

# 「航空宇宙工学実験Ⅰ」

実験番号 4

実験テーマ 翼の空力特性の測定

実験班 14班

2年 0073 時田怜奈

実験実施日 令和3年 6月1日

提出日 令和3年 6月8日

再提出日 令和3年 6月14日

## 概要

回転型小型風洞の自由壁測定部された 3 分力風洞天秤に翼模型を取り付け、流速 16.2 m/s、レイノルズ数  $1.30 \times 10^5$  の一様流を翼模型に当てることで翼模型に働く力(揚力、抗力、縦揺れモーメント)を測定した。迎え角  $14^\circ$  付近で失速し、その時の揚力係数は緩やかに減少し、抗力係数は急激に増加していた。今回使用した NACA0012 は後縁失速型であることが分かった。また、翼面に取り付けたタフトを用いて、空力特性を可視化し、剥離時に翼面上は中央から後縁側で空気が乱れていることが分かった。

## 1. 実験目的

本実験では、回流型風洞の自由壁測定部に設置された 3 分力風洞天秤に翼模型を取り付け、翼模型に働く揚力、抗力および縦揺れモーメントを測定する。

実験結果をもとに議論・考察を行うことで、翼の基本的な空力特性について理解を深める。

今回の実験を発展させ、実際に航空機を設計する際にはどのような点に注意が必要であるかを考察する。

## 2. 理論

### 2. 1. 流体力

ある形状を持った物体が、自由空間内を移動するとき、その物体のまわりには流体による流れが生じる。このような流れにより、物体には流体力が作用する。物体が空気中を運動する場合には、流体から物体に作用する力のことを空気力という。

流体によって物体表面に作用する単位体積当たりの空気力には、作用面の法線方向に働く圧力 (Pressure) :  $p$  と接線方向に働く摩擦応力 (せん断力) (Shear Stress) :  $\tau$  の 2 種類がある。

### 2. 2. 翼型の表し方

翼に用いられている断面形状のことを、翼型と呼ぶ。翼の性能は、翼の平面形状のみではなく、使用する断面形状、つまり翼型の形状により大きく左右される。そのため、現代の航空機の翼に用いられている翼型は多岐にわたり、様々な名称・呼称がある。

### 2. 3. 翼に働く空気力ー揚力・抗力・縦揺れモーメント

航空機が空中で飛行するためには、機体の自重と釣り合う空気力が必要となる。今、翼をある一定の角度で傾けて速度  $U$  で運動させているとすると、翼表面に作用する圧力の分布は図 1 のように表される。なお、相対風と翼弦の成す角度のことを迎え角と呼ぶ。このとき、翼表面の全面にわたり圧力を積分すると、翼表面に作用する法線方向のベクトル (圧力) の

合成ベクトルとして圧力による空気合力： $R$  を求めることができる．同様にして摩擦応力からも空気合力を求めることができ、圧力と摩擦応力それぞれから求めた空気合力（2つの力のベクトル）を合成したベクトルが、翼に働く合計の空気合力となる．翼に働く揚力： $L$  は、空気合力： $R$  を翼の相対風を基準に  $R$  を法線方向に分解した成分であり、抗力： $D$  は接線方向に分解した成分である．（図2）

