

# 卒業論文要旨

## 開放型風洞測定部に付加する壁の影響

### Effect of installed walls to an open-wind tunnel on the measurement section

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1200123 林 鷹志

#### 1. 序論

風洞実験に用いられる風洞では、主流の乱れが小さく一様であることが求められる。本学においては 2017 年度に整流デバイスとして有賀は「二重吹出口」<sup>(1)</sup>を、遠藤は「主流吸込枠」<sup>(2)</sup>を考案した。また、井上は「風洞壁」を考案した（詳細については後述する）。それぞれにおいて、主流の流速を計測することで乱れを比較した結果、いずれも乱れを低減する効果が確認された。設置時の外観を図 1 に示す。

二重吹出口と主流吸込枠は同時の設置が可能であるが、その状態での整流効果は未計測である。また、風洞壁によって囲まれた部分に実験用の翼を設置した場合、翼周りの流れに風洞壁が干渉し、風洞壁が存在しない場合とは異なる計測結果となることが考えられる。

本研究では三次元翼周り流れの計測に適した条件を見出すことを目的として、二重吹出口と主流吸込枠を同時に設置した場合（以降「形態 A」と記述）、及び測定部上流に風洞壁を設置した場合（以降「形態 B」と記述）について測定部の流れの比較を行った。



(a) Dual wall. (b) Main flow suction frame.



(c) Wind tunnel wall.

Fig. 1 Turbulence reduction devices.

#### 2. 整流デバイス及び風洞壁について

本研究に用いた本学風洞の測定部は開放型となっており、吹出口の寸法が  $1\text{m} \times 1\text{m}$ 、測定部（吹出口から吸込口まで）の長さが  $1.8\text{m}$ 、最大風速は  $28\text{m/s}$  である。なお、以降の実験

では  $10\text{m/s}$  で運転した。

主流方向を X 軸と定義し、吹出口を  $X=0\text{m}$ 、吸込口を  $X=1.8\text{m}$  とする。二重吹出口は長さ  $0.3\text{m}$ 、主流吸込枠は長さ  $0.2\text{m}$  である。二重吹出口は吹出口に、主流吸込枠は吸込口に設置することで測定部下流での乱れを抑えることが出来る。計測対象は、形態 A では  $X=0.3 \sim 1.6\text{m}$  間に設置が可能である。

風洞壁は長さ  $1.3\text{m}$  であり、吹出口を延長するように設置することで風洞壁に囲まれた部分の乱れを抑えることが出来る。形態 B では風洞壁に囲まれた  $1.3\text{m}$  の領域内 ( $X=0 \sim 1.3\text{m}$ ) に計測対象を設置することが可能である。

#### 3. 乱れ計測

##### 3.1 実験概要

形態 A と形態 B においての主流の乱れを計測し数値化する<sup>(1)(2)</sup>ことで整流効果を評価した。

##### 3.2 実験方法

流速の変動を計測するため熱線流速計を用いた。各計測点につき 6 秒間で 600 個の流速データを取得し、その流速データの平均値と標準偏差の比を「乱れ度」として、乱れの評価を行った。

乱れ度の分布を比較するために、X 軸方向に垂直な  $1000\text{mm} \times 1000\text{mm}$  の計測面を  $25\text{mm} \times 25\text{mm}$  の格子状に区切り、その格子点で計測を行った。なお、風洞壁を設置した場合の計測では熱線プローブと風洞壁の接触を避けるため  $950\text{mm} \times 950\text{mm}$  の計測面とした。熱線プローブの格子点間の移動には二軸トラバース装置を用いた。

