

1 目的

流体機械の主要素である3次元翼について、低速風洞試験設備を利用した力及び圧力の計測を行い、基本的な圧力特性や性能計算を理解する。

2 実験装置と実験方法

2.1 実験装置

2.1.1 風洞

表 1: 実験に用いた低速風洞試験設備の諸元

風洞型式	閉鎖型回流式
測定部寸法	$0.45m(\text{幅}) \times 0.45m(\text{高さ}) \times 1.35m(\text{長さ})$
縮流比	1:4
風速範囲 (閉鎖型回流式)	$5 \sim 45m/s$
風速範囲 (開放型回流式)	$5 \sim 40m/s$
気流の流れ	吹き出し口断面中心にて 1.0%以下

2.1.2 天秤

表 2: 天秤の仕様

定格負荷	$F_x \pm 100[N]$ $F_y \pm 100[N]$ $F_z \pm 100[N]$
非線形性	$\pm 0.5\%FS$
許容過負荷	$\pm 150\%FS$
零点の温度影響	$\pm 0.01\%FS/^{\circ}C$
感度の温度影響	$\pm 0.01\%Reading/^{\circ}C$
日章電気 (株) 社製 3 分力計	LMC-3501-100N

2.1.3 32チャンネル圧力センサーユニット

表 3: チャンネル圧力センサーユニットの仕様

定格出力	$0 \sim +10V_{dc}$ $0 \sim +7.5kPa$ $0 \sim -10V_{dc}$ $0 \sim -7.5kPa$
測定精度	$\pm 0.4\% F.S.$
温度影響 (ゼロドリフト)	$\pm 4mV/^{\circ}C$ at $0 \sim 50^{\circ}C$
(スパンドリフト)	$\pm 5mV/^{\circ}C$ at $0 \sim 50^{\circ}C$
OFFSET 範囲	$\pm 4mV/^{\circ}C$ at $F.S.$
東亜工業株式会社製	32チャンネル圧力センサーユニット

2.1.4 供試体

表 4: 3次元翼の諸元

形態	片持ち半裁翼
平面形	矩形翼
翼型	NACA0012(対象翼)
半スパン長	210mm
翼弦長	70mm
主翼面積	$2.94 \times 10^4 mm^2$
アスペクト比	6
圧力孔	反スパン中央位置の翼断面において 上面 10 点、下面 10 点

圧力孔の位置は、上面の 2,6,12,20,30,40,50,60,75,90[%翼弦長], 下面の 1,4,9,17,25,35,45,55,70,85[%翼弦長] に配置してある。また、この翼型の翼弦長と翼厚の関係として、次の理論式が与えられている。

$$\pm y = \frac{0.12}{0.20} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (1)$$

2.2 実験方法

2.2.1 カ計測の手順

1. アンプの電源を入れ、出力が安定するまで待つ (最低 30 分)
2. アンプの 0 設定及び測定レンジ合わせ
3. アンプの校正を行なう
4. ピトー管を設置する

5. 操作盤の周波数ダイヤルを徐々に回して通風し、目標レイノルズ数となる送風機回転を調べる
6. 天秤に供試体を取り付け、風洞に設置する。
7. 水準器を用いて仰角 $\alpha = 0$ に設置する
8. 温度計を取り付ける
9. $\alpha = -20[\text{degree}]$ に設定する
10. 無風時の天秤出力を得る
11. 仰角を変更し ($1[\text{degree}]$ ずつ)、各仰角の無風時のデータを得る。
12. 再び $\alpha = -20[\text{degree}]$ に設定する
13. 通風する
14. 通風時の天秤出力を得る
15. 仰角を変更し ($\alpha = -20[\text{degree}] \sim +20[\text{degree}], 1[\text{degree}]$ ずつ)、各仰角の通風時のデータを得る。

