

卒業論文要旨

小型 UAV を対象とした風洞の 3 次元計測環境構築に関する研究

Study on Development of 3D Measurement Environment of Wind Tunnel Targeted at Small UAV

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1210099 武田 明樹

1. 序論

近年、小型 UAV(Unmanned Air Vehicle) は災害現場での被災者の自動検出など様々な活用が期待されている。よって著者らは小型 UAV 周りの三次元流れを詳細に調べるために風洞実験及び CFD 解析を行う計画である。ただし風洞実験では、使用する風洞の出力可能な風速、測定部の寸法等により、計測対象の翼、機体模型のサイズに限界がある。

よって本研究では、小型 UAV サイズの航空機を計測対象とした使用が予想される風洞について、設置した試験翼表面の圧力分布を計測することにより、風洞で扱える模型のサイズについて調査を行う。

本研究で使用した風洞を図 1 に示す。風洞は図 1 に示すように 1m×1m の吹出口を有する開放型風洞であるが、風洞の主流乱れを抑えるため、吹出口から下流に風洞壁を設置している。風洞壁を図 2 に示す。

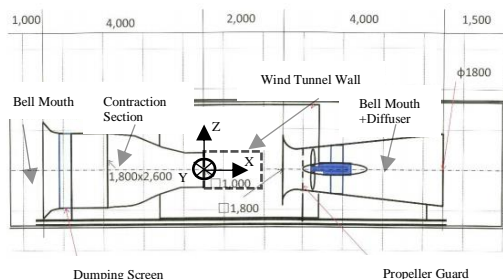


Fig.1 Wind Tunnel.

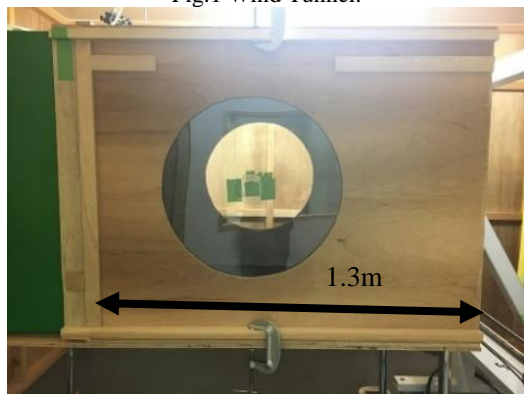


Fig.2 Wind Tunnel Wall.

西山の先行研究⁽¹⁾では CFD 解析の結果により、翼弦長 150mm 以下の翼で、翼幅方向 1m のうち壁面から 150mm 以上離れた位置であれば風洞壁の左右側壁面及び上下壁面の影響が小さいことが示された。本研究では実際に風洞実験を行うことにより、左右側壁面及び上下壁面の影響について調査を行うことを目的とする。

2. 翼スパン方向の翼面圧力計測

2.1. 実験概要

風洞壁設置時の翼面圧力分布を測定部の片端から中央部まででそれぞれ計測することにより、風洞壁設置の干渉を評価した。

2.2. 実験方法

図 1 に示すように吹出口中央で $(X,Z)=(0,0)[m]$ となる座標軸 X, Z , 図 2 の手前側側壁面で $Y=0$ となる座標軸 Y を設定した。 $(X,Y,Z)=(0,0.5,0.35)[m]$ に L 字ピトー管の全圧測定孔を設置し、主流の全圧 $p_t[Pa]$ と静圧 $p_s[Pa]$ を計測、その差から動圧 $q[Pa]$ を求め、流速を導出した。

$(X,Z)=(0.5,0)[m]$ に試験翼翼弦中心を設置し、風洞主流速度は 10m/s とした。測定対象の試験翼は、翼弦長 140mm、翼型 NACA0012 の二次元翼とした。また試験翼を翼幅 1500mm で作成し、風洞測定部の横幅 1000mm の範囲に対し、試験翼をスパン方向に移動させることにより、計測部端部から中央部までの圧力分布を測定した。作成した試験翼と静圧測定孔(以下「圧力孔」と記述)の加工位置の模式図を図 3 に示す。

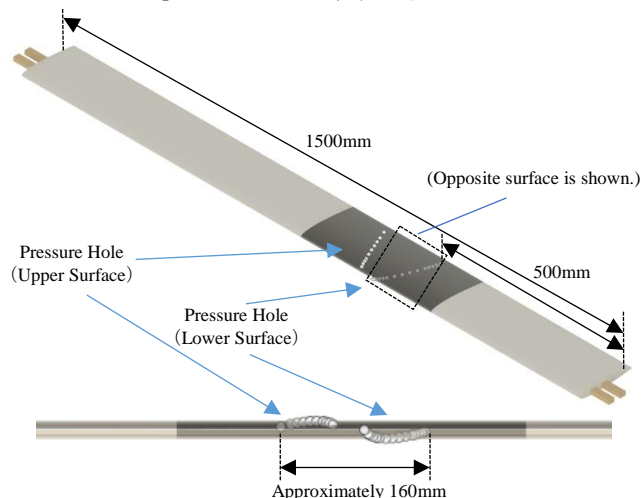


Fig. 3 Test wing (Top: overview, Bottom: front view).

