

# 卒業論文要旨

## 地面効果を受ける三次元翼の流体解析

航空・ガスタービン研究室 1170099 津村 篤志

### 1. 研究の背景と目的

航空機が飛行する際、翼の背側と腹側の圧力差により翼端渦が発生し有効迎角が小さくなり結果的に揚力が小さくなってしまいます。この翼端渦を小さくする対策として、ウィングレットなどの翼端板をつけることが良く知られている。また、地面効果(ground effect)と呼ばれる、翼と地面の距離が近いときに翼端渦の発生が抑えられ、地面と翼間の圧力上昇も相まって大きな揚力を得ることが出来るという現象もある。この現象を利用した地面効果翼機(Wing in Ground effect vehicle, WIG)というものがあり、地面効果によって小さな翼で大きな揚力が得られる。WIGは船舶と航空機のハイブリッドのような特徴から大型で高速の機体となる。そのため、WIGの研究は大型の機体を想定して行われてきた。

しかし、今後、WIGの開発が進み普及してくると、小型で一人乗りのWIGや趣味用の模型WIGが開発されると考えている。大型で高速な機体と小型で低速な機体では想定されるレイノルズ(Re)数領域が異なるため、最適な翼形状が変わってくるが、WIGの特性上、低Re数領域での研究が進んでいないのが現状である。そこで、本研究では通常のWIGより低いRe数領域において、翼の流体解析環境の確立および地面効果が翼に与える影響を調べることを目的とし、その第一歩としてOpenFOAMを用いて、まず低Re数領域について単独翼及び地面を考慮した翼の流れを解析し、迎角や高さの影響について流れ解析の有効性を確認する。

### 2. 解析環境及び条件

#### 2.1 解析環境概略

本研究室にある2台の計算機をサーバとして用いる。主に三次元解析で用いたメイン計算機サーバの構成を表1に示す。OSはUbuntuを、熱流体解析ソフトとしてオープンソースプログラムであるOpenFOAMを使用する。OpenFOAMはフリーのソフトではあるが、多数のユーザーの使用実績や研究機関、大学でのテストにより精度は保証されている。解析結果を可視化するソフトとしてParaViewを用いて、圧力分布や流線などを表示させる。

Tab.1 Composition of the main computer server.

CPU	Intel Xeon E5-2650 v3 2.30GHz ×2 (40 core)
Memory	192 GB
OS	Ubuntu 15.10

#### 2.2 解析モデル

解析対象の翼型をNACA2412とする。この翼型は人力飛行機や模型飛行機など低レイノルズ数で空力特性が良いとされており、文献データも豊富で、今後翼の厚みやキャンバーを変更し地面効果の影響を比較しやすいと考えられる。

CADソフトのFreeCADを使用し、翼弦長300[mm]、翼幅600[mm]のモデルを作成し解析モデルとして用いる。地面効果により翼端渦が減少することを顕著にするため、通常の飛行機よりも小さいアスペクト比で、矩形翼とする。

#### 2.3 計算条件

図1において、解析範囲は翼弦長 $L$ に対して流れ方向に

20 $L$ 、翼の厚み方向に15 $L$ (地面と翼の高さで変化する)、翼幅方向に8 $L$ とする。

主流速度は15[m/s]、物性値は15°C国際標準大気に従う。このときのレイノルズ数は $Re=3.08 \times 10^5$ となる。

非圧縮粘性解析の計算ソルバは圧力-速度連成手法のPISO法を用いる。乱流モデルは標準型k- $\epsilon$ モデルと低Re型k- $\epsilon$ モデル、k- $\omega$ SSTモデルを二次元解析で比較し、低Re数型k- $\epsilon$ モデルが参考実験値<sup>(1)</sup>と良く似た特性を示したので三次元解析でも低Re数型k- $\epsilon$ モデルを用いる。乱流モデルの比較結果を図2に、参考風洞実験値を図3に示す。

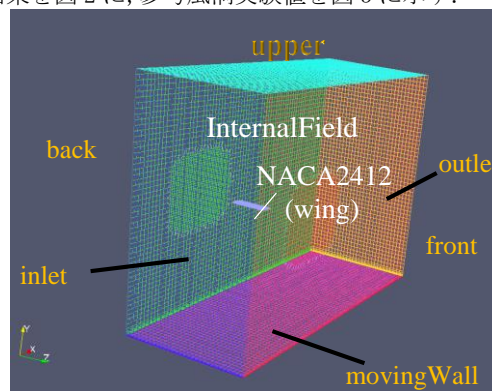


Fig.1 Analysis domain and boundary name.

