

平成 21 年度卒業論文

鳥に倣った高迎角失速着陸法の研究

福岡工業大学工学部知能機械工学科

06E2051 牧 寄 敦

指導教員名 河村 良行 教授

目次

第1章 緒言	1
第2章 実験装置	3
第3章 実験	6
3.1 実験方法	
3.2 揚力係数・抗力係数	
3.3 薄翼理論	
3.4 翼の種類	
第4章 校正	10
4.1 ロードセルの校正	
4.1.1 ロードセルの特性	
4.1.2 滑車の影響	
4.1.3 関数式の導出	
4.2 モーメントの校正	
4.2.1 モーメント測定方法	
4.2.2 関数式の導出	
第5章 実験結果	19
第6章 機体の設計	30
第7章 結言	33
7.1 結言	
7.2 今後の課題	
参考文献	35
付録1 動的变化の測定	37
付録2 LabVIEW のプログラム	39

第 1 章

緒言

鳥は着地点付近で翼の迎角を大きくし,短い距離で着地する.これはハングライダーでもフレーターと呼ばれる,似たような現象で着地する方法がある.この手法を超小型無人機に応用して,翼の迎角を瞬間的に大きくして失速を起こさせ,短い距離で着地させることを目的としている.

第 2 章 実験装置

図 2.1 のような実験システムを考え,図 2.2 の実験装置を製作した 2 つのロードセル (VISHAY Model 1004) で抗力・揚力を測定し,翼の軸に貼ったひずみゲージ (KYOWAKFG-1-120-C1-23L1M2R) でモーメントを測定する.迎角を変化させるために,ステッピングモータ(日本電産サーボのステッピングモータ KH42JM2-912)で迎角を変化させたロードセルとひずみゲージから出力された電圧は動ひずみ計(NEC 日本電気三栄株式会社 AS1503)から D/A 変換器を通してパソコンに取り込み LabVIEW でデータを記録する.

ステッピングモータも LabVIEW でパルス数,周波数を制御し D/A 変換器からドライバーに信号を送り制御した.

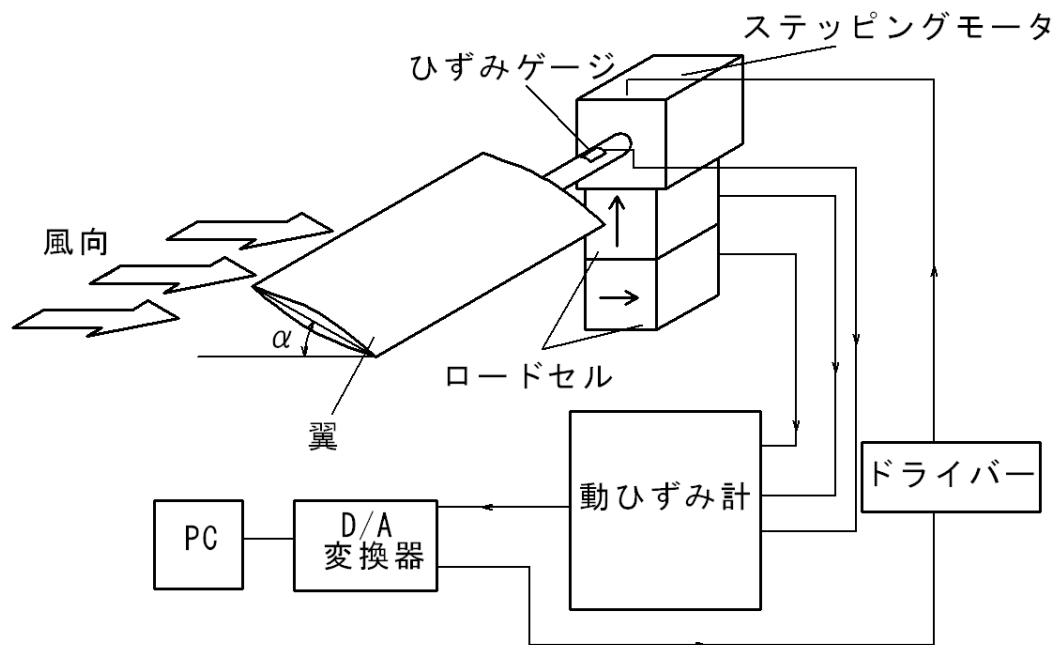


図 2.1 実験システムの概要

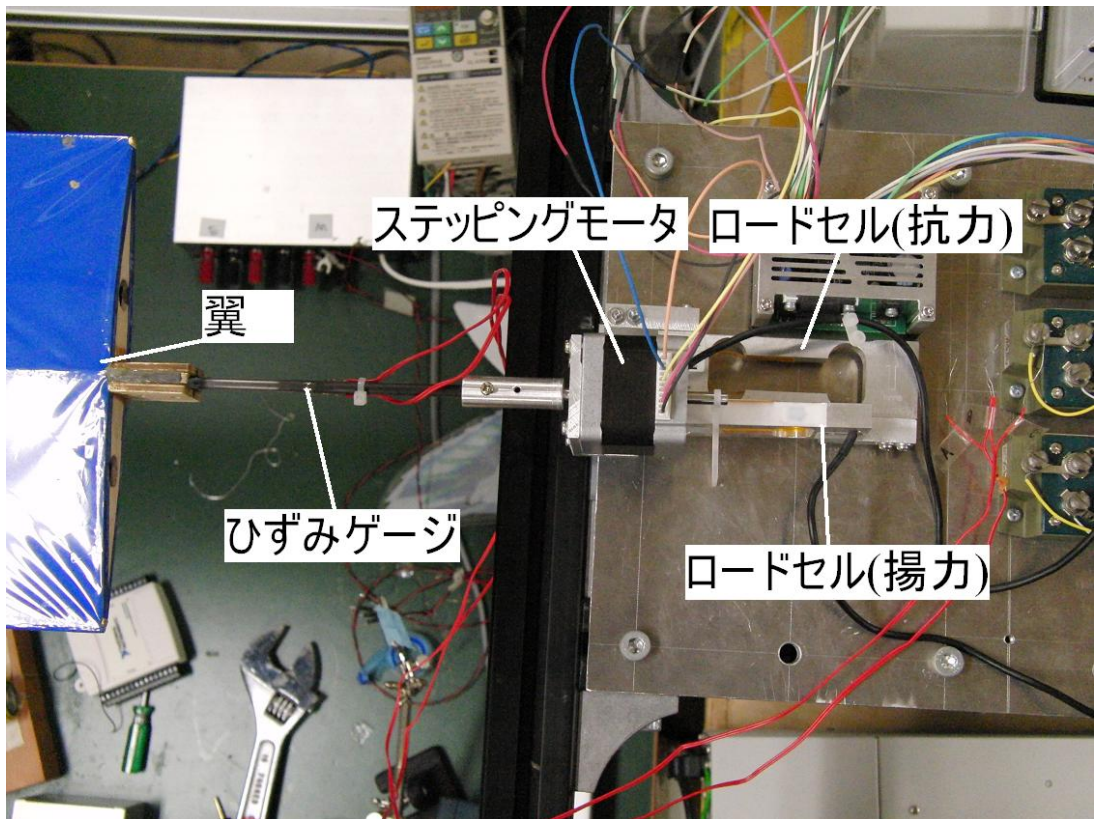


図 2.2 実験装置

第 3 章

実験

3.1 実験方法

風速が 2m/s,3m/s,4m/s のときで風洞実験を行い,各風速で迎角を変えて揚力,抗力,モーメントを測定する.風洞実験から得られた値から揚力曲線,抗力曲線,モーメント曲線を求める.

3.2 揚力係数・抗力係数

風洞実験で得られた,揚力・抗力は一般に動圧 $\frac{1}{2}\rho V^2$ と代表面積 S との積で無次元化する.これが,揚力係数 C_L と抗力係数 C_D である.すなわち,揚力を L 抗力を D とおくと,揚力係数・抗力係数は,

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.2)$$

で求められる.

また今回,モーメントも測定するので,揚力・抗力と同様に無次元係数にして表す.モーメントは[力]×[長さ]という次元をもっているので,無次元にするには,動圧 $\frac{1}{2}\rho V^2$ と代表面積 S の積のほかに空力平均翼弦 \bar{C}_a で割る.すなわち,モーメントを M_0 とおくと,モーメント係数 C_{M_0} は,

$$C_{M_0} = \frac{M_0}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{C}_a} \quad (2.3)$$

で求められる.

3.3 平板翼の薄翼理論

平板翼の理論値を求める.平板翼の理論値は,薄翼理論から求めることができる.今回,薄翼理論に関して詳しい説明は省略するが,詳しい説明は,参考文献1を参照してもらいたい.

平板翼の場合,薄翼理論からは揚力係数,モーメント係数の理論値のみ導出できる.揚力係数 C_L は迎え角を α とおくと,

$$C_L = 2\pi\alpha \quad (2.6)$$

で求められ,モーメント係数 C_{M_0} は,

$$C_{M_0} = -\frac{\pi}{2}\alpha \quad (2.7)$$

で求められる.

3.4 翼の種類

今回の風洞実験で使用した翼を図 3.1,3.2,3.3 に示す.今回の実験では平板翼・対称翼・反転カンバー翼を使用した.翼の軸はすべて,重心の位置になるようにつけた.反転カンバー翼は市販されている工房 JOY-CRAFT の機体キット WINDY 号の翼を使用した.

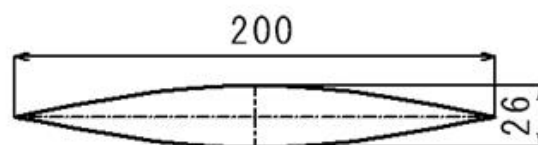
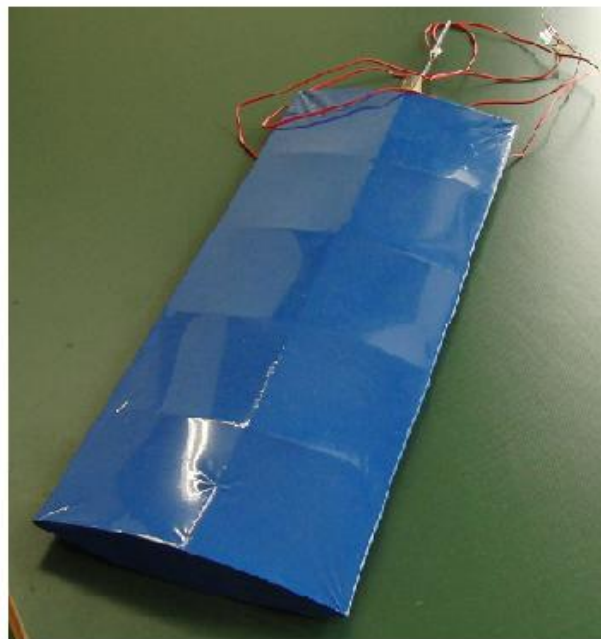


図 3.1 対称翼(長さ:500mm)

