1. 序論

2017 年度は風洞の乱れ度を低減させることを目的とした 先行研究⁽¹⁾⁽²⁾が行われた.これらの先行研究では,整流デバ イスとして有賀⁽¹⁾は「二重吹出口」を,遠藤⁽²⁾は「主流吸込 枠」をそれぞれ考案した(二重吹出口と主流吸込枠の詳細に ついては後述する).計測流の流速を測定しその乱れ度を整 流デバイスの有無で比較した結果,いずれも乱れ度を下げる 効果が認められた.実際に翼模型を設置した上での整流デバ イスの効果は検証されていない.

そこで本研究では,静圧孔付き試験翼の作製と翼模型を設置したうえでの風洞整流デバイスの効果の検証を目的とした.

2. 整流デバイス

二重吹出口⁽¹⁾は、吹出口を二重にすることによって計測流 と周りの静止流体での速度勾配を抑え、乱れ度低減を目的と して設計されたデバイスである.主流吸込枠⁽²⁾は、計測流体 と静止流体との間で生じる速度せん断層によって発生した 吸込口前の渦の影響を抑え、乱れ度低減を目的として設計さ れたデバイスである.

整流デバイスを設置したときの吹出口からの距離と乱れ 度の関係を図2に示す.このグラフが示すように,整流デバ イスを設置すると設置してない時と比較して,乱れ度は前方 で0.5%程増加するが,下流で大きく減少する.



(a)Dual wall (b)Main flow suction frame **Fig. 1 Turbulence reduction devices**



Fig. 2 Turbulence intensity distributions

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1190110 中島 達貴

3. 静圧孔付き試験翼

翼弦長 140mm, 翼幅 1000mm, 翼型 NACA0012 の静圧測 定孔付き試験翼を製作した.本学には一度で幅 1000mm の加 工が可能な加工機がないため,試験翼を大きく3 つのパーツ に分けて卓上3 軸加工機 KitMill SR420 を使用して製作した.

本試験翼は中央部に翼面静圧を測定するための圧力孔が 設けられている. 左右部の翼には支持とシリコンチューブを 通すための角パイプ(10×15mm)を組み込み,図3に示すよ うに,角パイプ上に蓋をするように本体部と蓋部の2つから 成る構造とした. 圧力孔は前縁に1か所,背面に14か所, 腹面に11か所加工するものとし,圧力孔間の干渉を避ける ため,圧力孔は25°斜めに配置した.圧力孔部の周辺は翼の 厚さが1mmとなるようくり抜き,圧力測定の配管作業のス ペースを確保した.くり抜いた部分は配管作業をした後で紙 粘土とエポキシパテで埋め直してから仕上げ加工するよう にした.





Fig. 4 Wing model

4. 実験 4.1 実験方法

作製した試験翼を風洞に設置して整流デバイスの影響について実験した.このとき風洞の流速は 15m/s, Re = 1.4 × 10⁵とした.実験条件を表1に示す.試験翼を吹出口から0.9m と1.6mの位置に設置する2つの場合について実験を行った.その2箇所を選択した理由は,0.9m は計測領域の中央部分であるためで,1.6m は整流デバイスの効果が特に大きい位置だからである.

デバイス評価のために翼表面の圧力を測定し*C_p*値を導出した. 圧力係数*C_p*値は式(1)で求める. 計測のサンプリング周期は 0.5 秒で,30 秒間計測して 60 個のデータを取得した.

$$C_{p} = \frac{p - p_{s}}{p_{t} - p_{s}} \quad \begin{pmatrix} p: \underline{g} \text{ m} \overline{p} \text{ H} \\ p_{s}: \underline{z} \widehat{m} \overline{p} \text{ H} \\ p_{r}: \underline{z} \widehat{m} \underline{z} \text{ H} \end{pmatrix} \tag{1}$$

Distance,d[m]	Angle of attack, α [deg]	Case	(a)Dual wall /
			(b)Main flow suction frame
0.9	0	1	(a) and (b)
		2	(a)
		3	(b)
		4	Original
	10	5	(a) and (b)
		6	(a)
		7	(b)
		8	Original
	15	9	(a) and (b)
		10	(a)
		11	(b)
		12	Original
1.6	0	13	(a) and (b)
		14	(a)
		15	(b)
		16	Original
	10	17	(a) and (b)
		18	(a)
		19	(b)
		20	Original
	15	21	(a) and (b)
		22	(a)
		23	(b)
		24	Original

Table 1 Experimental conditions

4.2 実験結果

図5から図7は試験翼を吹出口から0.9mに設置したとき、 図8から図10は試験翼を吹出口から1.6mの位置に設置した ときの計測結果である.図に示される解析結果(CFD)は先行 研究⁽³⁾で計算された同条件(風洞流速15m/s, Re = 1.4×10^5) で予想された圧力分布である.実験で計測された C_p 値はデバ イスの有無と模型の設置場所にかかわらずそれぞれの迎角 で同様の値であった.迎角0°のときは解析結果と比較して 上下面とも負圧が大きくなる傾向があった.迎角10°のとき は解析結果と同様な圧力分布を示した.迎角15°のときは解 析結果と比較して上面の負圧が小さくなった.

4.3 考察

整流デバイスがない場合は翼表面の圧力分布が解析結果 と大きくずれ、ある場合は解析結果に近づくことでデバイス の効果が確認できると予想した.また、吹出口から 1.6m の 位置に模型を置いたときはデバイスの効果がより顕著に表 れると予想した.しかし実際は*Cp*値がデバイスの有無と模型 の設置場所にかかわらず、それぞれの迎角で同様の値であっ た.このことから予想に反して、整流デバイスは本研究の実 験環境において翼表面の圧力に影響を及ぼしていないと考 えられる.本研究で使用した試験翼の静圧孔は計測流体の中 央部になるよう設計した.整流デバイスは計測流体の中央部 は整流デバイスなしでも乱れ度が低い.そのため、整流デバ イスの有無によって圧力分布に変化がなかったと考えられ る.

5. 結論

本研究で静圧孔付き試験翼を作製することができた.今後 の改善点として,金属を材料にして機械加工をおこなうこと で強度と精度を向上させ,実験の再現性を高めることが必要 である. 整流デバイスの効果検証については、本研究では整流デバイスの明確な効果を確認することができず、デバイスの有無にかかわらず*Cp*値に変化はなかった.

文献

- 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
- (3) 梁裕卓, "テーパ翼の三次元計測環境構築に向けた CFD 解析",高知工科大学卒業論文,2018



Fig. 5 Cp diagram(d=0.9m, α=0deg)



Fig. 6 Cp diagram(d=0.9m , α=10deg)



Fig. 7 Cp diagram(d=0.9m , α=15deg)



Fig. 8 Cp diagram(d=1.6m, α=0deg)



Fig. 9 Cp diagram(d=1.6m , α=10deg)



Fig. 10 Cp diagram(d=1.6m , α=15deg)