風洞中央($Y=500mm$)での計算と、側壁面からの距離と迎角の組み合わせによる実験ケースを表 1 に示す。

Table. 1 Cases of experiment and calculation

	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
Y=1[mm]	A-1	A-2
50	B-1	B-2
100	C-1	C-2
150	D-1	D-2
200	E-1	E-2
300	F-1	F-2
500	G-1	G-2
Calculation (500)	CFD-1	CFD-2

流れは左右対称性があるため、計測範囲は片側壁面 (Y=1mm)から中央(Y=500mm)までとした。

図 3 に示すように圧力孔は前縁からの距離と翼弦長の比 $x/c[-]$ が 0 から 0.9 の間に加工しており、互いの干渉を避けるため主流方向に対し斜めに配置している。よって圧力は個々の圧力孔が風洞壁面より所定の距離となる位置で計測した。

圧力の計測には Scanivalve 社の圧力スキャナ DSA3217/16x を用い、サンプリング周期 0.5[s]、計測時間 10[s] で 20 個のデータを取得した。その平均値をその点での静圧 $p[\text{Pa}]$ とし、以下の式(1)から圧力係数 C_p をもとめた。

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

3. 結果及び考察

図 4、図 5 に迎角 $\alpha = 0^\circ$ の時の側壁面の干渉が予想されるケース (A, B, C) と干渉が少ないと予想されるケース (D, E, F, G) の計測結果と、測定部中央での計算結果⁽¹⁾を示す。

図 6、図 7 に迎角 $\alpha = 10^\circ$ の時の側壁面の干渉が予想されるケース (A, B, C) と干渉が少ないと予想されるケース (D, E, F, G) の計測結果と、測定部中央での計算結果⁽¹⁾を示す。

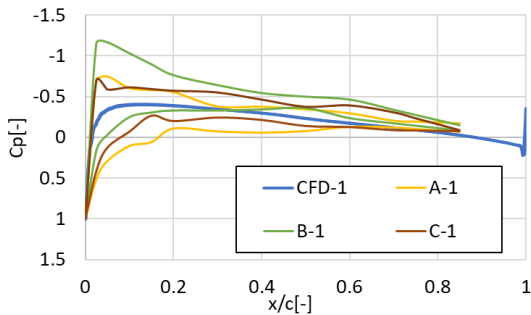


Fig. 4 Cp distribution in chord direction ($\alpha = 0^\circ$).

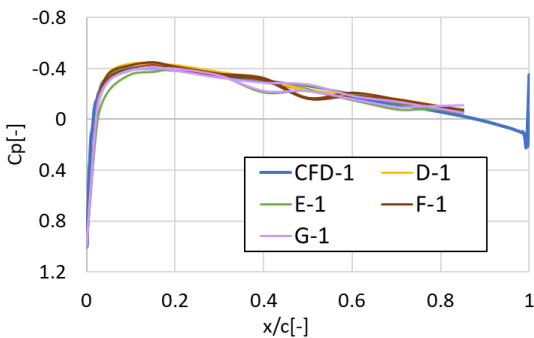


Fig. 5 Cp distribution in chord direction ($\alpha = 0^\circ$).

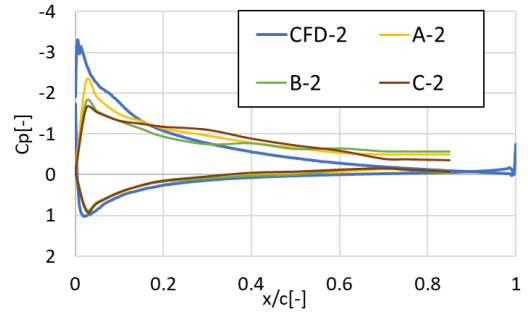


Fig. 6 Cp distribution in chord direction ($\alpha = 10^\circ$).

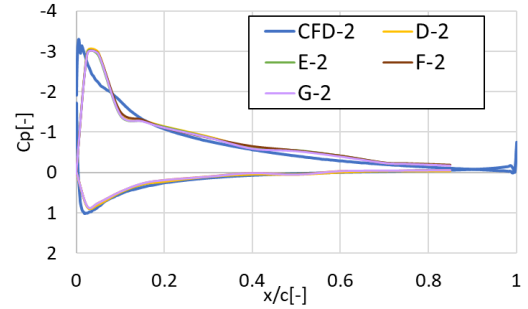


Fig. 7 Cp distribution in chord direction ($\alpha = 10^\circ$).

図 4 で計測位置 A-1, B-1, C-1 では背面側と腹面側で異なる分布を示し、計算結果とも異なる値であった。よって迎角の設定を誤ったため、もしくは側壁面の影響を受けたことのどちらが測定値の異なる原因か判別できなかった。

図 6 で計測位置 A-2, B-2, C-2 では背面側前縁で負圧が計算値よりも小さくなった。これは風洞壁側壁面の境界層による主流速度低下の影響を受けているからであると考えられる。

以上から風洞壁の干渉を受けずに計測が行える範囲は壁面から 150mm より中央側であると考えられる。

4. 結論

風洞壁設置時の翼面圧力分布を測定部の片端から中央部までそれぞれ計測した。測定結果より風洞壁設置時の左右壁面、上下壁面の測定値への影響を調査し、風洞壁の干渉を無視できる範囲は壁面から 150mm より中央側であると考えられる。

ただし、迎角 $\alpha = 0^\circ$ において背面と腹面で圧力係数が異なる分布を示したので、再度実験を行うことで風洞壁の干渉をより正確に考察したい。

また、今回の実験では迎角 10° までの計測を行ったため、上下壁面の影響を調査できなかった。よって 10° より大きい迎角の条件で計測、計算を行うことにより、上下壁面の影響の調査を行っていきたい。

今後の方針として、3次元翼を対象に実験することで、翼端周りの空力特性が正確に測定可能であるか調査を進めたい。

文献

- (1) 西山和希, “風洞の活用方法に関する研究”, 高知工科大学卒業論文, 2020.