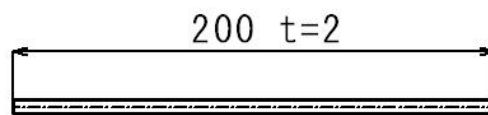
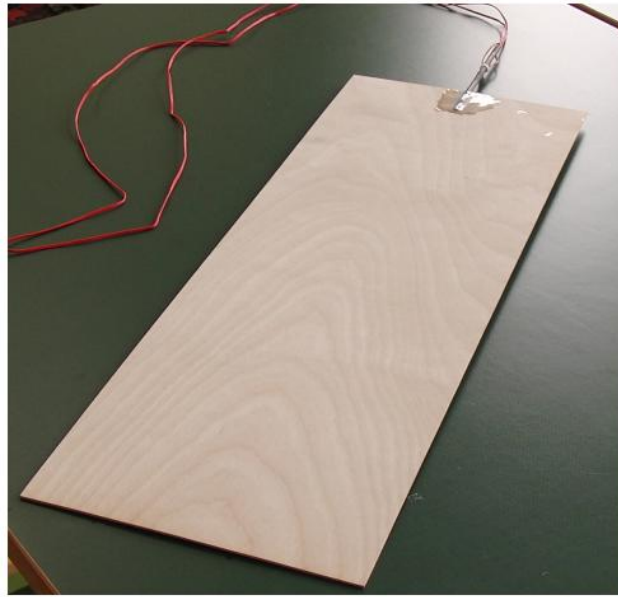


図 3.2 平板翼(長さ:500mm)

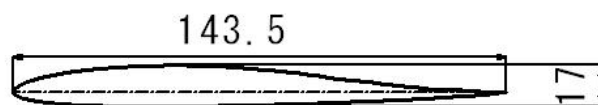
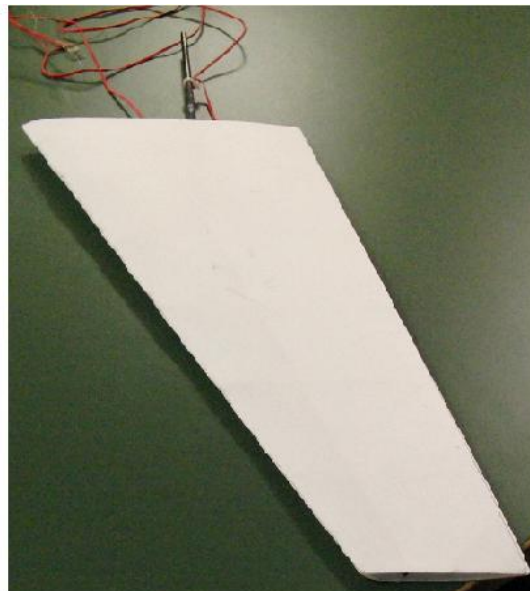


図 4.3 反転カンバー翼(長さ:384mm)

第 4 章

校正

4.1 ロードセルの校正

4.1.1 ロードセルの特性

ロードセルは荷重点と同じ面だったら、同じ値になることを証明するために、図 4.1 に示すアクリル板を用意し、荷重点と荷重点から離れた位置に重りをのせ、校正を行い違いが出るかを調べた。

図 4.1 (a)の校正から得られた関数式は、 y を荷重(N)、 x を出力電圧(V)とすると、揚力用ロードセルの場合は、

$$y = -1.521 \cdot x \quad (3.1)$$

となり、抗力ロードセルの場合は、

$$y = -1.588 \cdot x \quad (3.2)$$

図 4.1 (b)の校正から得られた関数式は、揚力用ロードセルの場合は、

$$y = -1.523 \cdot x \quad (3.3)$$

となり、抗力用ロードセルの場合は、

$$y = -1.589 \cdot x \quad (3.4)$$

となる。このときの校正結果を図 4.2, 4.3 に示す。2つの位置のそれぞれのロードセルの校正から得られた関数式の傾きの差はほとんどないので、荷重点と同じ面であれば極端に離れた位置に荷重をかけても影響がないことがわかる。

4.1.2 滑車の影響

実験で使用する 2 つのロードセルを校正するとき、滑車を使用するので、滑車の摩擦の影響を調べる

まず、図 4.4(a)のように、滑車を付けたときと同じ方向になるようにロードセルの荷重点にアクリル板を設置し校正を行い、関数式を求めた。

次に、図 4.4(b)のように滑車を使って校正を行い、関数式を求めた。こ 2 つの関数式の傾きを比較し、滑車の影響を調べた。

結果は次のようになった。 y を出力電圧(V)、 x を荷重(N)としたらアクリル板で校正した場合の関数式は、

$$y = 1.579 \cdot x \quad (3.5)$$

滑車を使った場合の関数式

$$y = 1.587 \cdot x \quad (3.6)$$

となりこのときの校正結果の図を図 4.5, 4.6 に示す。2つの関数式から、滑車の摩擦の影響はほとんどないことが分かる。

4.1.3 関数式の導出

図 4.7 のように抗力用ロードセル、揚力用ロードセルそれぞれに荷重をかけ、その行為を 5 回繰り返して、風洞実験のための関数式を求めた。

揚力用ロードセルの場合の関数式は

$$y = 2.941 \cdot x \quad (3.7)$$

となり,抗力用ロードセルの場合の関数式は,

$$y = 2.983 \cdot x \quad (3.8)$$

となった.

4.2 モーメントの校正

4.2.1 モーメントの測定方法

図 4.8 のようにねじり方向が測定できるように,翼の軸にひずみゲージを貼る.図 4.9 のようにねじり方向と曲げ方向に力を加えそれぞれの影響を調べた.

曲げ方向の場合の実験結果は図 4.10 のようになり,ねじり方向の場合は図 4.11 のようになった.この結果より,曲げ方向の影響はないと考えた.

4.2.2 関数式の導出

風洞実験のために,モーメント測定用の関数式を導き出した.その方法を図 4.12 に示す.対称翼・平板翼・反転カンバー翼でそれぞれ校正を行い,関数式を求める.

