

令和 6 年 6 月 3 日現在

機関番号：14301

研究種目：挑戦的研究（萌芽）

研究期間：2022～2023

課題番号：22K18767

研究課題名（和文）フラクタル翼がもたらす次世代小型航空機翼の革新

研究課題名（英文）Innovation in next-generation small aircraft wings brought by fractal wings

研究代表者

長田 孝二（Nagata, Koji）

京都大学・工学研究科・教授

研究者番号：50274501

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 4,900,000円

研究成果の概要（和文）：翼の一部にフラクタル構造を持つ翼（フラクタル翼）の低レイノルズ数域における定常および非定常空力特性を風洞実験により明らかにした。空隙率とフラクタル部の位置が異なる合計6種類のフラクタル翼（前縁部に空隙率0.3および0.6のフラクタル部、後縁部に空隙率0.3および0.6のフラクタル部）の空力計測と流れ場の可視化を行った。その結果、翼のフラクタル構造は翼周りの流れと揚力・抗力係数に大きな影響を及ぼし、非定常運動時の動的失速を抑制できることがわかった。また、多孔質壁またはスリットを有する翼のラージエディシミュレーションを実施し、透過部や空孔による小型翼の空力特性向上について総合的な検討を行った。

研究成果の学術的意義や社会的意義

将来の火星探査手段として有望視されている「火星飛行機」や近年注目を集めている小型無人航空機においては従来の航空機に比べてレイノルズ数が1～2桁小さく、従来の設計思想に基づく翼を用いることができない。本研究はこのような低レイノルズ数域で航行する小型機翼に対して新たな提案を行うものである。学術的にも、透過構造による翼面上での流れのはく離制御と関連して流体力学分野に新たな知見を与えるものである。

研究成果の概要（英文）：This study investigates the aerodynamic characteristics of airfoils partially equipped with fractal structures (fractal airfoils) in the low-Reynolds-number regime. Wind tunnel experiments are conducted using symmetric and frat airfoils under steady and unsteady conditions. A total of six types of fractal wings with different porosity and fractal part positions (fractal part with porosity of 0.3 and 0.6 at the leading edge, fractal part with porosity of 0.3 and 0.6 at the trailing edge) are examined with measurements of the lift and drag forces and flow visualization using the smoke-wire method. The results show that the fractal structures significantly influence the flow characteristics around the airfoil and lift and drag forces, effectively reducing the occurrence of a dynamic stall in unsteady conditions. In addition, large eddy simulations are performed for airfoils with permeable or slit parts in order to elucidate the improvement of the performance of small airfoils.

研究分野：流体工学

キーワード：流体工学 空気力学 翼周り流れ 風洞実験 数値解析

1. 研究開始当初の背景

近年、小型無人航空機(UAV)や航空機による火星探査が注目されている。このような航空機の特徴として、翼弦長 C と対気速度 U で定義されるレイノルズ数 ($Re = UC/\nu$: ν は空気の動粘度) が従来の航空機に比べて1~2桁も小さいことがあげられる。このようにレイノルズ数が小さな翼では迎角に対する揚力の変化に非線形性がみられることをはじめとしてレイノルズ数が大きな翼と空力特性が大きく異なる。また、小型機では翼のアスペクト比が小さく翼端渦の影響が大きいのも特徴である。このような違いから、小型航空機や火星飛行機に対しては従来の設計思想に基づく翼型を用いることができない。同じくレイノルズ数が小さい鳥や昆虫等の自然界の飛翔体においては透過性の翼を有している場合があり、低レイノルズ数域における透過性翼が研究されている。しかし、従来研究されているのは一様な透過率を有する翼のみであり、翼上面の剥離泡や翼端渦を制御し、高い揚力/抗力比(揚抗比)を達成するには限界があった。

2. 研究の目的

上記の研究開始当初の背景を鑑み、本研究では、フラクタル形状の透過性をもつ「フラクタル翼」の可能性を探求する。フラクタル形状の特性として単位面積・体積当たりの総辺長が極めて大きいことが挙げられ、この特性を生かした「フラクタル日よけ」も開発されているほか、航空機のエアブレーキとしての使用も提案されている。しかし、フラクタル構造を利用した「フラクタル翼」はこれまで提案されていない。本研究では、風洞実験と数値計算により「フラクタル翼」の特性評価を行い、次世代小型航空機翼としての提案を行うことを目的とする。関連して、特性の異なる多孔質壁を有する翼、およびスリットを有する翼に関する数値計算を行い、透過壁や空孔による小型(低レイノルズ)翼の空力特性向上について総合的に明らかにすることを目的とした。

