

流体解析における Adjoint 法を用いたウィングレットの形状最適化

日大生産工(院) ○佐々木 翔梧 日大生産工 沖田 浩平

1. 緒言

地球温暖化の問題において二酸化炭素の排出量削減や世界的な原油需給の逼迫による航空機燃料の高騰や新型コロナの収束による消費拡大により輸送機械の燃費向上が求められており、これらの環境問題からのニーズと、計算機およびCFD（数値流体力学）を含む計算力の発達により、航空機の空力形状が洗練され、より最適化された形状が検討されるようになってきている。

揚力を利用し飛行する航空機にとって避けることのできない現象として、翼端渦と呼ばれる現象がある。これは、翼端が空中を移動するときに翼端後方に空気の渦が発生し、翼端を後方にひく力を発生させ、空気抵抗(誘導抗力)を増大させる。そこでウィングレットと呼ばれる小さな翼端版を主翼端に取り付け、それによって翼端付近の空気の流れを整流することで翼端渦を減少、あるいは発生方向を情報に移動させ、空気抵抗を減らし、揚力係数を増加させ燃費を向上させる効果がある。

形状最適化の手法の種類として、勾配法や進化法、逆解法などがあり、Adjoint 法は勾配法を元にした形状最適化の手法である。航空機や自動車などの設計において重要な役割を担う技術であり、これにより、空気力学的性能が向上し、推力、風洞実験、CFD 解析などを組み合わせ、最適な形状を決定することができる。

本研究では、流体解析における形状最適化問題として、ウィングレットを対象に揚力を最大にする形状最適化にAdjoint法を適用することを目的に、NACA0012翼型をもとにして、翼端板の有無について流れの解析を行った。

2. Adjoint 法

航空機の機体の3次元形状設計のように1回のCFD解析にかかる計算コストが大きい最適設計問題では設計変数の個数（設計空間の大きさ）が多く、感度解析の精度をあげようとすると計算コストが大幅に増大する。最適化問題において、設計変数に対する目的関数の変化率

を感度と呼び、勾配法では、この感度の大きい変数を優先して変化させることで、最適化問題の収束性を加速することができる。また、感度解析手法にはいくつかの方法があり、従来の最適化手法である直接差分法では、一度の形状変更で少なくとも設計変数の数だけ目的変数を評価する必要があるが、ラグランジュの未定乗数法を応用した Adjoint 法では、設計変数の数に依存せずに勾配を求めることができる¹⁾。

ここで、Adjoint 法の基本的な考え方について示す。

ラグランジュの未定乗数法では、目的関数 $J(\mathbf{x})$ を最大化または最小化することを目的に制約関数 $g(\mathbf{x})$ に対して次式の制約条件を満たす設計変数ベクトル $\mathbf{x}$ を求めることができる。

$$g(\mathbf{x}) = 0 \quad (1)$$

まず、ラグランジュ関数を次のように定義する。

$$L[\mathbf{x}, \lambda] = J(\mathbf{x}) + \lambda g(\mathbf{x}) \quad (2)$$

ここで、 λ はラグランジュ乗数であり、Adjoint 法では Adjoint 変数と呼ばれる。次に、ラグランジュ関数を設計変数ベクトル $\mathbf{x}$ について微分すると、その勾配が

$$\nabla L[\mathbf{x}, \lambda] = \nabla J(\mathbf{x}) + \lambda \nabla g(\mathbf{x}) \quad (3)$$

と表される。右辺の $\nabla J(\mathbf{x})$ は目的関数 J の勾配であり、 $\nabla g(\mathbf{x})$ は制約関数の勾配である。ここで、式(3)をゼロとおいた次式は Adjoint 方程式と呼ばれる。

$$\nabla L[\mathbf{x}, \lambda] = 0 \quad (4)$$

この Adjoint 方程式を解くことで、Adjoint 変数 λ を求めることができる。最後に、目的関数の勾配は次式により求められる。

$$\nabla J(\mathbf{x}) = -\lambda \nabla g(\mathbf{x}) \quad (5)$$

この勾配は、制約条件を満足する空間での目的関数についての設計変数の勾配となるので、勾配法の一つである最急降下法を用い、勾配をゼロに近づける方向に設計変数ベクトル $\mathbf{x}$ を変更していくことで形状が少しずつ変化し、最適形

Winglet Shape Optimization using Adjoint Method
in Computational Fluid Dynamics

Shogo SASAKI, Kohei OKITA

状を求めることができる。

3. 解析格子と解析条件

Fig.1 に示すような翼端板付きの NACA0012 翼型について解析を行った。翼端板の角度は、単純に翼端を 90° 折り曲げた形状を採用した。また、翼端板の高さは、旅客機の翼幅とウィングレット高さの比を参考に、翼幅の 18%とした。翼端板以外の主翼の厚さは一定に保ちつつ、翼端板先端で主翼厚の 50%の翼厚になるように作成した²⁾。