対称翼の場合,モーメント測定時の関数式は,

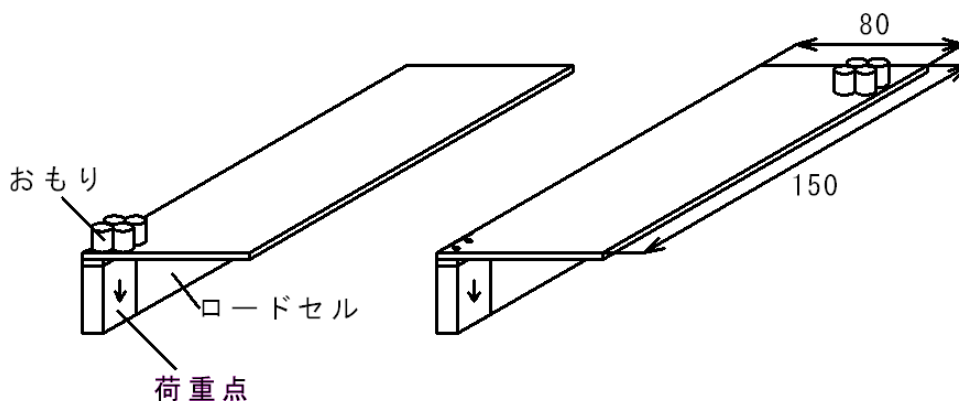
$$y = 0.0875 \cdot x \quad (3.9)$$

平板翼の場合,モーメント測定時の関数式は,

$$y = 0.1801 \cdot x \quad (3.10)$$

反転カンバー翼の場合,モーメント測定時の関数式は,

$$y = 0.7 \cdot x \quad (3.11)$$



(a) 荷重点の位置

(b) 荷重点から離れた位置

図 4.1 荷重点の位置

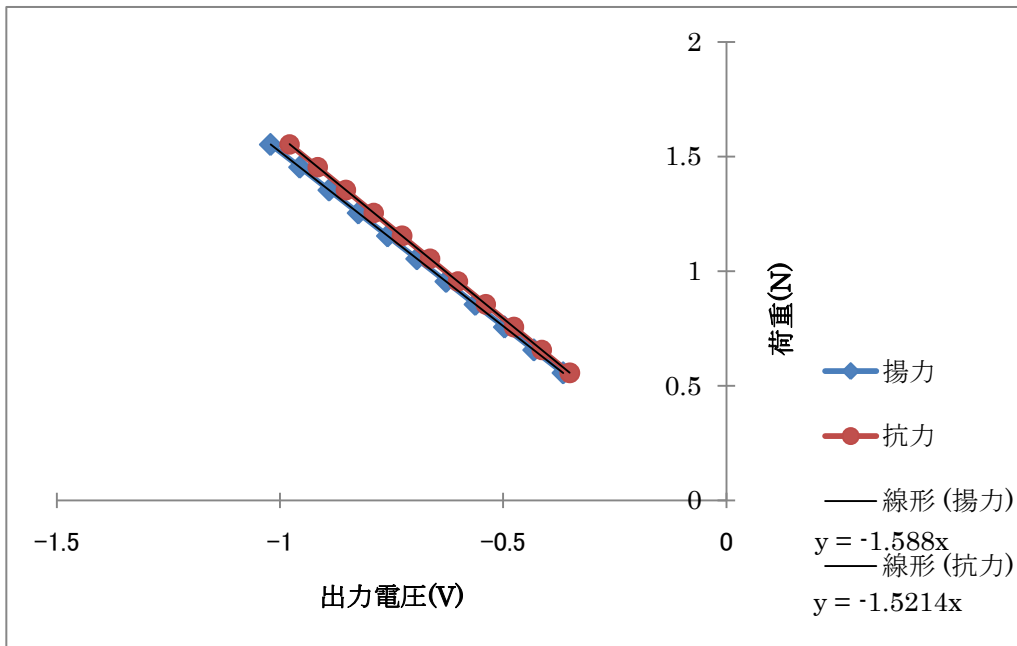


図 4.2 荷重点位置で校正を行った時の校正結果

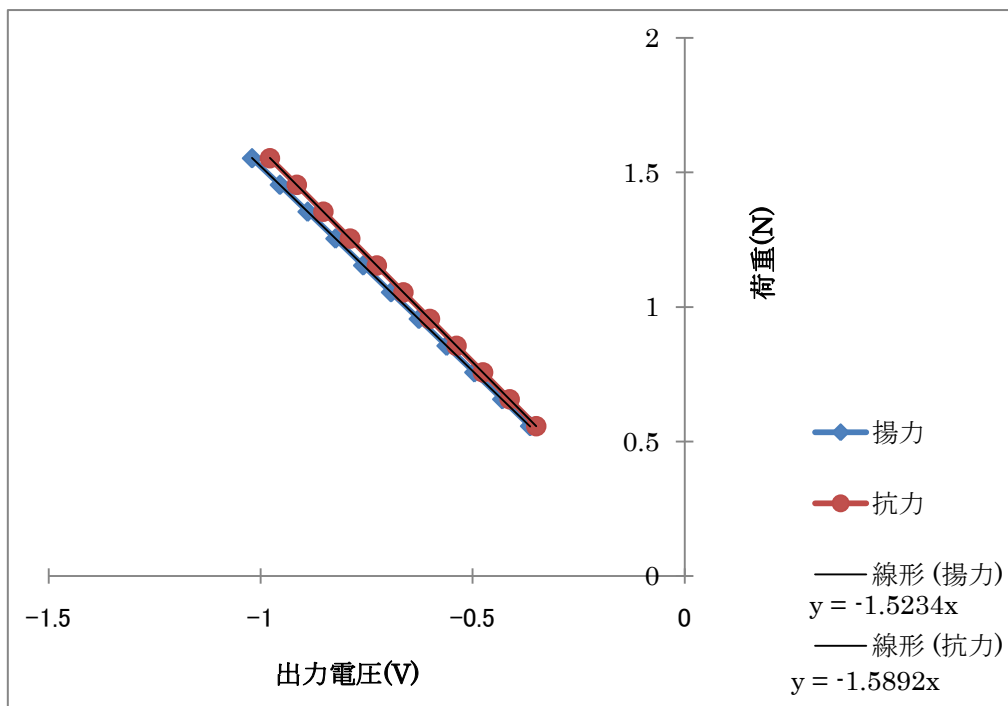


図 4.3 荷重点から離れたところでの校正結果

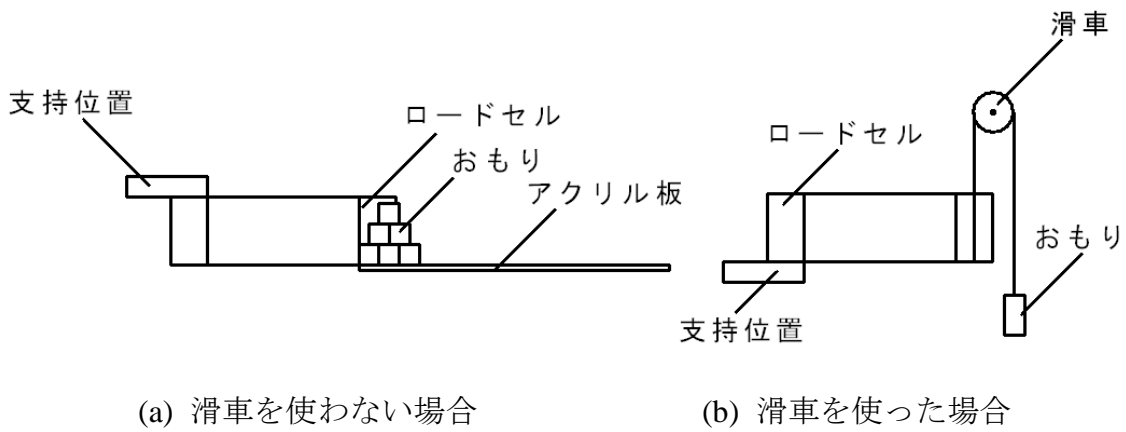


図 4.4 滑車の影響の調べ方

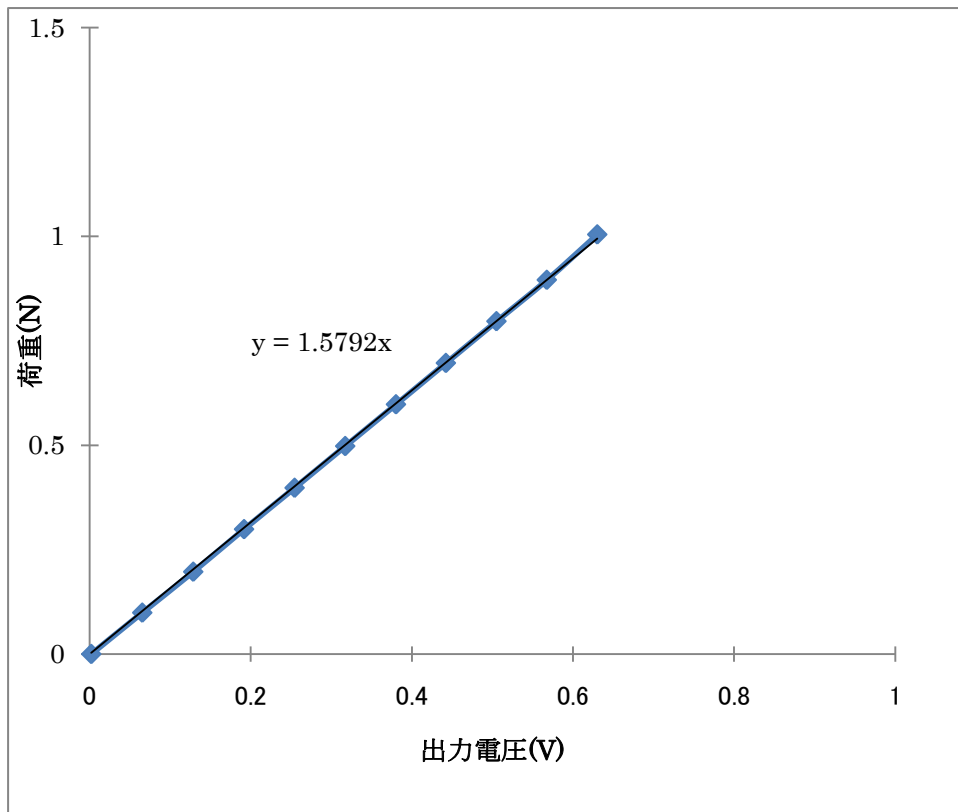


図 4.5 滑車なしでの校正結果

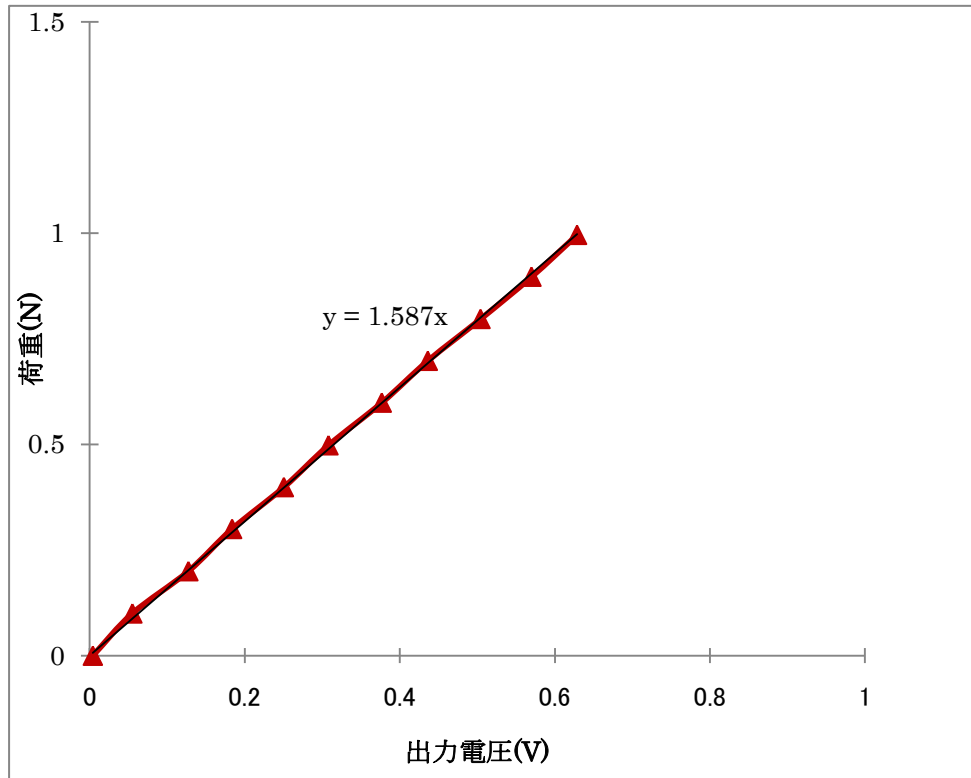


図 4.6 滑車ありでの校正結果

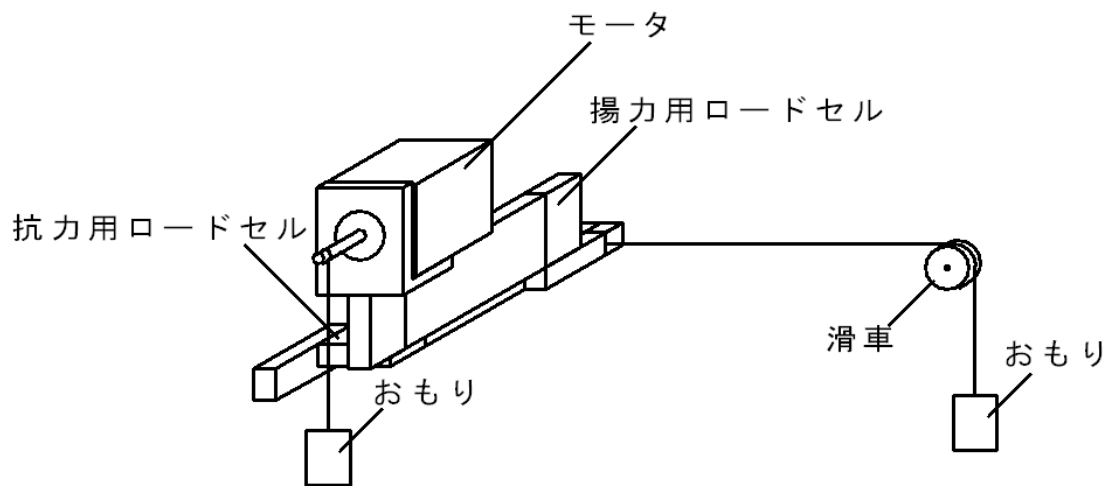


図 4.7 関数式の校正方法

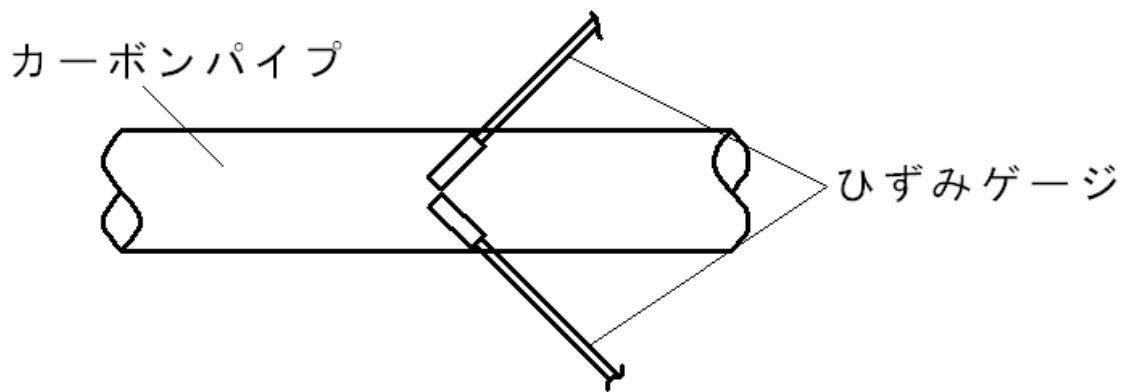
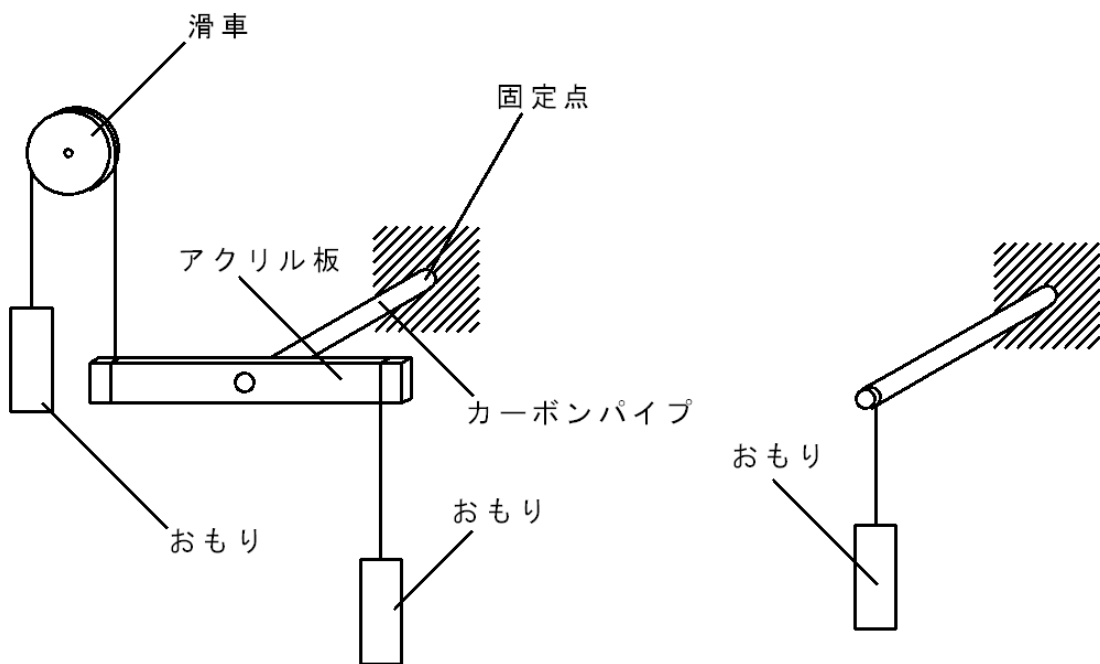