3. 研究の方法

(1) 透過壁およびスリットを有する翼の数値計算

ラージエディシミュレーションによる二次元翼の非定常空力解析を実行し、一部透過性を有する翼の空力解析を行った。計算にはOpenFOAMを用い、多孔質のモデルを実装した。多孔質としては均質な多孔質と一方向のみ透過性を有する多孔質(実験でのハニカムに類似)の二種類を用いた。多孔質部の長さを翼弦長の4%、10%、および20%とし、空隙率を0.3、0.6、および0.9とした。迎角は0度から16度まで2度刻みとした。計算には高速ワークステーションを用いた。

次に、吹き出し/吸い込みスリットを有する二次元翼の非定常空力解析を行った。翼の前縁と後縁にスリットを設け、翼面上の圧力分布により吹き出しと吸い込みを受動的に行うことを目的とした。

(2) フラクタル翼の風洞実験

空隙率とフラクタル部の位置が異なる合計6種類のフラクタル翼(フラクタル部なし、前縁部に空隙率0.3および0.6のフラクタル部、後縁部に空隙率0.3および0.6のフラクタル部)を3Dプリンタを用いて製作し(図1)、名古屋大学所有の回流(ゲッチング)型風洞に設置した。翼に働く揚力と抗力の迎角 α に対する変化を六分力天秤で計測した(図2)。光源にレーザを用いるスモークワイヤ法により翼周りの流れを可視化し、フラクタルのパラメータ(位置や空隙率)によって流れがどのように変化するかを明らかにした。翼を静止状態で固定した場合、翼が非定常運動する場合について実験を行った。非定常実験においては、ステップモータを用いて六分力天秤にとりつけられた翼を天秤と一緒に運動させ計測を行った。

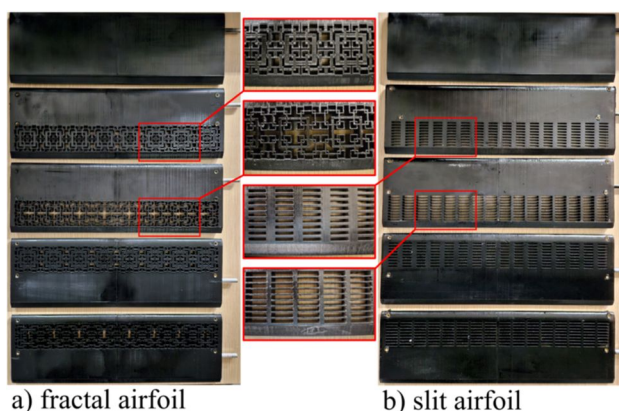


図1 フラクタル翼および比較のための同じ空隙率を有するスリット翼

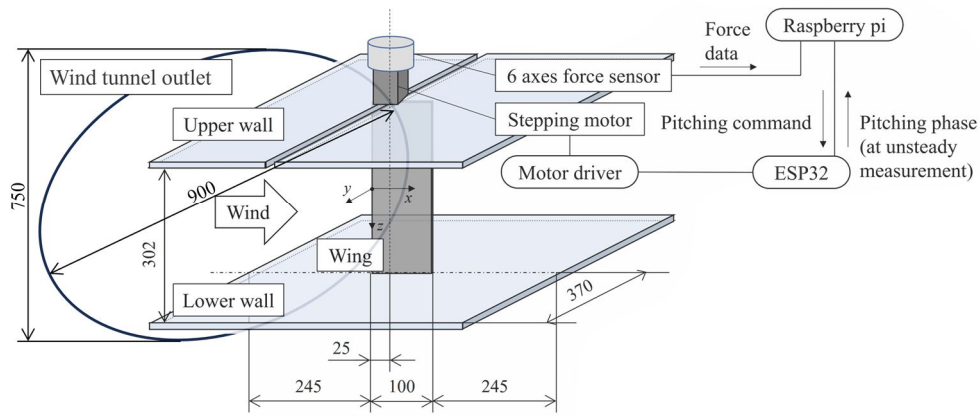


図2 計測システム

4. 研究成果

(1) 透過壁を有する翼の数値計算

計算に用いた多孔質モデルと多孔質の位置を図3, 4にそれぞれ示す。計算の結果、一方向のみ透過性を有する多孔質翼の場合(図1b)に、高迎角域において多孔質部がない翼と比較して揚力/抗力比が向上することを見出した。また、多孔質壁によって翼面上に形成される剥離泡が抑制させることがわかった(図5)。結果は査読付国際誌(Journal of Aircraft)にて公表された。