Fig. 2 に計算領域を示す。各部の寸法は、翼のコード長 c ($= 500 \text{ mm}$) を基準に設定し、主流方向に $24c$ 、高さ方向に $4c$ 、翼幅方向に $6c$ としている。流入境界には、速度 46 m/s の一様流、流出境界には自由流出条件、側壁面には自由滑り条件を与えている。また、迎え角は 8 度とした。Table.1 に、本計算に用いた計算条件を示す。本研究ではオープンソースの流体解析ソフトである OpenFOAM(v2312) の simpleFoam ソルバーを使用した。

4. 結果と考察

Fig.3 に、翼端付近の Y-Z 平面の速度の大きさを示す。NACA0012 では翼端に下面から上面に巻き込むような翼端渦が一つ発生しているのが確認できるが、翼端板付き NACA0012 の場合、翼端板の下部と翼端板の終端付近で二つの渦が発生しているのが確認できた。また、翼端板なしの翼に対して、翼端板ありの翼では、揚力が 11%増加した。揚力が増加した要因としては、翼端板によって翼端渦が抑えられ、上下面圧力差が維持されるため揚力が増加したと考えられる。

5. 結言

流体解析による形状最適化問題として、飛行機の主翼と翼端板付きの主翼を対象に流れの解析を行った。今後は揚力を最大にするような形状最適化にAdjoint法を用い、解析を進めていきたい。また、この先の展望としてAdjoint法は従来手法よりも効率的で高精度な計算を可能にし、大規模で複雑な問題にも適用でき、計算時間も大幅に短縮できるため、多くの設計変数を取り扱わなければいけない複雑な形状の最適化などで従来の手法に変わりメジャーな形状最適化手法になると考える。

参考文献

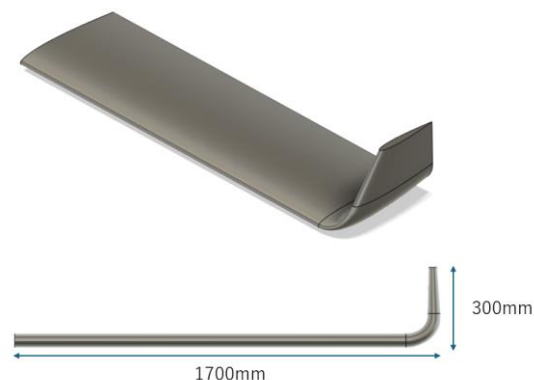


Fig. 1 翼端板付き NACA0012

Table. 1 計算条件

Inlet Conditions	
Inlet Velocity	46.0m/s(165.6km/h)
Density	1.225kg/m^3
Kinematic Viscosity	1.46×10^{-5}
Reynolds Number	1.5×10^6

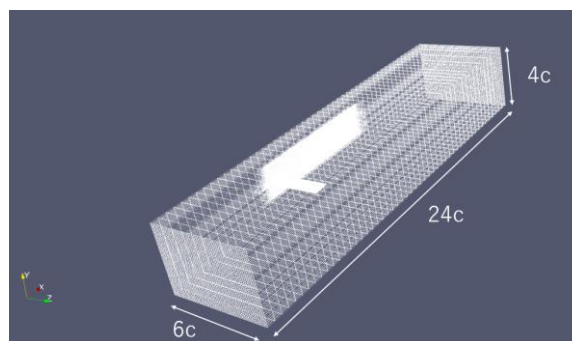


Fig. 2 計算領域と計算格子の様子

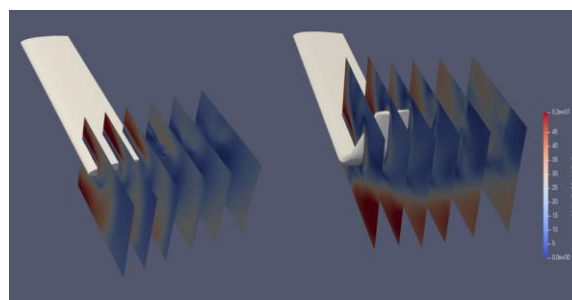


Fig. 3 速度の大きさの比較(Y-Z 平面)

- 1) 雷 忠, 牧野 好和, 岩宮 敏幸: Adjoint 感度解析を用いた勾配法による空力形状最適設計, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 (2008)
- 2) 今井啓太, 寺島洋史, 坪倉誠, 大島伸行: 翼端版付加による翼端近傍流れ場及び誘導抗力への影響, 第 33 回数値流体力学シンポジウム、2019