

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 15 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2013～2015

課題番号：25420139

研究課題名(和文)非定常特性を考慮に入れた低レイノルズ数翼の最適設計の研究

研究課題名(英文)Airfoil optimization study in unsteady low Reynolds number flow

## 研究代表者

池田 友明 (IKEDA, Tomoaki)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究員

研究者番号：00443276

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,800,000円

研究成果の概要(和文)：本研究課題では、超高々度や火星大気環境などの低レイノルズ数希薄大気中の飛行を想定した翼型設計の研究というテーマで3年間の研究を実施した。低レイノルズ数翼においては比較的大きな変動を伴う非定常流れが顕著となる。ここでは数値計算手法と風洞実験の両面からこの変動発生機構を明らかにし、その結果、薄翼に対してたわみを後方に位置させ、前縁部はフラットな形状とすることが空力特性向上に有効であることがわかった。成果は国際誌等で発信した。

研究成果の概要(英文)：We conducted airfoil design optimization studies for low Reynolds number, rarefied atmospheric environment, such as ultra high altitude, or Mars atmospheric flight, for three years. In low Reynolds number flight, the unsteady vortical motion in relatively large scale becomes more dominant. We performed both numerical simulations and wind tunnel tests for various airfoil shapes to clarify the onset mechanism of unsteady motions. For a better aerodynamic performance, the airfoil shape near the leading edge should stay flat, while the maximum camber location should be given near the trailing edge, for very thin thickness. Our achievements were reported in academic journals and conferences.

研究分野：数値流体力学

キーワード：翼設計 非定常空力 空力音響

### 1. 研究開始当初の背景

翼弦長に基づいたレイノルズ数 (Re) が  $10^5$  もしくはそれ以下のオーダーとなる時、層流化の影響を大きく受けるため境界層が剥離しやすく、非定常流れが本質的となる。通常の定常・付着流を仮定した翼設計手法では翼の空力特性を正確に把握することは困難である。さらに、希薄流大気中の高亜音速飛行を想定すると、低速の場合に比べて音響変動が卓越し、翼後流への渦放出に同期して後縁から放射される空力音が境界層中にフィードバックされ、迎角などの条件により境界層不安定とカップリングし共鳴を起こす。研究担当者らの数値計算及び実験を用いた先行研究では、このカップリングにより圧力変動及び渦変動は遙かに増幅され、翼の空力特性に大きな影響を与えることがわかっている。しかしながら、この非定常変動の影響を翼設計に取り入れるためには、流体物理学見知からの詳細な解析とさらなる定量データの蓄積が必要である。

### 2. 研究の目的

実際に行った研究は、非定常変動の安定性に関する研究 (学会発表(5)&(6)) や、本研究に用いられる数値流体 (CFD) 手法の精度向上 (学会発表(8)) など多岐に渡るが、本報では以下の2点に焦点を当てる:

(1) 本研究の主目的は、低 Re において音響変動とのカップリングに起因する非定常変動を考慮に入れた上で、空力性能に優れた翼の設計指針を与えることである。このため、翼形状に関するパラメータに対して、数値計算により空力特性を取得し、定量的な議論を行う。

(2) 研究を続ける中で、音響変動とのカップリングが生じると翼上面の渦形成が促進され剥離が抑制される効果があることが数値計算により確認されている。この現象が起これば、結果的に揚力が増大し、揚抗比などの面においても空力特性が向上する。このカップリングの効果を実験的に検証し、そこでの流体物理現象を解明することを第二の目的とする。

### 3. 研究の方法

(1) 数値計算手法を用いて、翼形状に関するパラメータに対して空力特性を取得する。翼形状は一般的な翼型が望ましいが、ここでは広く学術研究に用いられている NACA 翼型に着目した。厚みは 6% に固定し、キャンバ高さ・位置に関して Fig.1 に示したように  $4 \times 4 = 16$  通りの翼型に対して、 $Re=10,000$ 、マッ

八数  $M=0.2$  として数値計算を行った。計算は基本的に 2 次元で行うこととするが、迎角が大きい時には流れの 3 次元性が無視できないため、そこでの空力特性を詳細に議論する際には 3 次元計算を行う。計算には、JAXA で担当者によって開発された空力音響 CFD コードを用いる。