2.2.2 圧力計測の手順

1. 圧力センサの電源を入れて出力を安定させる
2. ピト一管を設定する
3. 操作盤の周波数ダイヤルを徐々に回して通風し、目標レイノルズ数 (動圧) となる送風機回転数を調べる
4. ダミー天秤に供試体を取り付け、風洞に設置する
5. 水準器を用いて仰角 $\alpha = 0[\text{degree}]$ に設定する
6. 温度計を設定する
7. $\alpha = -20[\text{degree}]$ に設定する
8. 通風する
9. 圧力のデータを得る
10. 仰角を変更し ($\alpha = -20[\text{degree}] \sim +20[\text{degree}], 2[\text{degree}]$ ずつ)、各仰角の圧力のデータを得る

3 実験結果

3.1 力計測から得られたデータの整理

表 5: 実験環境の整理 (力測定)

温度	T_a	34.495 °C
静圧	P_a	1003.60[hPa]
レイノルズ数	Re	163659.5066
空気密度	ρ	1.1370[kg/m ³]
粘性係数	μ	1.888×10 ⁻⁵ [Pa·s]
風速	V	38.857[m/s]

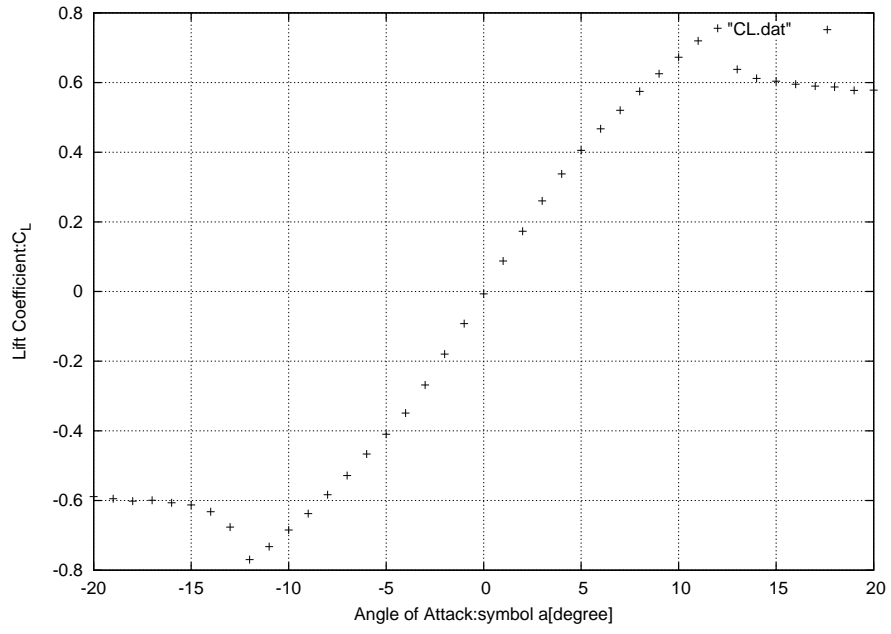


図 1: $\alpha - C_L$

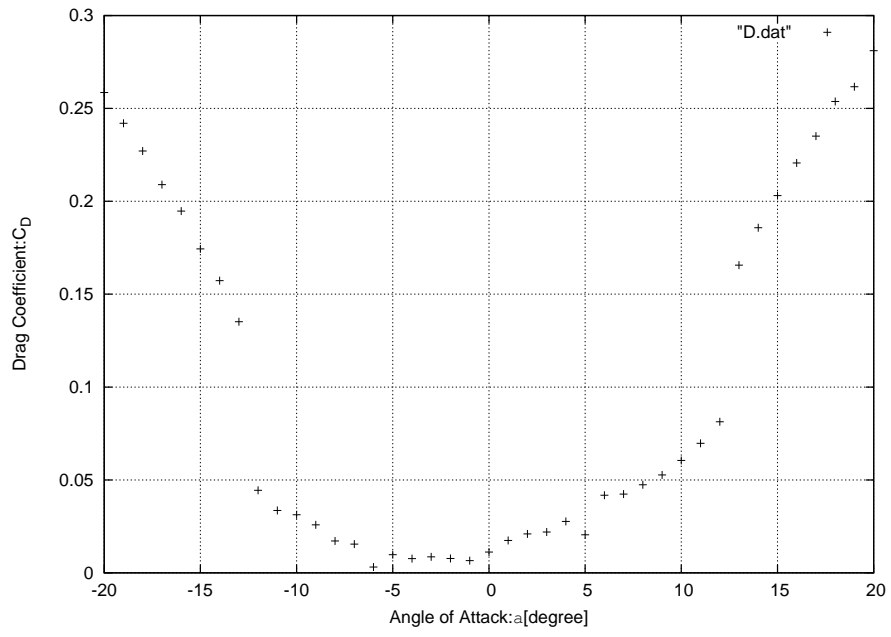


图 2: $\alpha - C_D$

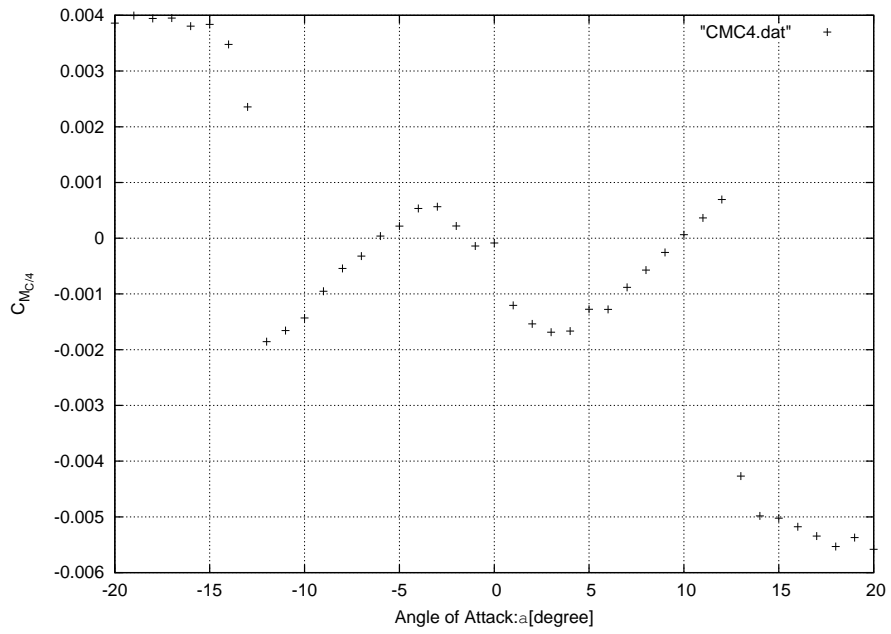


图 3: $\alpha - C_{M_{C/4}}$