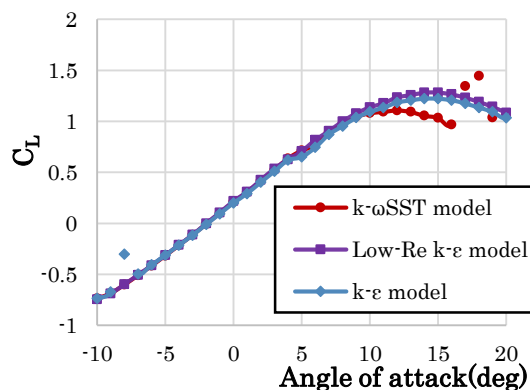


Fig.2 Turbulence model comparison concerning lift coefficient.

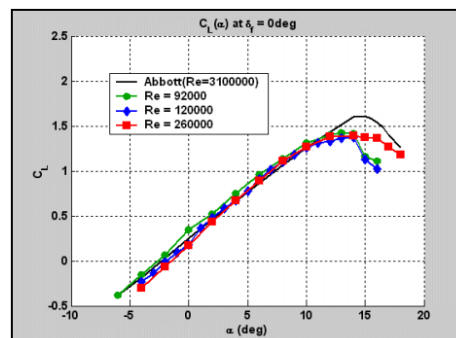


Fig.3 Experimental lift coefficient curves of NACA2412. <sup>(1)</sup>

## 2.4 境界条件

流入面には 15[m/s] の一様流を与える。流入気流は乱流であるとし、乱流強度を 1% として  $k$ ,  $\epsilon$ ,  $\omega$  を設定する。流出面は自由流出、静圧を大気圧とする。翼表面と地面は滑りなしの壁とし、地面を主流と同じ速度で移動させる。残りの境界は滑りありとする。壁面には壁関数を用いる。

## 2.5 解析ケース

解析は二次元と三次元で行い比較する。それぞれについて、

- 地面の影響がない高さで迎角を変化させる
- 地面と翼との距離を固定し、迎角を変化させる
- 迎角を固定し、地面と翼との距離を変化させる

ことにより翼端および地面が翼に与える影響を考察する。

## 3. 解析結果及び考察

地面なしで迎角を変化させたとき、翼の高さを、 $H$ (地面から前縁までの距離)/ $b$ (翼幅)=0.1 に固定し迎角を変化させたときの揚力係数  $C_L$  の変化を図 4 に示す。地面なしの場合の二次元解析の結果は、二次元粘性解析ソフト XFOIL の結果と比較して良く似た値を示すことがわかる。この結果と、図 3 の参考実験値が近いこと、解析条件やメッシュが適当であると考えられる。二次元解析と三次元解析を比較すると、三次元解析では最大  $C_L$  が小さくなり、失速角が大きくなっている。このことから、翼端渦によって有効迎角が減少していることがわかる。

翼を  $H/b=0.1$  に固定し迎角を変化させると、地面なしの場合と比較し、揚力傾斜は大きくなり、 $C_L$  も大きくなっていることがわかる。

翼の高さを  $H/b=0.05$  から 5 まで、迎角 5 度で変化させたときの  $C_L$  を図 5 に示す。二次元解析、三次元解析共に  $H/b=0.5$  付近から  $C_L$  の増加がみられる。三次元解析の場合は翼端渦の発生が抑制されたと考えられるが、翼端の無い二次元翼の場合も  $C_L$  が増加しているのは、地面と翼の間の圧力が上昇したためだと考えられる。そのことは、図 6 からも考えることができる。図 6 は  $H/b=0.1$  と  $H/b=5$  のときの翼面上の圧力係数  $C_p$  を示したもので、翼が地面に近いときは翼下面の  $C_p$  が大きくなっていることが確認できる。

揚抗比  $L/D$  に関しても翼の高さを変化させると図 5 と同じ傾向になることが確認されており、二次元翼と三次元翼のいずれについても、地面効果によって地面なしの場合よりも効率が良くなることわかる。