図 4.8 ひずみゲージの貼り方



(a) ねじり方向の力の加え方

(b) 曲げ方向の力の加え方

図 4.9 モーメントの特性の実験方法

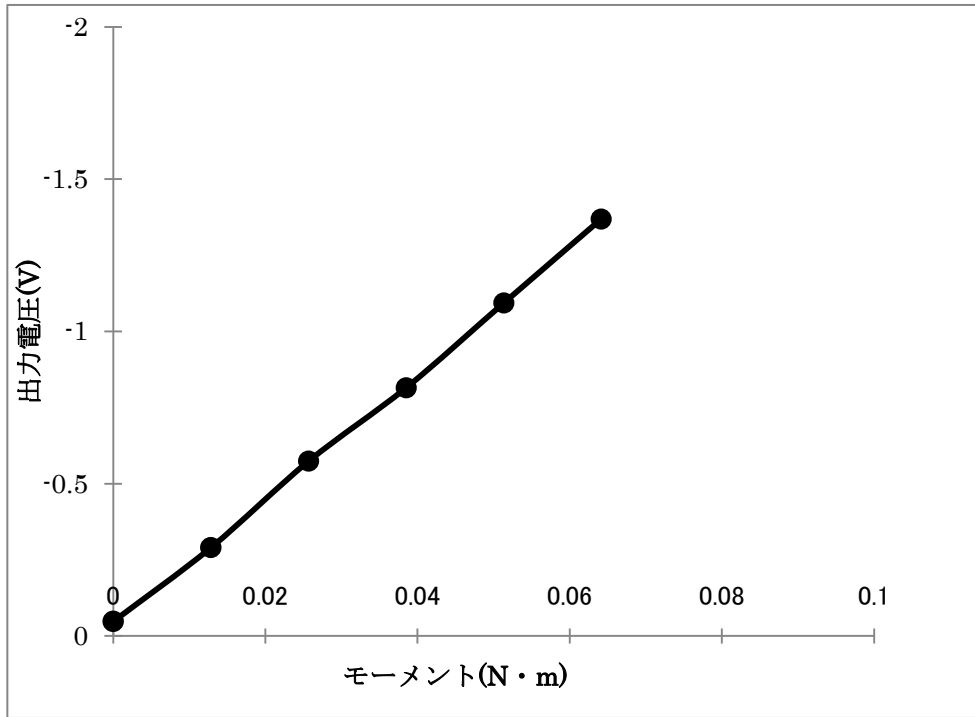


図 4.10 ねじり方向に力を加えて校正を行った場合の校正結果

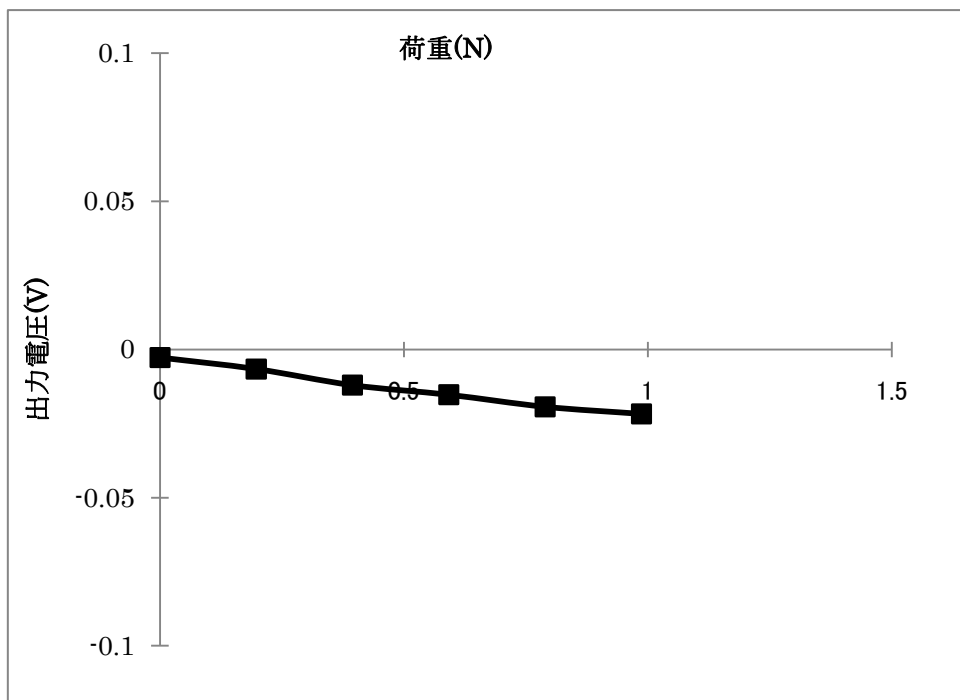


図 4.11 曲げ方向に力を加えた場合の校正結果

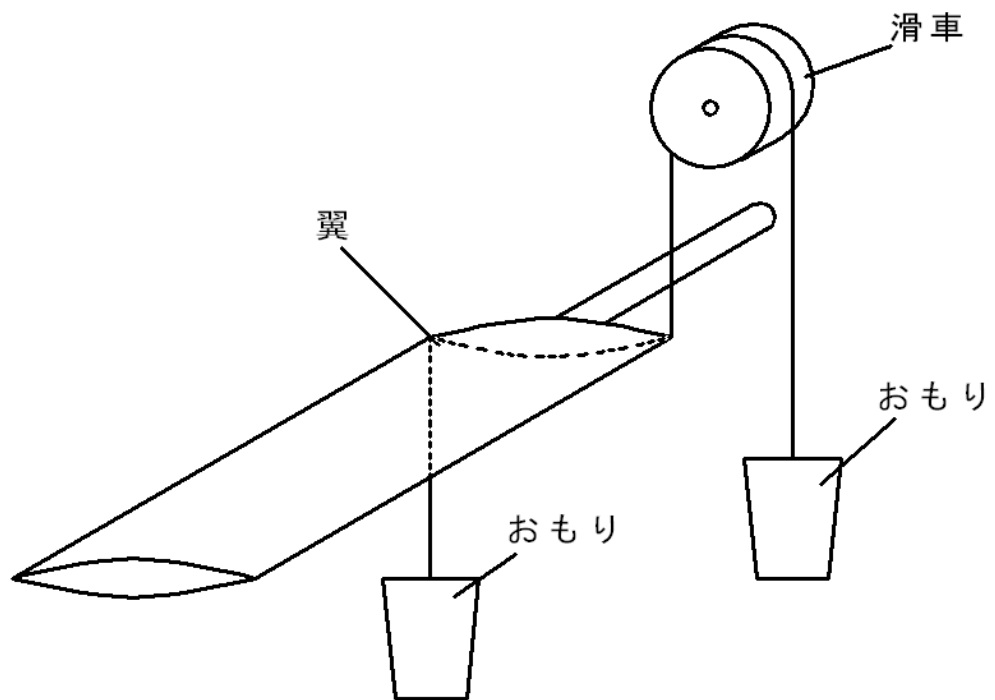


図 4.12 翼のモーメント測定用の校正方法

第 5 章

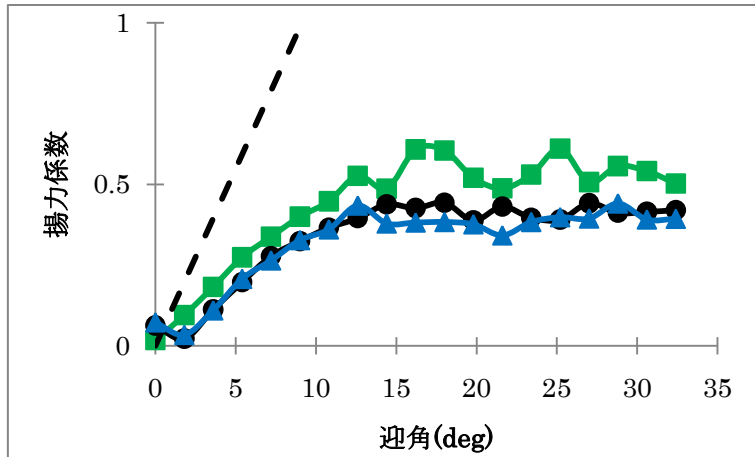
実験結果

5. 実験結果

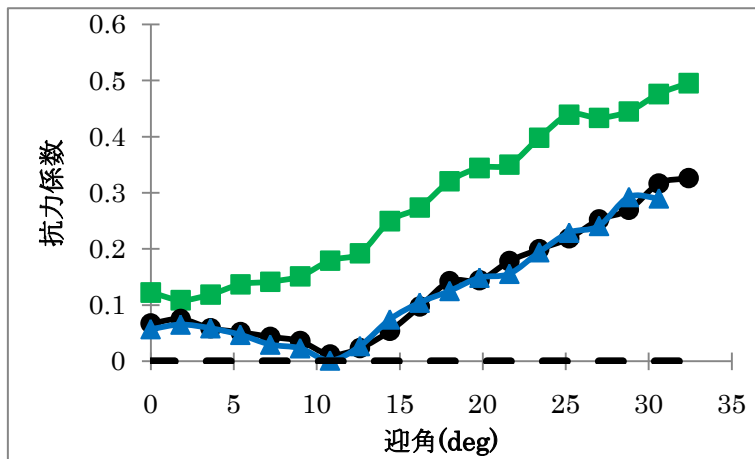
対称翼の実験結果を示す。風速が 2m/s のときの実験結果を図 5.1, 風速が 3m/s のときの実験結果を図 5.2, 風速が 4m/s のときの実験結果を図 5.3 にそれぞれ示す。また, 実験結果に平板翼の薄翼理論から得られた理論値を破線で示す。この結果より, 約 14deg で失速していることがわかる。また, 理論値の比較では失速角までの揚力係数・モーメント係数の増加の傾きの差が大きいことがわかる。

次に平板翼の実験結果を示す。風速が 2m/s のときの実験結果を図 5.4, 風速が 3m/s のときの実験結果を図 5.5, 風速が 4m/s のときの実験結果を図 5.6 にそれぞれ示す。また, 実験結果に平板翼の薄翼理論から得られた理論値を破線で示す。この結果より, 対称翼と同じように約 14deg で失速していることがわかる。また, 理論値の比較では対称翼よりも揚力係数・モーメント係数の増加の傾きの差が小さいことがわかる。