計測面の中心部分  $600\text{mm} \times 600\text{mm}$  の乱れ度の平均値を「中心乱れ度」とした。

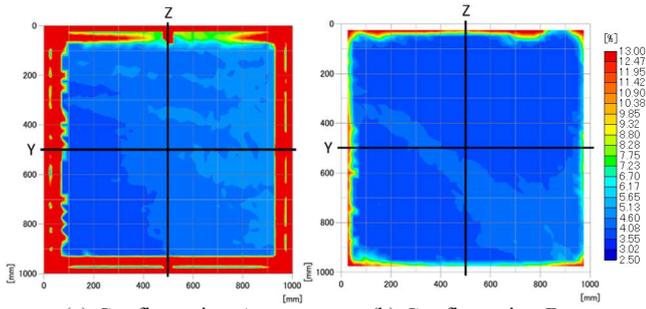
##### 3.3 実験結果と考察

形態 A では X 軸方向の複数の位置の面において計測を行った。形態 B では熱線プローブの都合上、 $X=1.3\text{m}$ （風洞壁出口における面）のみで計測を行った。図 2 に乱れ度の分布図を示す。(a)は形態 A の  $X=0.3\text{m}$ （形態 A の計測結果中、最も中心乱れ度が低かった位置）での結果である。中心乱れ度は  $4.35\%$  であった。(b)は形態 B の  $X=1.3\text{m}$  での結果である。中心乱れ度は  $3.94\%$  であった。図 2 から、形態 B と比べ形態 A では乱れが低く抑えられている範囲内でも左下から右上に向かって乱れが増加した。

またこの図に示すように、主流中心を通るように横軸 Y、縦軸 Z を設定し、それぞれの軸における乱れ度の分布を図 3 と図 4 に示す。この図で示されるように、中心と同程度の乱れ度となっている範囲が形態 A と比べ形態 B では、Y 軸方

向には約 50mm, Z 軸方向には約 75mm 拡大している。

以上の結果から, 形態 A と比べ形態 B の整流効果が高いと考えられる。



(a) Configuration A. (b) Configuration B.  
Fig. 2 Turbulence intensity distribution.

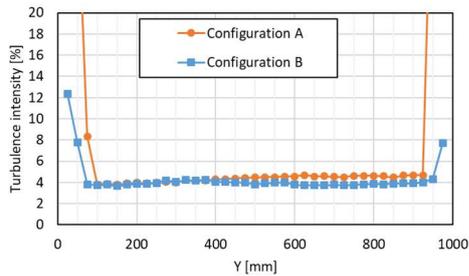


Fig. 3 Y-axis turbulence intensity distribution.

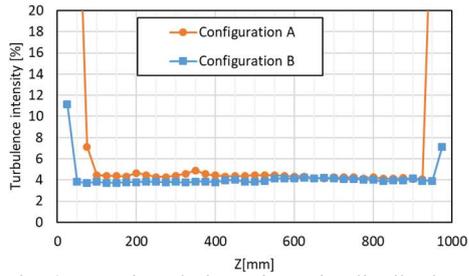


Fig. 4 Z-axis turbulence intensity distribution.

## 4. 翼面圧力計測

### 4.1 実験概要

本実験では形態 A と形態 B の両条件で二次元翼の風洞実験を行い, その結果を比較することで風洞壁の有無による影響の調査を行った。

### 4.2 実験方法

形態 A では  $X=0.9m$  に, 形態 B では  $X=0.5m$  に翼弦中心がくるように翼を設置して二次元翼の風洞実験を行った。計測対象には翼弦長  $c=140mm$ , 翼幅  $b=1000mm$ , 翼型 NACA0012 の矩形翼を用いた。従ってレイノルズ数は  $Re=9.3 \times 10^4$  となった。この試験翼の翼幅方向の中央には, 翼弦長比 0 から 0.9 までの間に圧力孔が設けられており, 微差圧計を用いて翼表面の圧力を計測した。各圧力孔につき 30 秒間で 60 個の圧力データを取得し, その平均値をその点における翼面静圧  $p[Pa]$  とした。  $X=0m$  に設置したピトー管で主流静圧  $p_s[Pa]$  と主流動圧  $q[Pa]$  を計測し, 以下の式で圧力係数  $C_p$  を求めた。

$$C_p = \frac{p - p_s}{q} \quad (1)$$

### 4.3 実験結果と考察

図 5 と図 6 に計測結果と CFD による計算結果を示す。図 5 は迎角  $\alpha=10^\circ$ , 図 6 は  $\alpha=15^\circ$  での翼弦方向の  $C_p$  値の分布である。圧力孔が設けられていないため後縁付近における計測結果は図に示されていない。