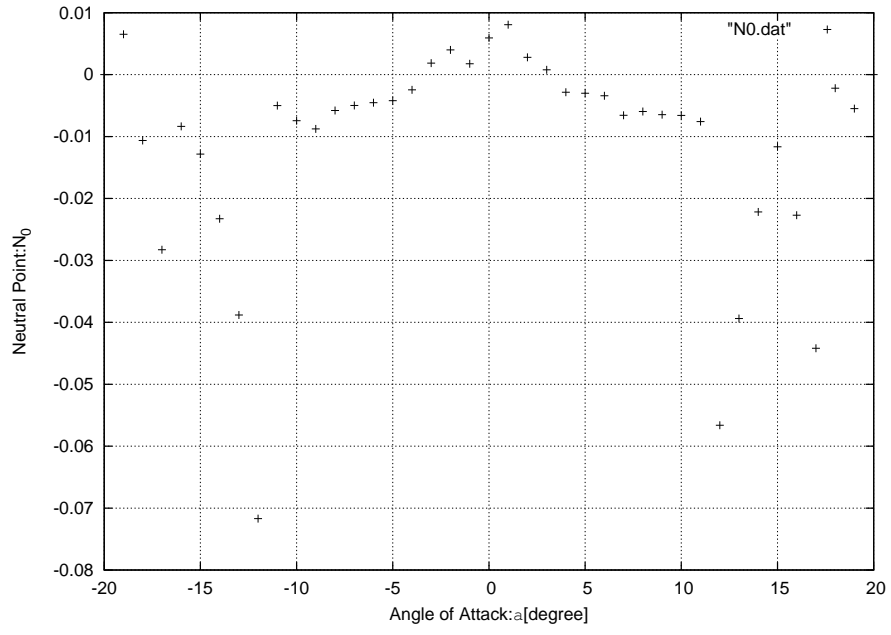


图 4: $\alpha - N_0$

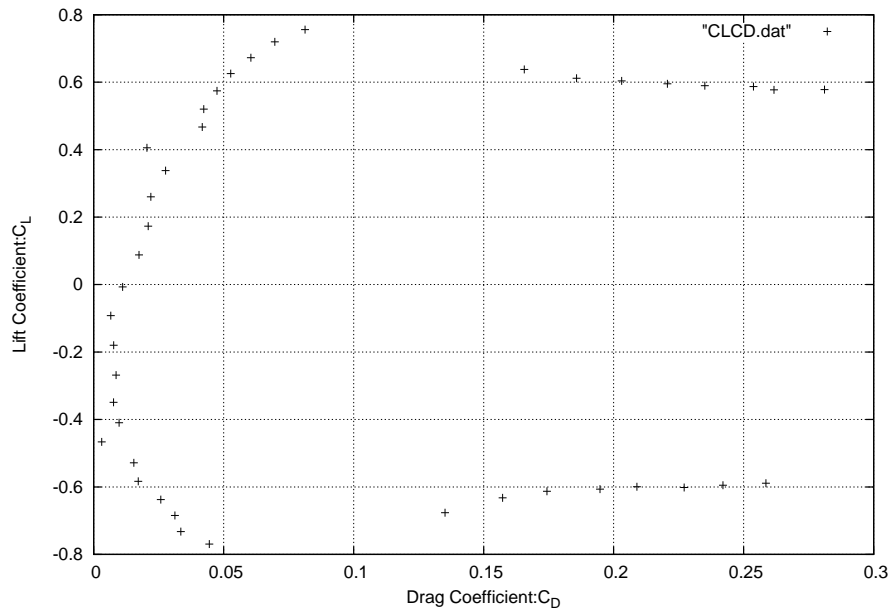


图 5: $C_L - C_D$

3.2 圧力計測から得られた圧力係数と圧力分布の整理

表 6: 実験環境の整理 (圧力測定)

温度	T_a	31.886 °C
静圧	P_a	1008.001[hPa]
レイノルズ数	Re	165810
空気密度	ρ	1.15129[kg/m ³]
粘性係数	μ	1.876×10 ⁻⁵ [Pa·s]
風速	V	38.61[m/s]

得られた風洞制圧 (大気圧) との差圧を、電圧からパスカルに変換する。このとき使用した 32 チャンネル圧力センサーユニットの仕様により、1[V] が 750[Pa] であることを利用した。