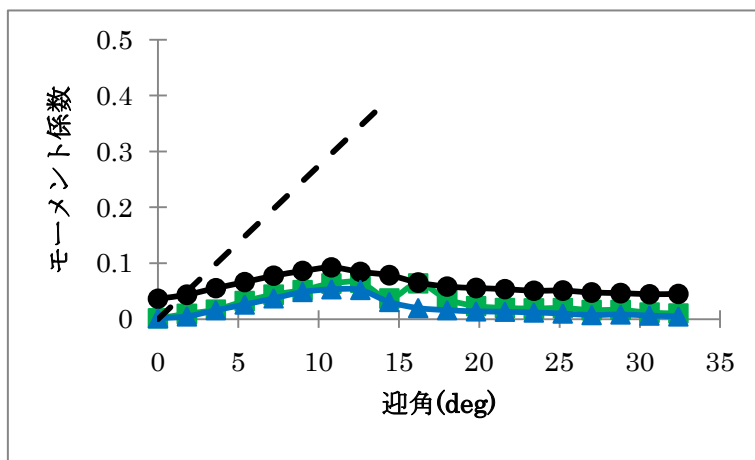
最後に反転カンバー翼の実験結果を示す。風速が 2m/s のときの実験結果を図 5.7, 風速が 3m/s のときの実験結果を図 5.8, 風速が 4m/s のときの実験結果を図 5.9 にそれぞれ示す。反転カンバー翼のモーメント係数の実験結果は揚力係数が 0 のときモーメント係数がマイナスに働いていることがわかる。



(a) 揚力係数

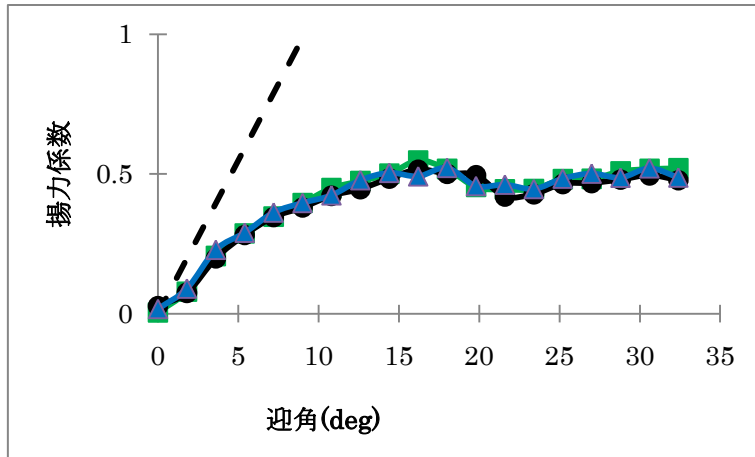


(b) 抗力係数

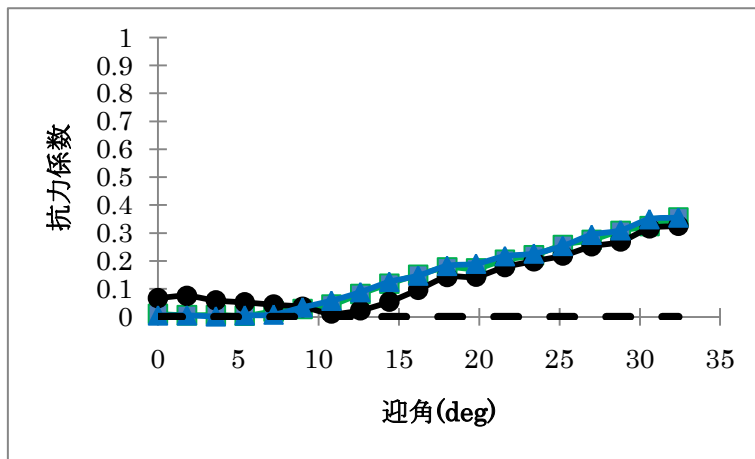


(c) モーメント係数

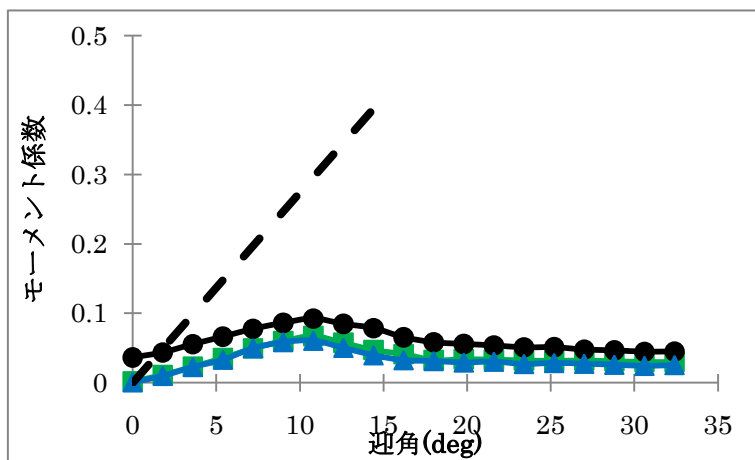
図 5.1 対称翼の実験結果(風速:2m/s $Re = 2.7 \times 10^4$)



(a) 揚力係数

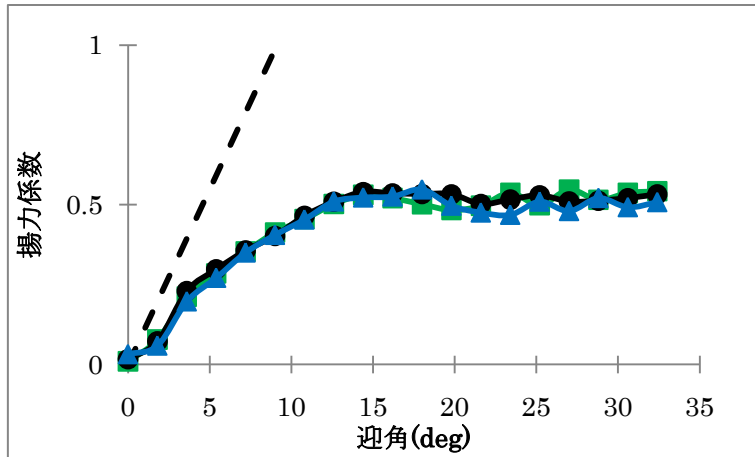


(b) 抗力係数

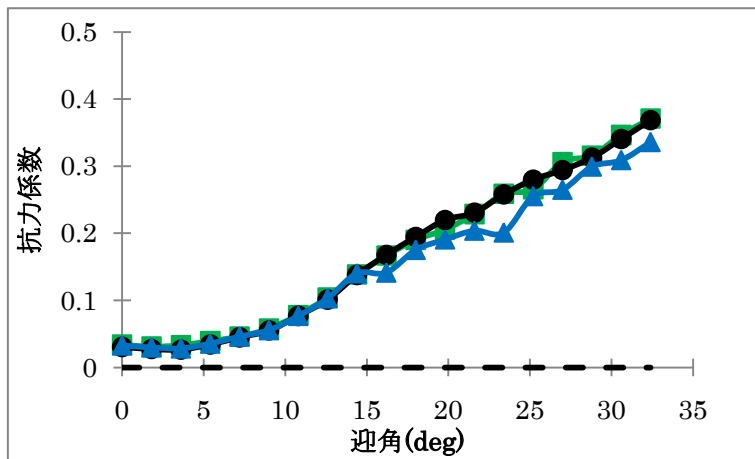


(c) モーメント係数

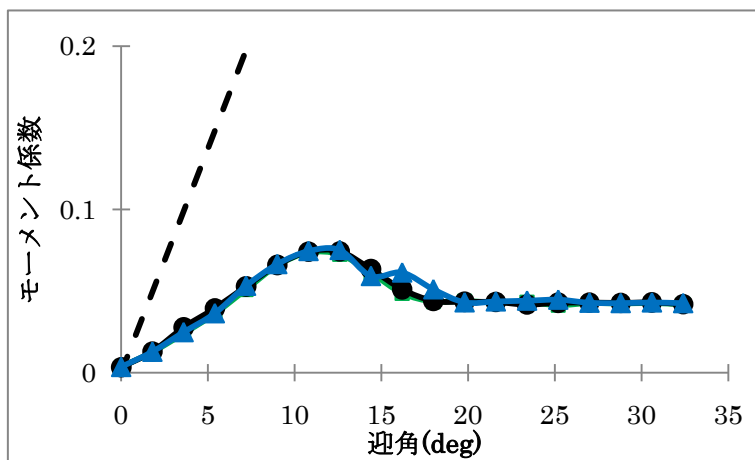
図 5.2 対称翼の実験結果(風速:3m/s $Re = 4.0 \times 10^4$)



(a) 揚力係数

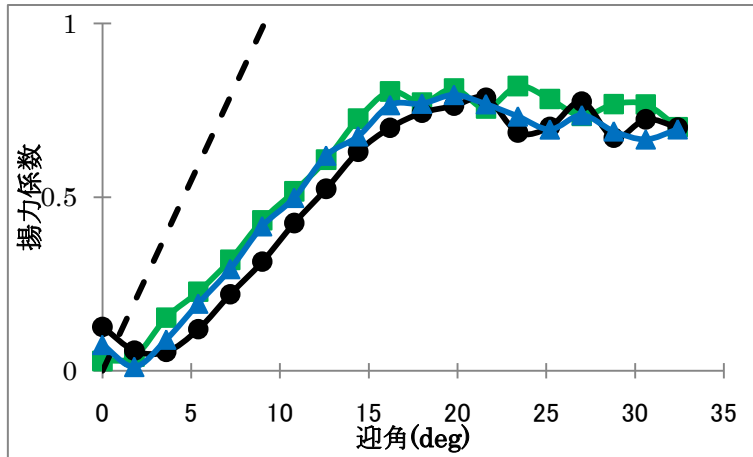


(b) 抗力係数

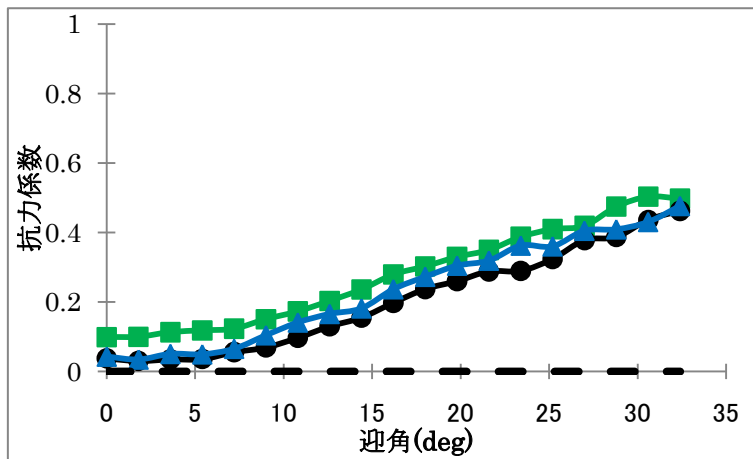


(c) モーメント係数

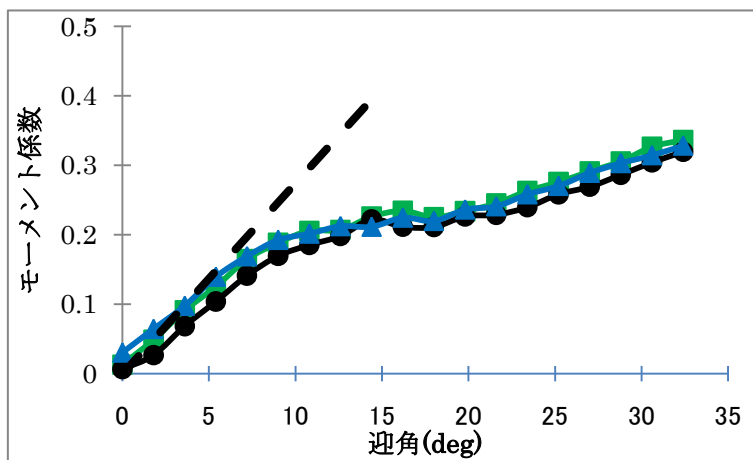
図 5.3 対称翼の実験結果(風速:4m/s $Re = 5.3 \times 10^4$)