この図で示されるように, 翼腹面ではそれぞれの迎角で形態 A と形態 B で同様の値であった。翼背面では  $\alpha=15^\circ$  において, 形態 B の方が低い  $C_p$  値が計測された。また,  $\alpha=10^\circ$  では両形態と計算結果がおおよそ同じ分布となったが,  $\alpha=15^\circ$  では形態 A とおおよそ同じ分布となった。

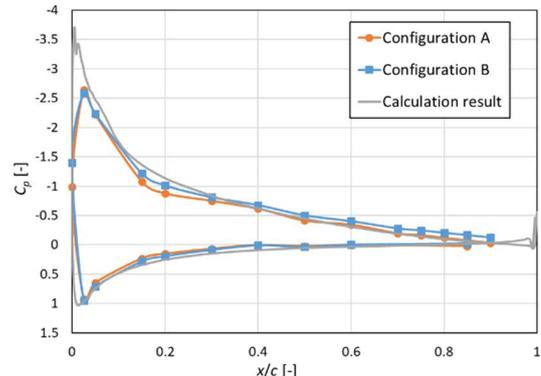


Fig. 5  $C_p$  distribution in chord direction ( $\alpha=10deg$ ).

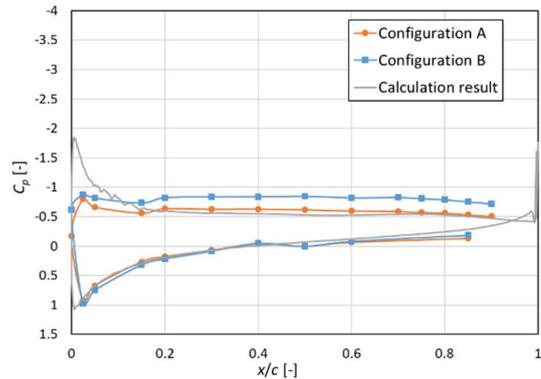


Fig. 6  $C_p$  distribution in chord direction ( $\alpha=15deg$ ).

実験の結果で  $\alpha=15^\circ$  における翼背面の  $C_p$  値に差が発生した理由は, 形態 B では形態 A と比べ翼背面の流れが膨らまないことであると考えられる。これは形態 B では風洞壁の存在によって流れが膨らまないことで, 翼背面の流速が大きくなっていると考えられる。これによって静圧が低下し, 形態 A と比較して低い  $C_p$  値となったと考えられる。また  $\alpha=15^\circ$  は失速点を超えているため, 計算でも正しいとは言えないが形態 A に近い分布を示している。

## 5. 結論

本研究では風洞壁がある場合と整流デバイスを用いた場合について, 乱れ分布と翼面圧力分布の比較を行った。風洞壁が整流効果において優れていることが確認されたが, 使用した翼の周りの流れの計測では, 迎角  $\alpha=10^\circ$  については妥当と考えられるが, 迎角や翼サイズの影響の検証は不十分であり, 三次元翼の計測に適した条件は判断できない。

今後の方針として, 迎角をより細かく変化させて計測結果を比較する事により, 計測可能な迎角の上限を見つけ, 翼弦長の異なる翼や CFD の計算結果とも比較を行うことが必要である。

## 文献

- (1) 有賀寛純, “風洞実験環境改善のための数値実験とその実証”, 高知工科大学卒業論文, 2018
- (2) 遠藤太喜, “開放型風洞の測定部乱れ度低減に向けた吸込口の改善”, 高知工科大学卒業論文, 2018