(2) 実験的にカップリングの効果を調べるために、スケールの異なる相似な翼模型を用意する。Re を固定して実験を行うと流速、即ちマッハ数が異なるため、音響的な効果の強さを変えることが出来る。ここでは翼弦長に 40mm と 100mm の二種類の NACA0006 翼模型を作成し、風試により空力特性を取得する。

	x206	x406	x606	x806
2x06				
4x06				
6x06				
8x06				

Fig.1 調査対象となる NACA 翼型

### 4. 研究成果

(1) 例としてキャンバ高さ 4% のケースについて、キャンバ位置の異なる 4 種類の翼型の揚力傾斜を Fig.2 示す。キャンバ位置が後縁側にある NACA4806 が他の翼型と比較して同迎角でより大きな揚力を示すが、揚抗比等の面でも優れた空力特性が得られる。迎角 8 度のケースで比較すると、4806 は 2 次元計算と 3 次元計算でほぼ同等の空力特性を示すが (図中赤丸)、キャンバを前縁側 40% に位置させた 4406 は、3 次元計算をすると空力特性が大きく悪化する結果となった (図中青丸)。

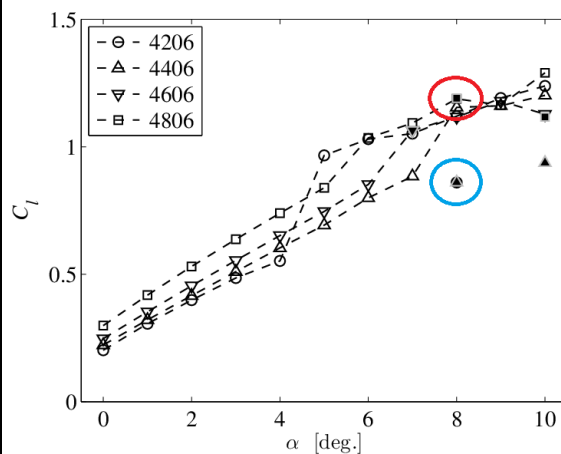


Fig.2 4%キャンバ高さ翼の揚力傾斜

3 次元計算の渦構造を比較すると、キャンバ位置の違いによる乱れの発達の影響が理解できる (Fig.3)。前縁側に位置するキャンバは上面側乱れの抑制に寄与し、代わりに後

縁側に大きな剥離泡を伴い揚力低下を引き起こす。前縁近傍をフラットに保つことで、前縁剥離泡が形成され、壁面に付着した transitional な境界層が発達する。現状の  $Re=10,000$  は、一般に層流剥離泡が前縁に形成される  $Re \sim 50,000$  よりも遙かに小さく、音響的な攪乱の発生が空力特性の向上に繋がっていると推測される。

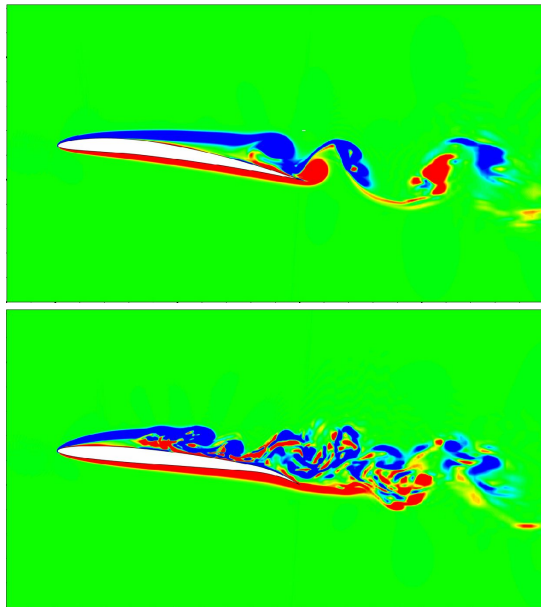


Fig.3 NACA4406 と 4806 の渦構造の違い

これらの研究成果は外部発表：雑誌論文(1)に纏められている。

(2) (1)で見られたような音響効果による空力特性の向上を実験的に確認する目的で、風洞試験を実施した。Fig.4 に短い翼弦長模型 Case S, 長い翼弦長模型 Case L,  $M=0.2$  で実施した数値計算の揚力-迎角関係図を示す。 $Re=50,000$  であり、Case S ではトーンノイズが観察され Case L では観察されていない。

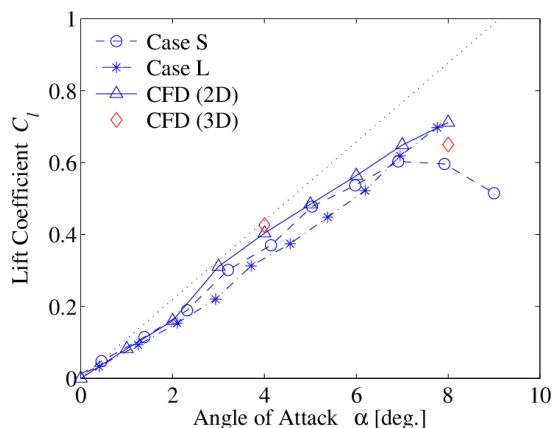


Fig.4  $Re=50,000$  における揚力傾斜

この時、マッハ数が大きい流れである Case S は Case L と比較して明らかに揚力が大きく、数値計算結果にも近い。また迎角 4 度付近で

トーンノイズは消失する (Fig.5)。この迎角において 3 次元数値計算を実施すると、前縁付近から楔乱流境界層が発達する様子が捉えられる (Fig.6)。これよりも迎角が小さいと二次元的な規則的な渦放出を伴う流れとなり、迎角が大きいと全面乱流へと変化する。トーンノイズの消失と楔乱流の発達の間連が示される興味深い例である。