(a) 揚力係数

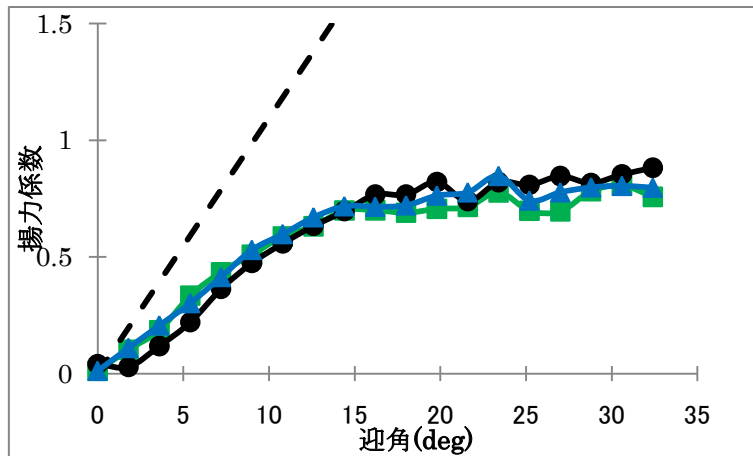


(b) 抗力係数

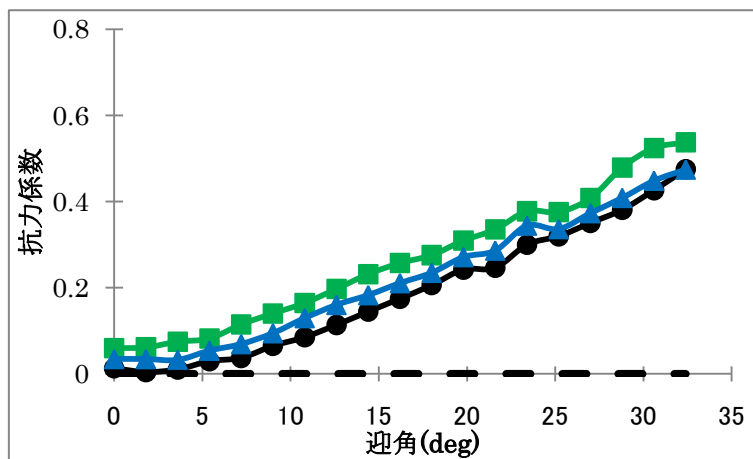


(c) モーメント係数

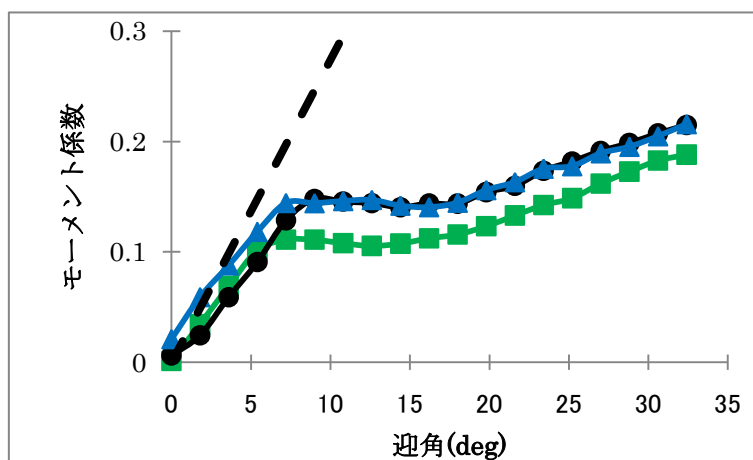
図 5.4 平板翼の実験結果(風速:2m/s $Re = 2.7 \times 10^4$)



(a) 揚力係数

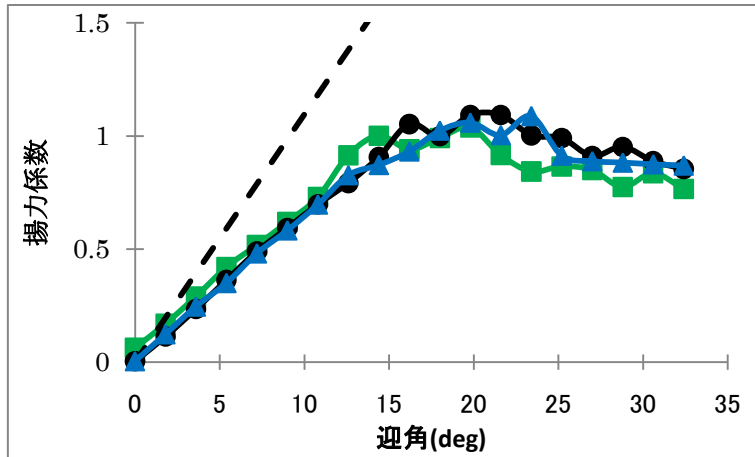


(b) 抗力係数

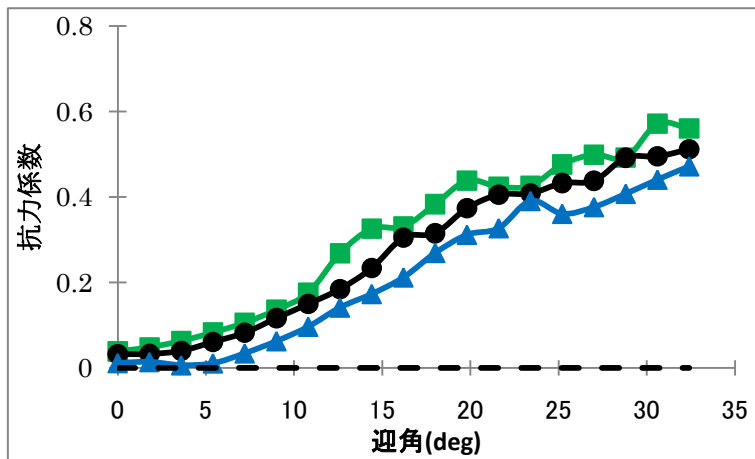


(c) モーメント係数

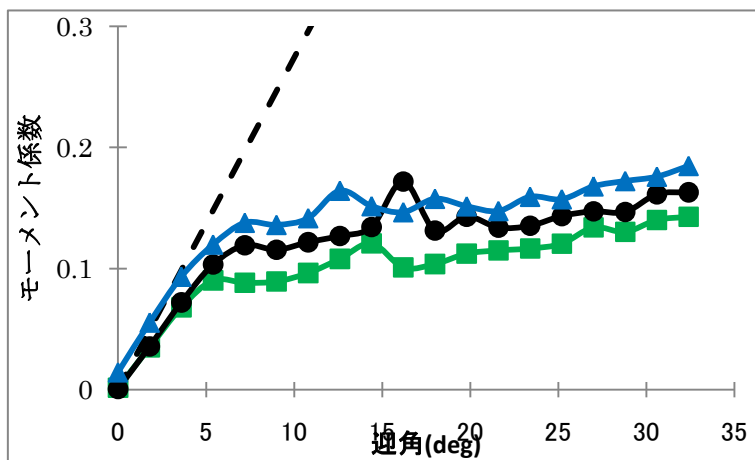
図 5.5 平板翼の実験結果(風速:3m/s $Re = 4.0 \times 10^4$)



(a) 揚力係数

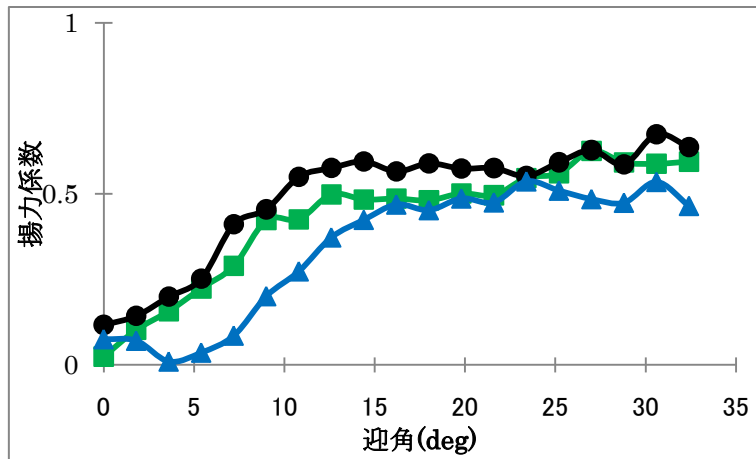


(b) 抗力係数

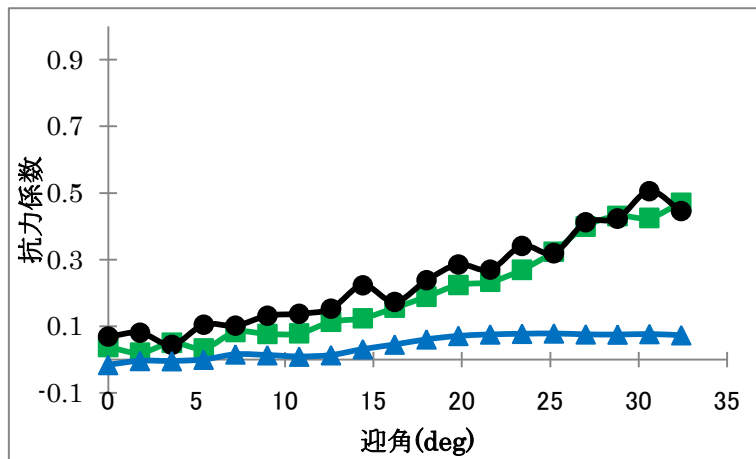


(c) モーメント係数

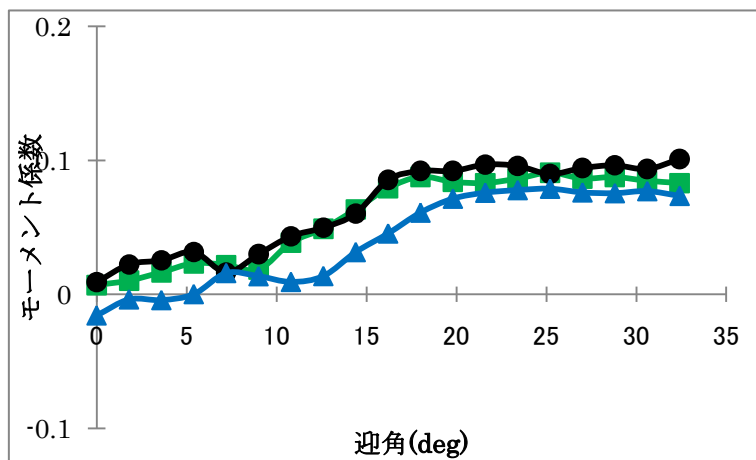
図 5.6 平板翼の実験結果(風速:4m/s $Re = 5.3 \times 10^4$)