## 4. まとめ

地面効果の影響を受ける翼について流体解析する基礎研究として NACA2412 を用いて、 $Re=3.08 \times 10^5$  において地面がある場合とない場合を二次元解析および三次元解析を行い比較した。その結果、地面の影響により  $C_L$  の増加を期待するならば、地面と翼の間の圧力をさらに高める形状の翼型が良く、その際、翼の上下面で圧力差が大きくなるため、翼端渦が大きくなることを防ぎ、下面の圧力を逃がさないような形状の翼端板を付けることにより、さらに効率が良くなると考えられる。今後の展開として、これらを検証し効率の良い翼型および翼端板の形状を提案していくつもりである。

## 文献

(1) Nea Ylilammi, Andre Valdetaro Gomes Cavalieri, Erkki Soinnie Aerodynamics Research Group, Aalto University School of Science and Technology, Finland; ITA, Brazil, "EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL STUDY OF TWO FLAPPED AIRFOILS LOW REYNOLDS NUMBERS", 27<sup>TH</sup>

Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Nice France, 19-24 September 2010, ICAS 2010-6.10.1.

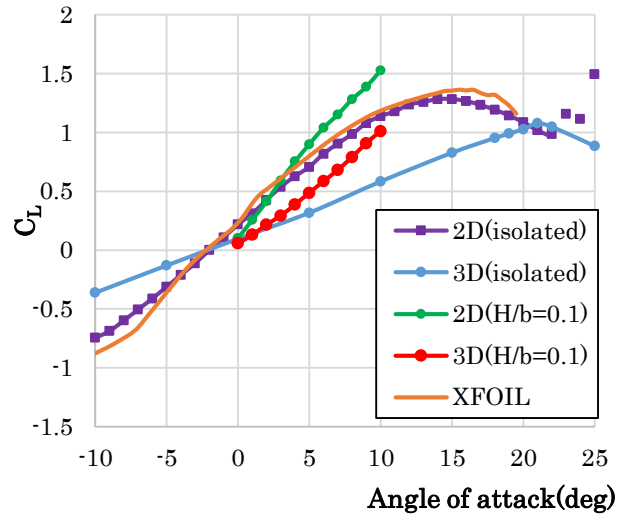


Fig.4 Effect of existence of ground on Lift coefficient.

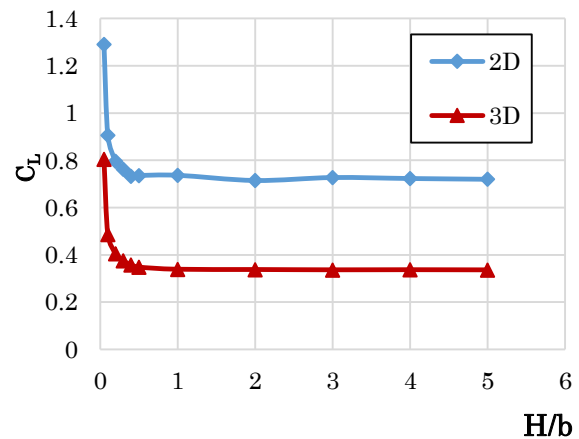


Fig.5 Effect of wing height on Lift coefficient.

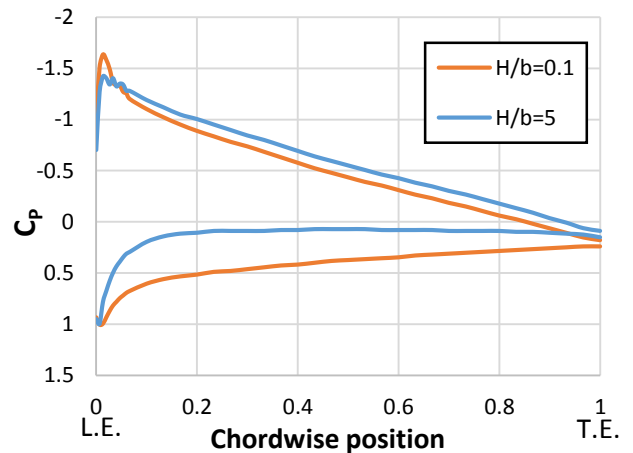


Fig.6 Pressure coefficient on wing at  $H/b=0.1$  and  $H/b=5$ .