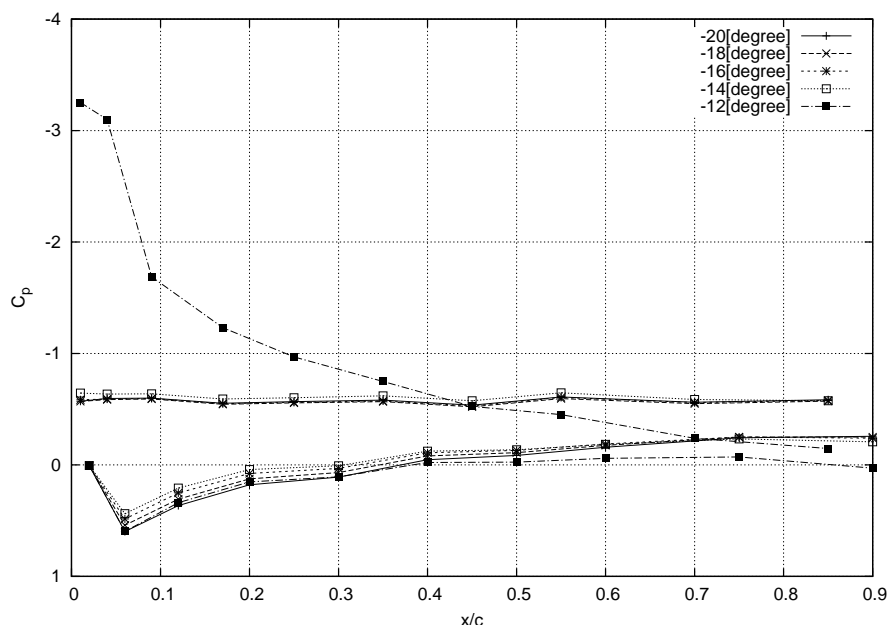


図 6: $degree = -20, -18, -16, -14, -12$

今回の実験で使用した翼型 NACA0012 の理論式を以下に示す。

$$\pm y = \frac{0.12}{0.20} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (2)$$

今、翼の y 軸に対して翼表面の傾きについて求めたい。これを求めるのに以下の式を用いる。

$$\tan \theta_i = \left. \frac{dy}{dx} \right|_i \quad (3)$$

よって、 θ を算出するには y の理論式を微分したものに \arctan によって θ を算出する。計算結果は以下の通りである。

$$\frac{dy}{dx} = \frac{0.12}{0.20} \left(-0.126 + \frac{0.14845}{\sqrt{x}} - 0.7032x + 0.8529x^2 - 0.406x^3 \right) \quad (4)$$