(a) 揚力係数

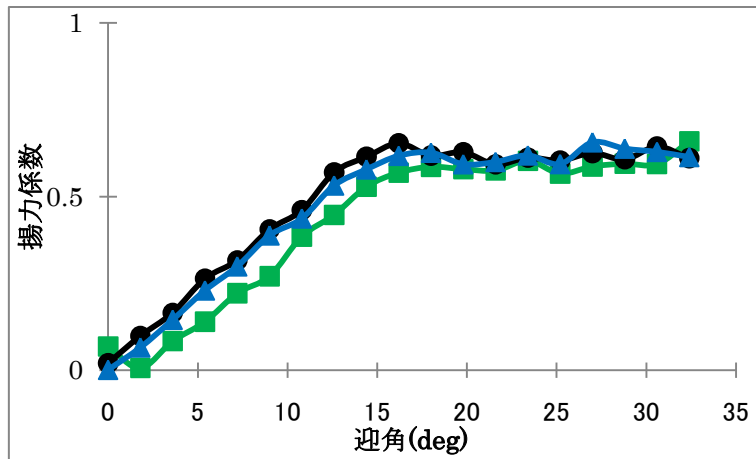


(b) 抗力係数

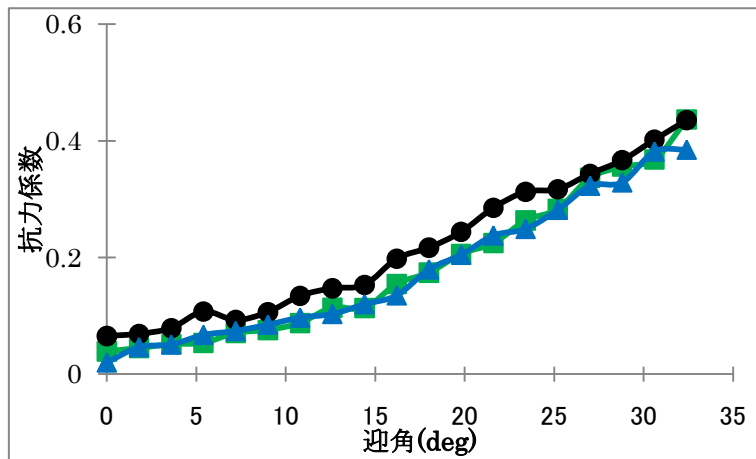


(c) モーメント係数

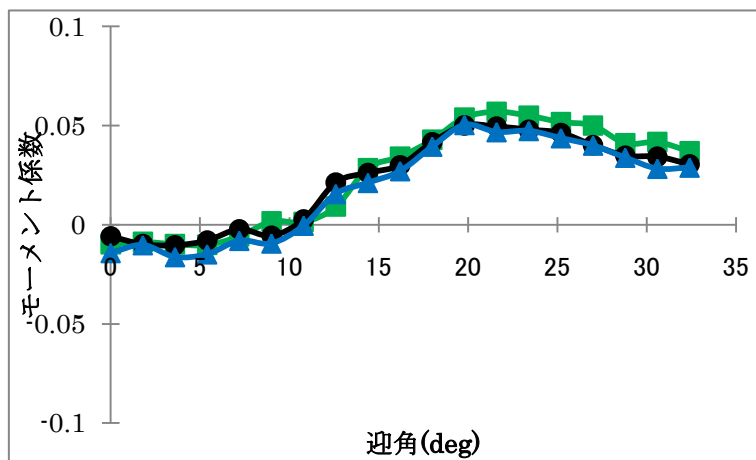
図 5.7 反転カンバー翼の実験結果(風速:2m/s $Re = 1.9 \times 10^4$)



(a) 揚力係数

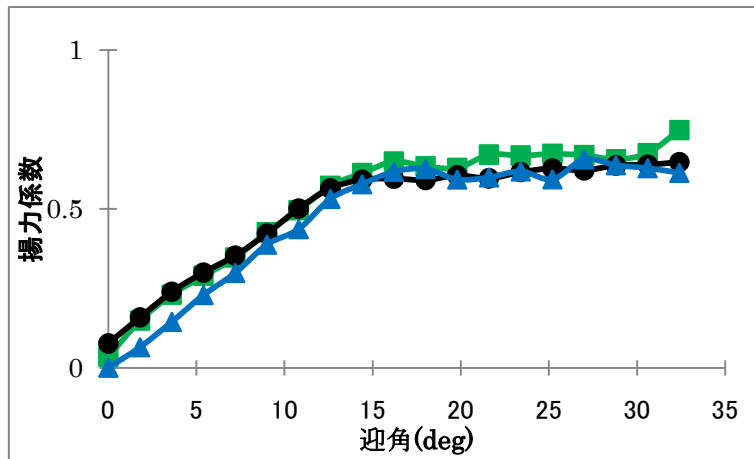


(b) 抗力係数

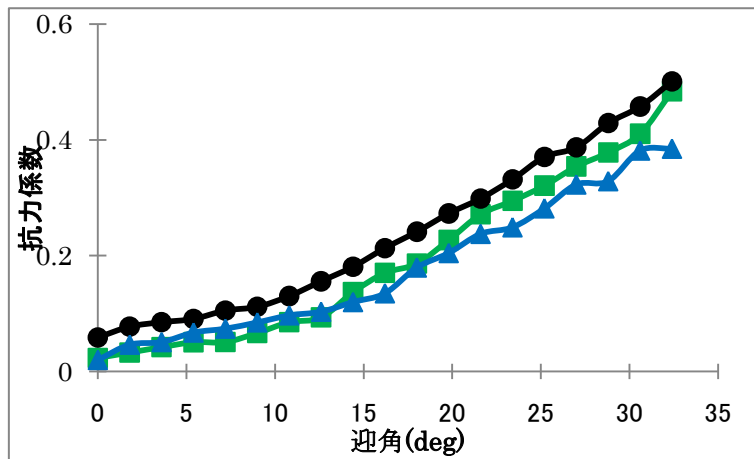


(c) モーメント係数

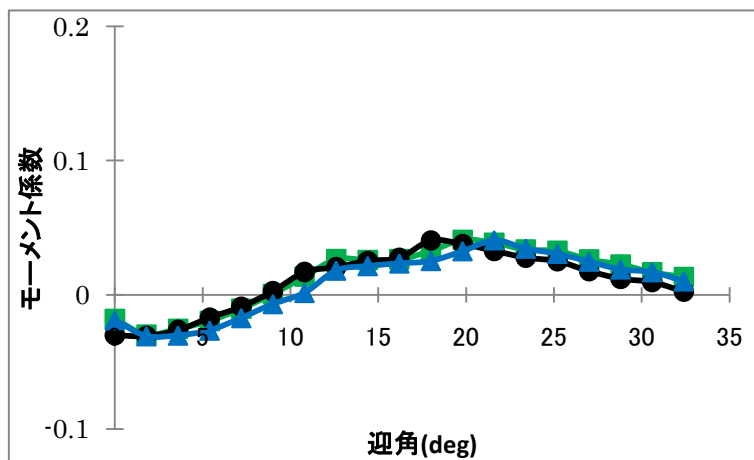
図 5.5 平板翼の実験結果(風速:3m/s $Re = 2.9 \times 10^4$)



(a) 揚力係数



(b) 抗力係数



(c) モーメント係数

図 5.9 反転カンバー翼の実験結果(風速:4m/s $Re = 3.8 \times 10^4$)

第6章

機体の設計

本研究では、機体を滑空させ着地させることを計画している。使用する機体は無尾翼機を使用する。そこで、反転カンバー翼の実験結果から機体の設計を行う。

まず、機体が安定して滑空すると仮定する。そのためには、風圧中心と機体重心が同じ位置でなければならないので、風速 4m/s の実験結果から、モーメントが 0 のところで風圧中心と機体重心が一致する。このときの迎角は 9deg でこれが滑空時の翼の迎角である。

次に、実験結果から得られたモーメント曲線から迎角がわかったので、このときの揚力・抗力を実験結果の揚力曲線・抗力曲線から求める。迎角 9deg のときの揚力係数は 0.418 である。これから揚力を求めると、

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 S = \frac{1}{2} \cdot 0.418 \cdot 1.205 \cdot 4^2 \cdot 0.052 = 0.210(N) \quad (6.1)$$

となり、また迎角 9deg のときの抗力係数は 0.080 である。これから抗力を求めると、

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S = \frac{1}{2} \cdot 0.080 \cdot 1.205 \cdot 4^2 \cdot 0.052 = 0.040(N) \quad (6.2)$$

となる。この値から図 6.1 の考え方を使って、滑空角 θ を求める。

滑空角 θ は

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{D}{L}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{0.040}{0.210}\right) = 0.190(rad) \approx 11(deg) \quad (6.3)$$

となる、また揚力と抗力から機体の重量 m を求めると、

$$m = \frac{\sqrt{L^2 + D^2}}{g} = \frac{\sqrt{0.210^2 + 0.040^2}}{9.8} \approx 43(g) \quad (6.4)$$

となる。

今回の実験では、風速が 2m/s, 3m/s のときの結果からこれらの値を導出するのが難しかったので、風速が 4m/s のときの結果のみをまとめたものを表 6.1 にしめしている。また、本研究室の大型風洞の最大風速が 4.8m/s だったので、5m/s 以上の機体重量と滑空角をもとめることができなかった。