図3 多孔質モデル。(a) ランダムな空隙を有する一般的な多孔質、(b)一方向のみ透過性を有する多孔質

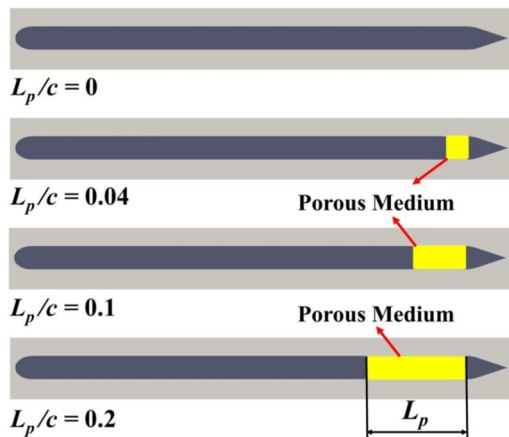


図4 多孔質の位置と長さ

吹き出し/吸い込みスリット翼については、低迎角時において揚抗比の大幅な向上が確認された(図6)。なお、スリットの有無に関わらず抗力はほぼ変化していないため、この揚抗比向上の要因は揚力の増加である。可視化より、スリットによって翼面上の剥離泡が縮小あるいは消滅していることが確認された。現在結果をまとめて査読付国際誌(Journal of Aircraft)に投稿準備中である。

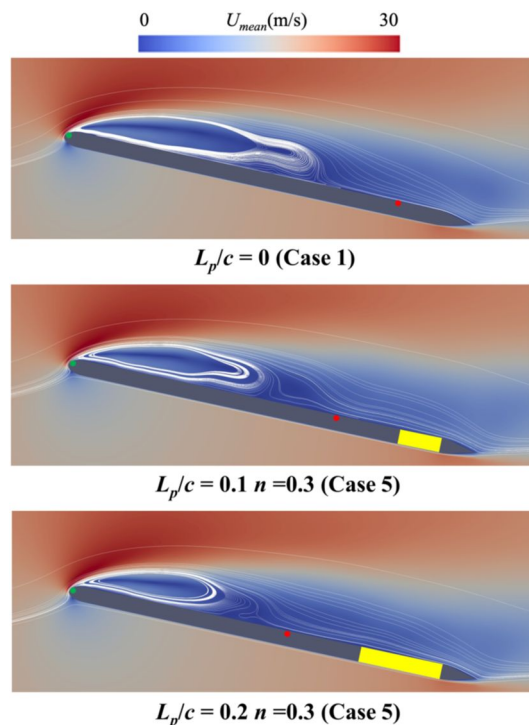


図5 多孔質壁による剥離泡の変化(黄色の部分が多孔質壁(空隙率0.3))

(2) フラクタル翼の風洞実験

翼を固定した定常実験においては、実験を行ったフラクタル翼モデルに関してはフラクタル部がない場合に比べて揚力が低下したものの、前縁部にフラクタル部を設置した場合に高迎角に至るまで揚力に線形性があることがわかった(図7)。これは、急な姿勢変更や風向きの変化に対してもフラクタル翼が安定して揚力を発生できることを示唆する新たな知見である。一方、翼が非定常運動する場合、フラクタル翼は非定常運動時の動的失速を抑制できることがわかった(図8)。この傾向は同じ空隙率を有するスリット翼でも見られたものの、フラクタル翼の方が大きな揚力係数を示した。さらに、高迎角時にみられた揚力係数の振動がフラクタル翼の場合には低減できることがわかった。結果を査読付国際誌(CEAS Aeronautical Journal)に投稿し、現在査読中である。

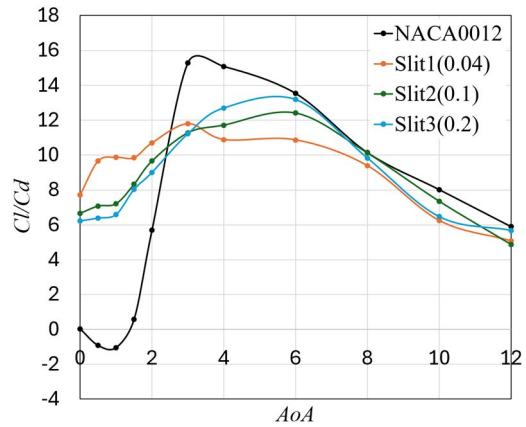


図6 スリット翼の揚抗比(スリットなしとの比較。数字は翼弦長に対するスリット位置($x=0$ が前縁))