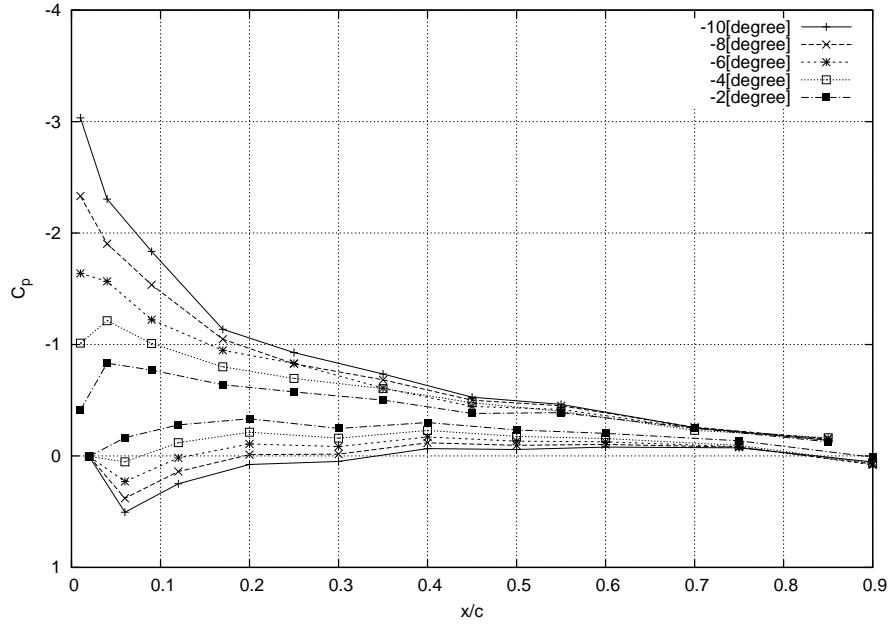


Figure 7: $degree = -10, -8, -6, -4, -2$

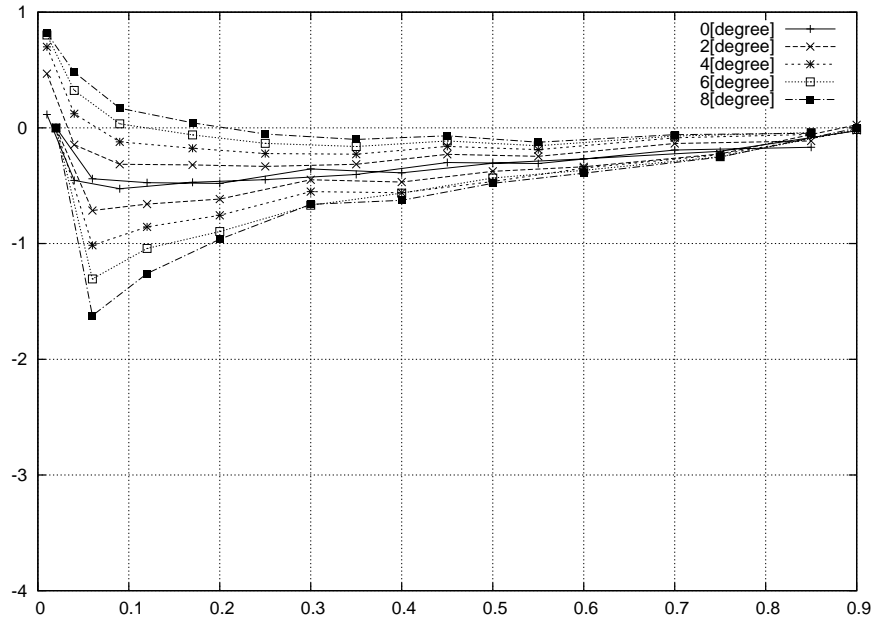


Figure 8: $degree = 0, 2, 4, 6, 8$

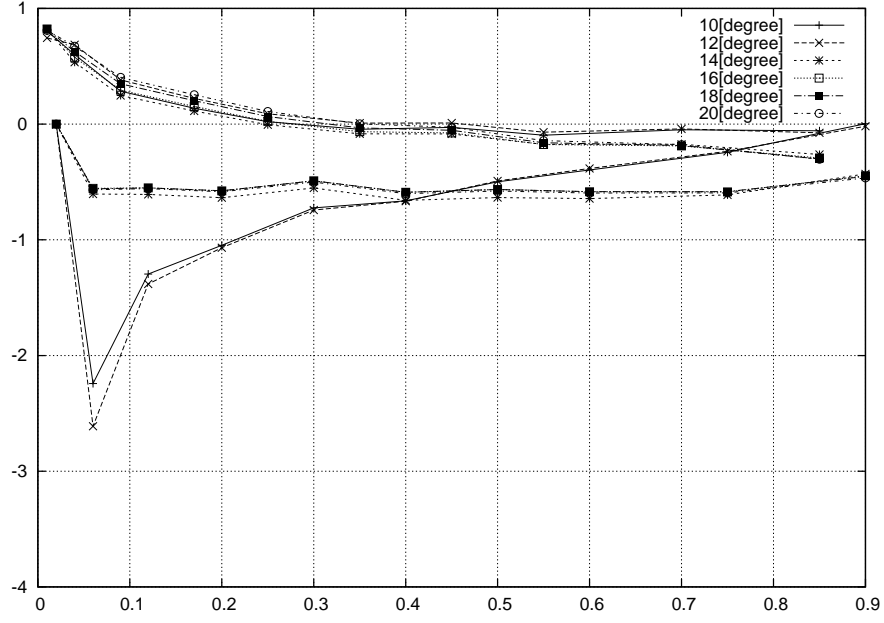


図 9: $degree = 10, 12, 14, 16, 18, 20$

また、各面積にかかる力を算出するため、圧力孔付近に局所面積 Δs_i を設ける。その値は求めた角度 θ を用いて次の式で算出した。

$$\Delta s_i = c \times \frac{x_{i+1} - x_{i-1}}{2} \times \arccos \theta \quad (5)$$