表 4.1 機体設計の結果

風速(m/s)	迎角(deg)	滑空角(deg)	機体重量(g)
4	9	11	43

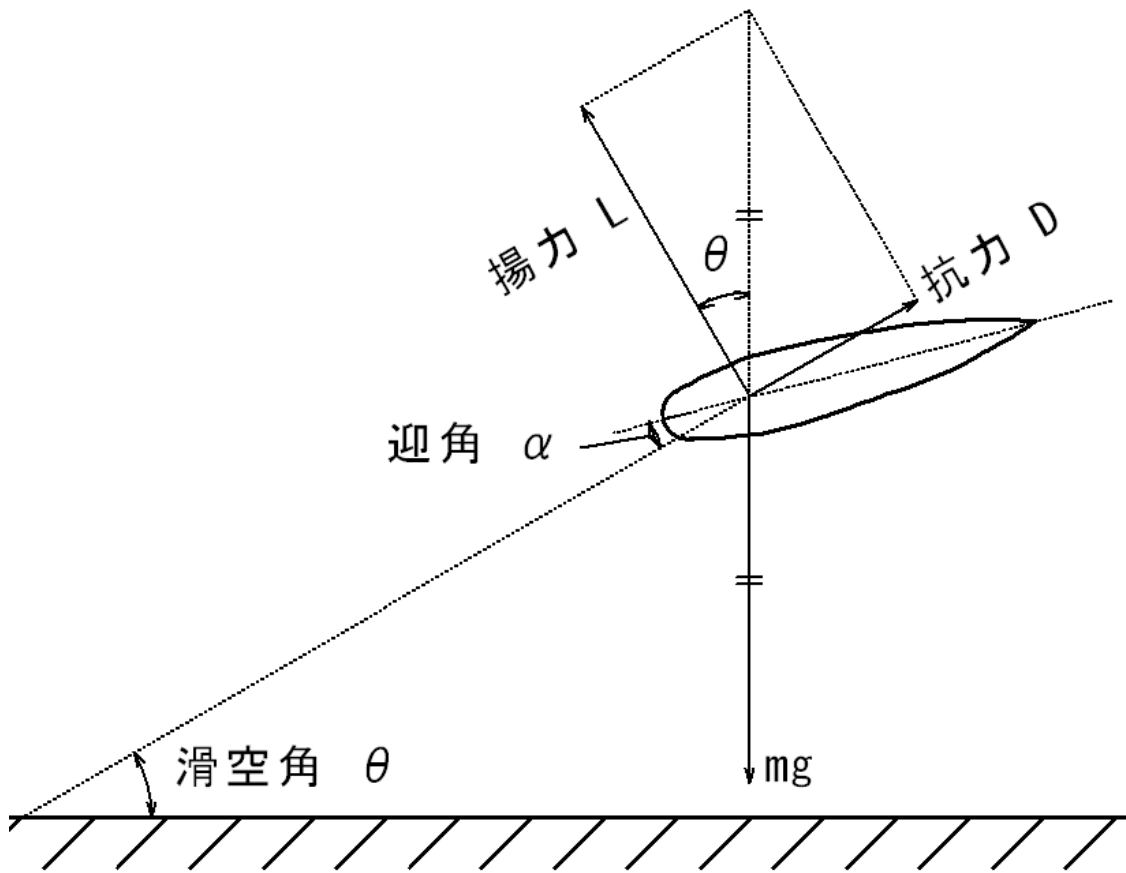


図 6.1 滑空角と機体重量を求めるときの考え方

第 7 章

結言

7.1 結言

今回の実験では風洞実験用の実験装置を製作し、3種類の翼で風洞実験を行った。それぞれの実験結果から、失速は約 14deg で起こることがわかった。

平板翼の薄翼理論からの理論値の比較では、平板翼の実験結果が失速までの揚力係数・モーメント係数の増加の傾きが理論値に近いことがわかった。

機体の設計では、反転カンバー翼を使用したとき機体重量が 43g のとき滑空角 11deg、迎角 9deg、速度 4m/s で滑空することがわかった。

7.2 今後の課題

機体の設計を行うために風速が足りなかったため、風洞を改造し風速が出るようにし、風速 5m/s 以上の反転カンバー翼の特性を求める。

また、今回の実験では静的な翼の特性を調べたため、今後は翼の迎角を失速角以上に瞬間的に変えて、動的な翼の特性を調べる。

これらの結果から、機体を滑空させ高迎角で失速を起こさせ着地させるまでのシミュレーションを行う。シミュレーションの結果から機体の政策を行い制御を行う。

参考文献

- (1) 牧野 光雄著：「航空力学(第2版)」 産業図書
- (2) 工房 JOY-CRAFT URL: <http://joy-craft.web7.jp/index.html>
- (3) 小澤 哲也著：「図解 LabVIEW データ収録プログラミング」 森北出版
- (4) 堀桂 太郎著：「図解 LabVIEW 実習」 森北出版

付録 1
動的変化の測定

今後の課題のために、翼の動的变化を調べる練習を行った。動的な変化を見る理由としては、翼は失速角に瞬間的に動かしてもすぐに失速を起こすわけではないので、失速を起こすまでの時間変化を調べた。

今回の実験はあくまで来年度のための練習なので、反転カンバー翼ではなく、対称翼を使用して、実験を行った。

実験方法は、風速を 4m/s に設定し、迎角 0deg から 36deg に瞬間的に変化させる。この時のパルス数は 40 パルスである。パルスを出した時の時間と揚力が発生した時の時間の差を調べた。また、揚力の時間変化から失速がどのくらい遅れて発生するかを調べた。その結果を図 1 に示す。

実験結果から、パルスが発生して 100ms 後に揚力が発生し、241ms 遅れて失速することがわかった。

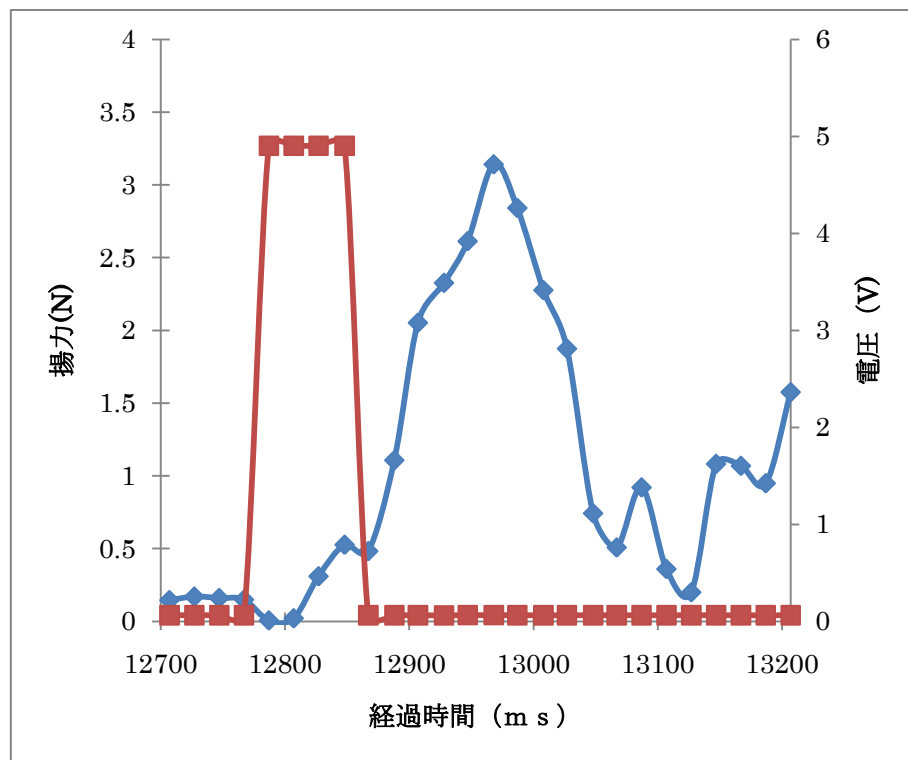
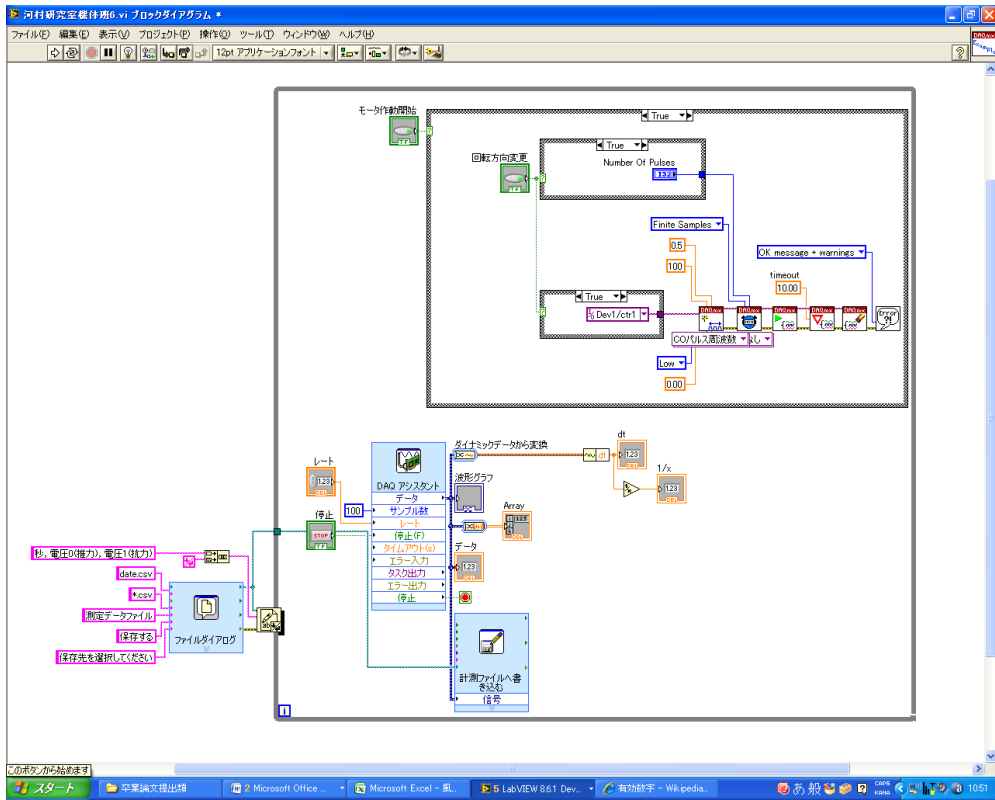
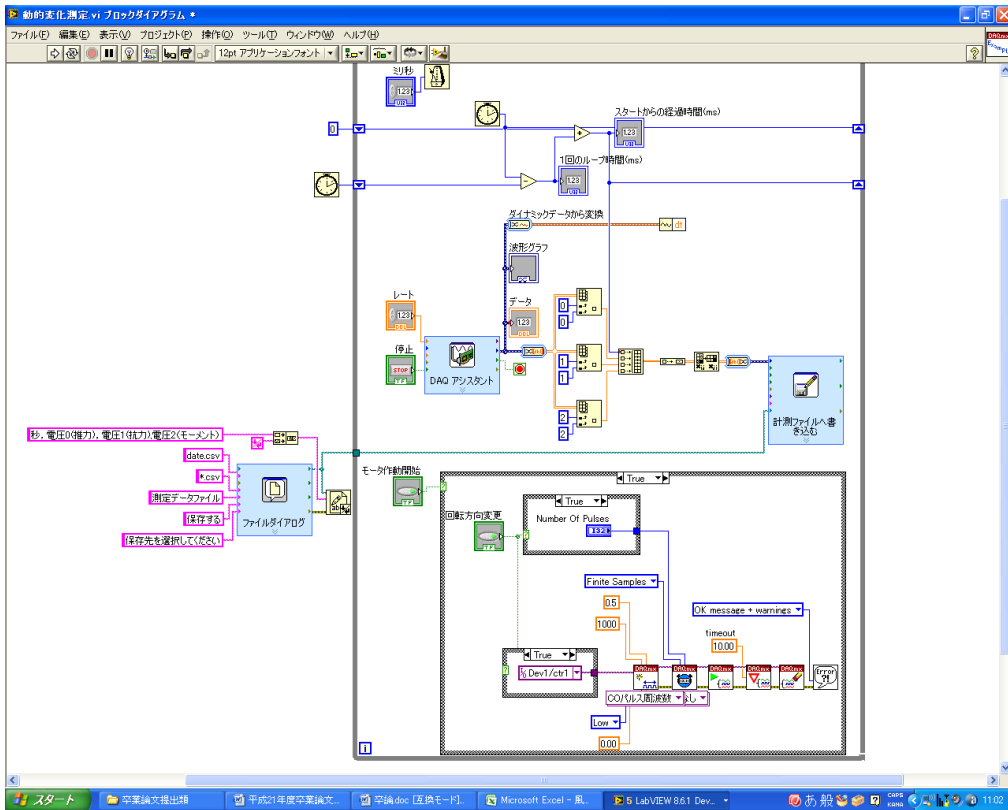


図 1 揚力の動的变化

付録 2
LabVIEW の制御プログラム



静的な翼の特性を調べるときの LabVIEW のプログラム



動的な翼の特性を調べるときの LabVIEW のプログラム