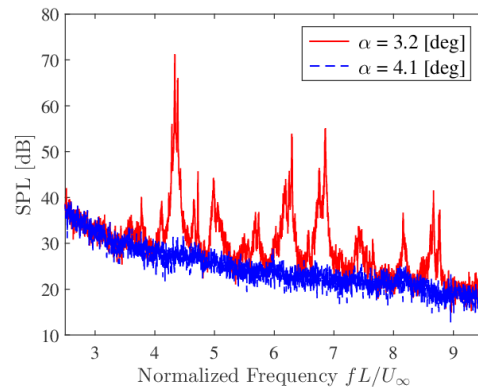


Fig.5 Case S で観察されるトーンノイズ

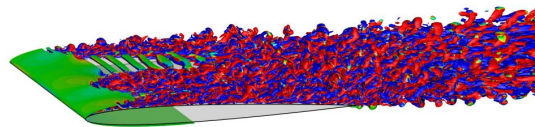


Fig.6 迎角 4 度で発達する楔乱流構造

これらの研究成果は外部発表：学会発表(1)(2)(4)(7)に纏められている。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計 1 件)

(1) Tomoaki Ikeda, Takashi Atobe, Daisuke Fujimoto, Ayumu Inasawa, Masahito Asai, "Self-noise Effects on Aerodynamics of Cambered Airfoils at Low Reynolds Number", AIAA Journal, Vol.53(8), 2015.

〔学会発表〕(計 8 件)

(1) 酒井宣明 永井大樹 浅井圭介 池田友明 跡部隆. 低レイノルズ数における音響フィードバック現象解明を目指した NACA0012 翼型の後流計測. 第 45 回流体力学講演会, 東京, 2013.

(2) Daisuke Fujimoto, Tomoaki Ikeda, Masahito Asai, Ayumu Inasawa. "An experimental study of airfoil tones and their effects on aerodynamic characteristics at low Reynolds number", Asia-Pacific International Symposium on

Aerospace Technology, Kagawa, 2013.

(3) Tomoaki Ikeda, Takashi Atobe, Yasufumi Konishi, Hiroki Nagai, Keisuke Asai.  
“ Numerical study of wind-tunnel acoustic resonance induced by two-dimensional airfoil flow at low Reynolds number ”, 29th congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Russia, 2014.

(4) 池田友明 藤本大介 稲澤歩 浅井雅人.  
後縁ノイズが低レイノルズ数翼の空力特性に与える影響について. 第 52 回飛行機シンポジウム, 長崎, 2014

(5) Takashi Atobe. “ Influence of longitudinal wall-oscillation on the plane Poiseuille flow ”, 10th International Conference on Advanced in Fluid Mechanics, Spain, 2014.

(6) Takashi Atobe. “ Stabilizing effect of longitudinal wall oscillation on 2D channel flow ”, 4th International Conference on Turbulence and Interactions, France, 2015.

(7) Tomoaki Ikeda, Daisuke Fujimoto, Ayumu Inasawa, Masahito Asai. “ On the lift increments with the occurrence of airfoil tones at low Reynolds numbers ”, American Physical Society 68th Annual DFD Meeting, Boston, 2015.

(8) 池田友明 鈴木祐太 浅井雅人. マルチブロック境界における粘性項評価の改良について. 第 29 回数値流体力学シンポジウム, 福岡, 2015.

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

池田 友明 (IKEDA, Tomoaki)  
国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構  
航空技術部門・研究員  
研究者番号： 00443276

### (2) 研究分担者

跡部 隆 (ATOBE, Takashi)  
国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構  
航空技術部門・主幹研究員  
研究者番号： 80358663

### (3) 連携研究者

浅井 圭介 (ASAI, Keisuke)  
東北大学・大学院工学研究科・教授  
研究者番号： 40358669

### (4) 連携研究者

永井 大樹 (NAGAI, Hiroki)  
東北大学・大学院工学研究科・准教授  
研究者番号： 70360724

### (5) 連携研究者

小西 康郁 (KONISHI, Yasufumi)  
東北大学・流体科学研究所・特任准教授  
研究者番号： 20552540