

卒業論文要旨

風洞の活用方法に関する研究

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1200116 西山 和希

1. 緒言

開放型測定部を有する風洞を用いた翼の空力試験では、速度せん断層による主流乱れなどの様々な要因から計測範囲が狭く、三次元方向を考慮した翼計測が困難なケースがある。その解決策として主流を壁で囲うことで主流乱れを低減させる密閉型風洞が存在するが、壁の流れ場への干渉などの理由から試験翼のサイズが小さくなる事が多い。試験翼のサイズが小さくなることで翼面の Re 数が低下し、実際の航空機で生じる乱流境界層の再現が困難になるという欠点がある。そこで本研究では開放型測定部を有する風洞に風洞壁を設置した状態で三次元翼計測環境を構築することを目指し、壁面干渉による流れ場への影響を確認する事で使用可能な試験翼サイズの上限を明らかにする事を目的とする。

本研究は基本的に風洞を用いた翼試験を模擬した数値計算により行う。用いた風洞の主要寸法を図1に、風洞計測室の開放型測定部内に設置した風洞壁を図2に示す。風洞壁設置時の主流部は流入出口寸法が縦、横両方とも 1.0m、壁面長さは 1.3m である。

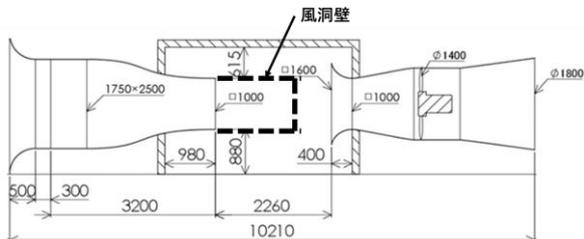


Fig. 1 Wind Tunnel.

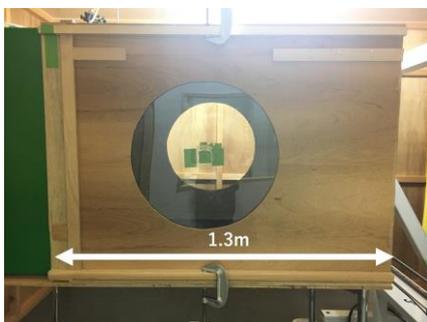


Fig. 2 Wind tunnel wall installation.

2. 研究方法

本研究は風洞壁設置時の風洞試験を模擬した条件と、一様流内の翼を模擬した条件の二つの計算結果の比較を行い評価する。双方から得られる揚力係数 C_L を計算し、試験翼サイズを拡大させることで発生する C_L 値の差を確認する。この差が風洞壁設置後の風洞試験における壁面干渉の影響と考え、影響を受けにくい試験翼サイズを相対的に評価する。

2.1 計算手法

本計算は二次元定常計算であり、数値計算にはセル中心有限体積法を用いた CFD ソフト FaSTAR⁽¹⁾ を利用した。支配方程式は Navier-Stokes 方程式と理想気体の状態方程式であり。計算に用いた手法は表1に示す。

Table 1 Numerical schemes.

乱流モデル	MenterSST-2003
移流スキーム	Roe スキーム
時間積分法	ρ LU-SGS
空間勾配計算法	重み付き Green-Gauss 法
空間勾配制限関数	minmod

2.2 計算対象及び条件

翼モデルは、翼型は NACA0012 を採用した。計算は次のように3種類行った。

(1) 計算の妥当性を確認するために、風洞壁を設置した翼計測に用いた $c=140\text{mm}$ の試験翼サイズを $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ で計算し別途実施した実験結果と比較した。

(2) 使用可能な試験翼サイズの上限をまず大まかに明らかにする為に、翼弦長 $c=100$ から $c=1000\text{mm}$ を 100mm の間隔で翼モデルのスケールを伸ばし、 $\alpha=10^\circ$ の条件でそれぞれ計算した。

(3) (2)の計算結果を受け、迎角の違いによる C_L 値の差の変化をより詳細に確認するために $c=100\text{mm}$ から $c=200\text{mm}$ まで計算した。なお特に $\alpha=10^\circ \sim 16^\circ$ を細かく計算した。

2.3 計算格子および境界条件

格子生成には格子生成ソフトの Pointwise を使用した。計算領域は風洞主流部の中央断面とする。例として翼弦長 400mm 、迎角 0° のときの計算格子を図4に示し、境界条件、主流条件を表2、表3に示す。Wall 境界面の境界条件を変更することで風洞試験から一様流条件の境界条件へと変更している。

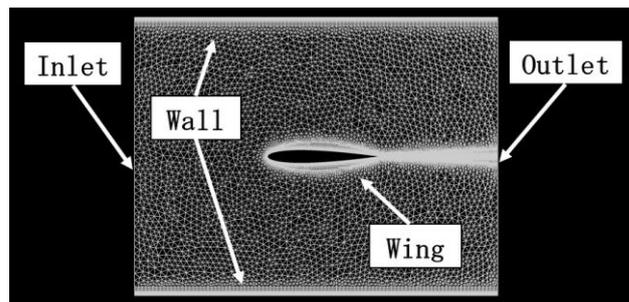


Fig. 3 Computational grid.

Table 2 Boundary condition.

Boundary surface	Boundary condition
Inlet	Uniform flow
Outlet	Uniform flow
Wing	No slip wall
Wall(Wind tunnel)	No slip wall
Wall(Uniform flow)	Uniform flow

Table 3 Flow condition.