表 7: θ の算出

i	x	y'	θ [radian]	Δs
1	0.02	0.5459843572	0.499754957	0.002199709
2	0.06	0.2645011987	0.2585796015	0.0045823569
3	0.12	0.1378406576	0.1369774836	0.0070235955
4	0.2	0.0577033748	0.0576394578	0.0095326869
5	0.3	-7.77726767161646E-005	-7.77726765593596E-005	0.0109961187
6	0.4	-0.0372479644	-0.0372307527	0.0112562498
7	0.5	-0.063110998	-0.0630274073	0.0114370588
8	0.6	-0.0821543245	-0.0819702404	0.0144625131
9	0.75	-0.104105823	-0.1037321496	0.0175845119
10	0.9	-0.1245149763	-0.1238774042	0.0148311867
11	0.01	0.8109317304	0.6813711777	0.0011496268
12	0.04	0.3536763936	0.3399462412	0.0034270225
13	0.09	0.1872947096	0.1851496244	0.0062998036
14	0.17	0.0822925604	0.0821075481	0.0083361389
15	0.25	0.0252375	0.0252321439	0.0097370375
16	0.35	-0.0204724211	-0.0204695616	0.0111388712
17	0.45	-0.0512569835	-0.0512121653	0.0113542163
18	0.55	-0.0732816365	-0.0731508786	0.0143851103
19	0.7	-0.0972871878	-0.0969819846	0.0175132754
20	0.85	-0.1174907206	-0.1169545379	0.017724201

3.3 力測定から得られる数

3.3.1 最大揚力係数

仰角を大きくすると揚力係数が大きくなるが、大きくし過ぎると気流に渦が発生してしまい、逆に揚力係数が減少してしまう。このような境界層剥離が発生する現象を失速といい、失速する直前の揚力係数を最大揚力係数という。今回の実験で算出した揚力係数のグラフの最大値を読むことで、この値を読み取ることができる。

3.3.2 失速仰角

失速仰角は、失速が発生したときの仰角 (翼の傾き) のことである。

3.3.3 最大揚抗比

揚抗比とは、揚力と抗力の比であり、この揚抗比が高いほど翼の性能が良いことを示している。今回の実験で得られた $C_L - C_D$ (図 5) によって、揚抗比の最大値を求めた。求め方は、原点 (0,0) からポーラ曲線に接線を引き、その値を読み取る方法を採用した。