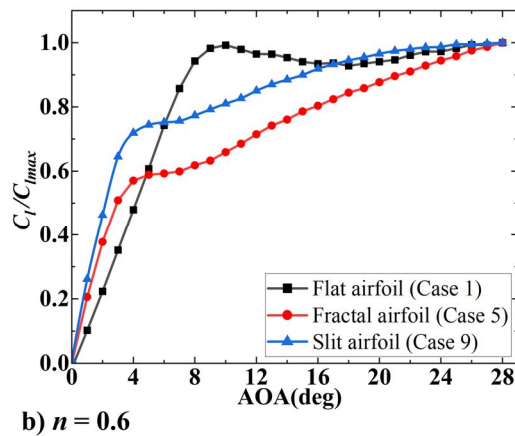
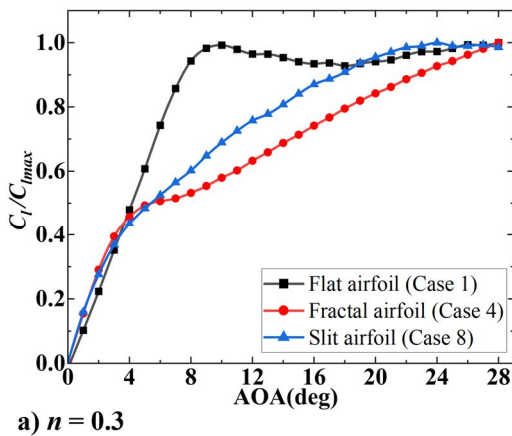


図7 フラクタル部を前縁に設置した場合の揚力特性(定常)。nは空隙率。

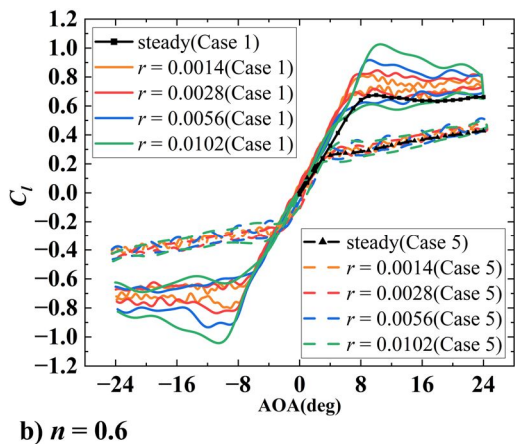
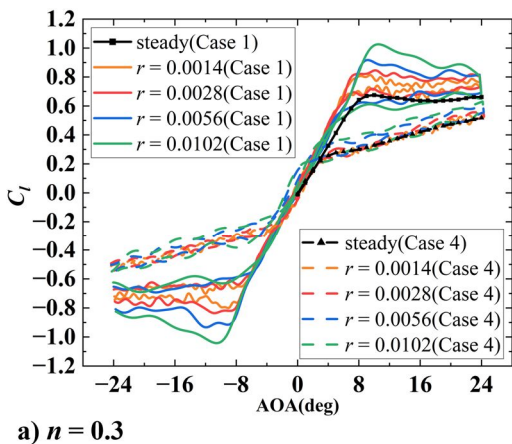


図8 フラクタル部を前縁に設置した場合の揚力特性(非定常)。nは空隙率。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Jinyu Li, Koji Nagata, and Tomoaki Watanabe	4. 巻 60
2. 論文標題 Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds-Number Flow Around Partially Porous Airfoils	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Journal of Aircraft	6. 最初と最後の頁 1998-2009
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.0037253	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件／うち国際学会 2件）

1. 発表者名 Jinyu Li, Tomoaki Watanabe, and Koji Nagata
2. 発表標題 Improvements of Aerodynamic Performance Due to Porous Part on a Flat Airfoil
3. 学会等名 The 2022 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology（国際学会）
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Jinyu Li, Tomoaki Watanabe, and Koji Nagata
2. 発表標題 Large Eddy Simulation of Low Reynolds Number Flow Around Porous Airfoils
3. 学会等名 Proc of The 7th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows 2022（国際学会）
4. 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	渡邊 智昭 (Watanabe Tomoaki) (70772292)	京都大学・工学研究科・准教授 (14301)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------