Mainflow velocity[m/s]	10
Mainflow temperature[K]	298.15

3. 結果及び考察

図4に翼弦長 $c=140\text{mm}$ の試験翼を用いて $\alpha=0^\circ$, 10° , 15° の二次元翼計測を行い得た C_L 値と同条件の計算値から得た C_L 値の比較を示す. $\alpha=10^\circ$ までの C_L 値の差は 0.024 程であり, $\alpha=15^\circ$ の差は約 0.15 であった. 数値計算では剥離現象を予測することが困難な点から剥離後の空力特性を再現できなかったが, 剥離前の 10° では 15° と比較すると計測値に近い値となった.

図5に迎角 $\alpha=10^\circ$ における翼弦長ごとの風洞試験と一様流条件における揚力係数 C_L 値の計算値の差を示す. $c=300\text{mm}$ 以上の翼弦長では傾向を掴めず差も 0.1 前後となったが, それ以下の $c=200\text{mm}$ 以下では差が 0.02 以内に抑えられた. 図6に翼弦長 200mm , 迎角 10° のそれぞれの条件における計算結果のマッハ数分布を示す. 上の壁干渉により風洞試験条件の方が加速していることが分かる.

図7に翼弦長 $c=150\text{mm}$ と $c=200\text{mm}$ のときの迎角ごとにおける一様流条件と風洞試験を模擬した条件の計算による C_L 値の比較を示す. どちらの翼弦長も剥離した後では壁面干渉の影響から差が大きくなったが, 翼の風洞試験において剥離する前までを重視し, 失速までの迎角を評価対象とする. $c=150\text{mm}$ では失速前までの差が最大の迎角でも 0.03 程度であった. $c=200\text{mm}$ では失速する前の C_L 値の差も 0.9 であり, 失速角も一様流条件と一致しなくなった.

$c=200\text{mm}$ の比較において失速前までの迎角で風洞試験の条件で, 本来なら最大揚力である C_L 値のみ一様流条件より低くなった. これは最大揚力の迎角において, その時の流れ場が上下の風洞壁に干渉を受けたものと考察する.

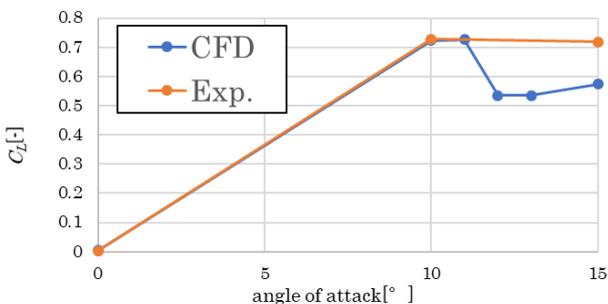


Fig. 4 Comparison with experimental data.

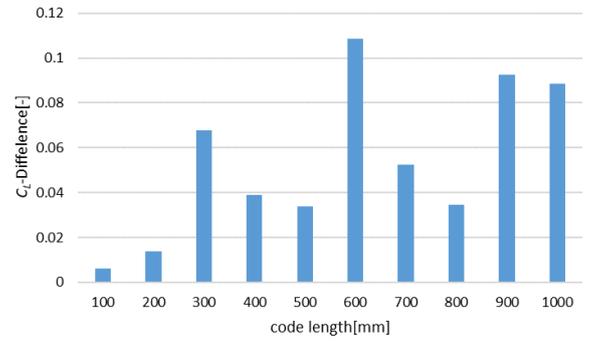


Fig. 5 C_L difference due to wind tunnel wall ($\alpha=10^\circ$).

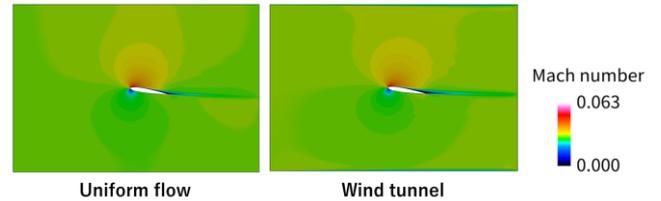


Fig. 6 Comparison of Mach number distribution ($c=200\text{mm}$, $\alpha=10^\circ$).

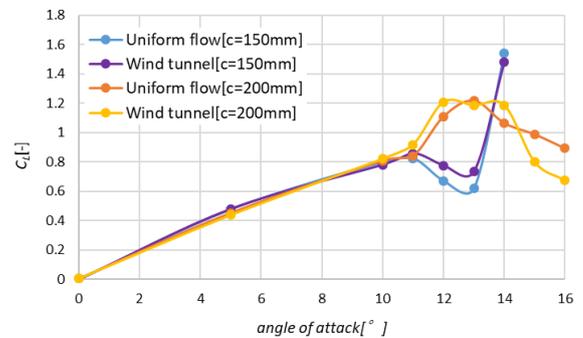


Fig. 7 Lift coefficient distribution around airfoil at each angle of attack.

4. まとめ

開放型測定部を有する風洞へ壁を設置した流れ場の上下壁干渉の影響を確認した.

今回用いた風洞においては, 翼弦長 150mm 以下であれば失速迎角が一致し, 計測誤差も図6から 0.025 未満である事が判明した. よってこの風洞で壁設置時の風洞試験において使用できる試験翼は $c=150\text{mm}$ までと判断する.

今後は三次元翼計測環境構築の為に左右の風洞壁面干渉を調査するためのスパン方向計測範囲の検証をしていくことが必要である. 上下だけでなく左右方向も壁面干渉を受けない範囲を明らかにすることで, 翼の流れ場へ影響を把握した三次元翼計測環境を構築する予定である.

謝辞

本計算結果は宇宙航空研究開発機構が所有する高速流体解析ソフトウェア「FaSTAR」を利用することにより得られたものである.

文献

- (1) 宇宙航空研究開発機構 JAXA(2014)「FaSTAR 理論マニュアル」