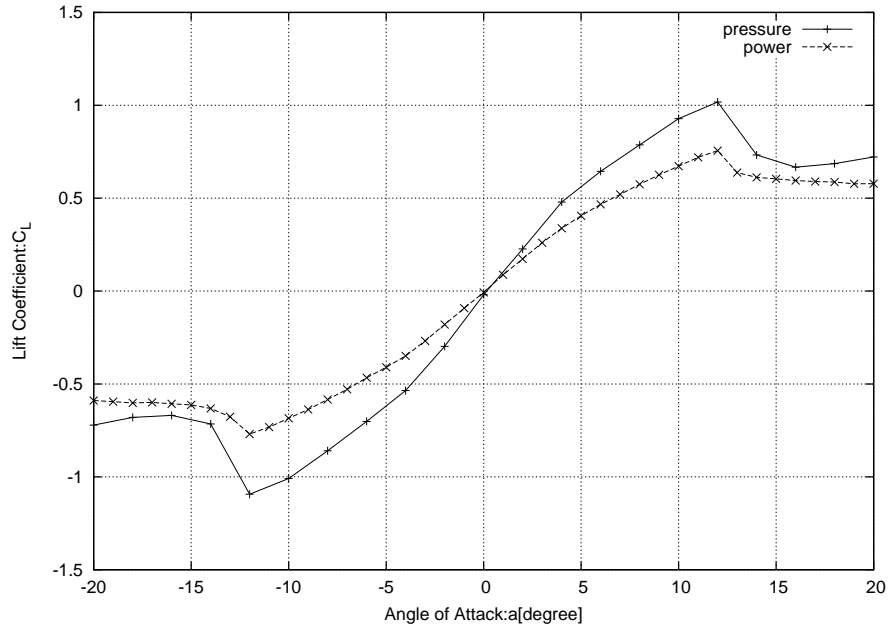


図 10: $\alpha - C_L$

表 8: θ の算出

最大揚力係数	0.756
失速迎角	12°
最大揚抗比	11.316

4 考察

4.1 $C_L \sim \alpha$ の比較

力測定で得られた揚力特性と圧力測定で得られた揚力特性を図 10 に示す。力測定と圧力測定を比較すると、圧力測定の揚力係数の値の方が大きくなっていることがわかる。力測定は天秤を用いて計測しているので、圧力測定で測定できていない要素が存在していると考えられる。この要素として、主に揚力係数は主に流れる気流によって翼が受ける摩擦力が関係していると考えられる。圧力測定では、翼面に対して垂直方向の力しか計測できないことから推測される理由である。それ以外の要素としては、センサの計測誤差、翼の寸法誤差等が考えられるが、摩擦による揚力低下に比べて非常に小さい影響しか無いと考えられる。

4.2 $C_D \sim \alpha$ の比較

力測定で得られた揚力特性と圧力測定で得られた抗力特性を図 11 に示す。図 11 を見ると、力測定に比べて中心付近では圧力測定の方が小さく、中心でないところでは圧力測定の方が大きくなっている。これも面に対して平行に働く摩擦力を考慮していないことが挙げられる。仰角が小さい場合は、風流に対して直角平面に翼を投影した面積が小さく、かつ風流による力と翼面の直角方向に働く力と摩擦力がほぼ釣り合っているため力測定では 0 付近となり、仰角が大きい場合

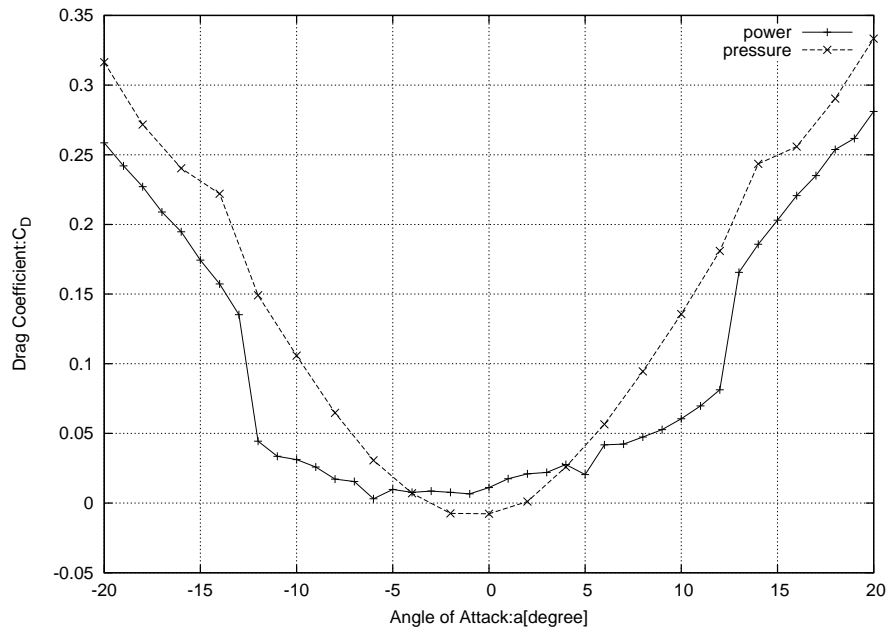


図 11: $\alpha - C_D$

は風流に対して直角平面に翼を投影した面積が大きいのので、その分風流による力が大きくなり、翌面の直角方向に働く力の抗力成分が大きくなったため、図 13 のような差が見られていると考えられる。

4.3 誘導抗力

5 まとめ

仰角を変えていく毎に取得した翼が得る揚力と抗力のデータを分析し、仰角との関係性について考察した。

6 参考文献

1. 機械工学実験 2 実験書
2. <http://www.jal.com/ja/jiten/dict/p051.html>

7 風洞実験に対する感想・要望

物体が受ける風の影響は、飛行機に限らず車やバイクなどの高速で移動する物質を制作する上で無視できないものであるため、機械実験で簡単に体験できたのは良い経験となりました。