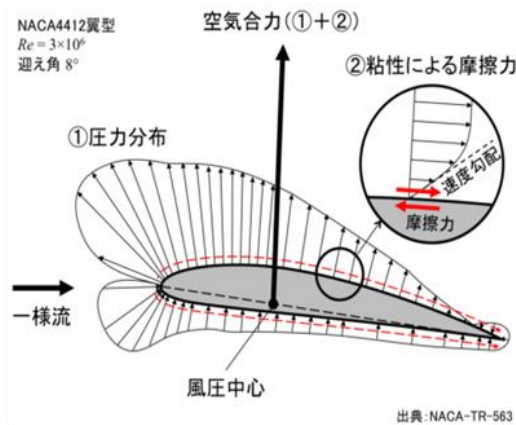


図1 翼に作用する圧力分布<sup>1)</sup>

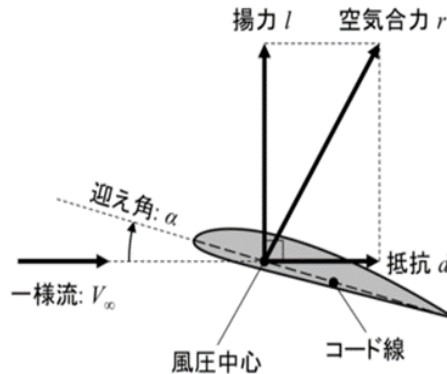


図2 翼に作用する空気力<sup>1)</sup>

抗力の中で、圧力が発生要因となる抗力を圧力抗力： $D_p$  と呼び、摩擦応力が発生要因となる抗力を摩擦抗力： $D_f$  と呼ぶ．圧力抗力は、主に物体の形状に依存して変化する．そのため、圧力抗力のことを形状抗力とも呼ぶ．圧力抗力と摩擦抗力を足し合わせた抗力のことを2次元形状物体では断面抵抗、3次元形状物体ではすべての抗力を有害抵抗と総称している．ただし、通常は圧力抗力に対して摩擦抗力は小さいため、圧力抗力のみを抗力として取り扱う場合もある．揚力  $L$  および抗力  $D$  は、動圧  $1/2\rho U^2$  (Pa) と翼面積（投影面積） $S$  (m<sup>2</sup>) の積に比例し、以下の式により定義することができる．

$$L = \frac{1}{2}\rho U^2 \cdot S \cdot C_L \text{ (N)} \quad (1)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho U^2 \cdot S \cdot C_D \text{ (N)} \quad (2)$$

縦ゆれモーメント： $PM$  は、空気合力： $R$  の作用点（風圧中心）が迎え角の変化に伴い移動することで生じるモーメントである．その方向は、迎え角  $\alpha$  を増加させる方向（頭上げ方向）を＋方向と定義している．翼の場合、迎え角を変化させても縦ゆれモーメントの値が変化しない点（空力中心）が翼弦線上に存在し、通常その位置は前縁から 25%翼弦位置 ( $c/$

4) 付近に存在している。そのため、翼の前縁から  $c/4$  位置を基準点としてモーメントを定義すると、縦ゆれモーメントは次のように表される。

$$PM = \frac{1}{2} \rho U^2 \cdot S \cdot c \cdot C_{M c/4} \text{ (N} \cdot \text{m)} \quad (3)$$

(1) ~ (3) 式中の  $\rho$  は空気密度 ( $\text{kg/m}^3$ )、 $U$  は一様流速度 ( $\text{m/s}$ )、 $c$  は翼弦長 ( $\text{m}$ ) を示している。 $C_L$ 、 $C_D$  および  $C_{M c/4}$  は、揚力係数、抗力係数および翼の前縁から  $c/4$  位置まわりの縦ゆれモーメント係数であり、それぞれ迎え角  $\alpha$  を変数とした関数とみなすことができる。

## 2. 4. 翼の空力特性

翼はある一定の迎え角を超えると翼上面で境界層が剥離し、発生する空気力が変化し失速する。失速時の特性は翼型やレイノルズ数： $Re$  に依存し以下の3種類の特性に分けることができる。

### a. 前縁失速型

翼の前縁付近において、突然剥離し、失速する<sup>1)</sup>。剥離した境界層が翼面に再付着を起こさない。揚力の変化は、急峻な減少を示す。

### b. 後縁失速型

乱流境界層が翼の後縁から剥離し、迎え角の増加に伴い剥離位置が前縁側へと移動していき失速する。失速時の揚力の変化は、緩やかに減少する。

### c. 薄翼失速型

前縁から剥離したあと再付着し、迎え角を大きくするにつれて再付着点が徐々に後縁側に移動し再付着点が後縁に達すると失速する<sup>1)</sup>。揚力の変化は、失速に至る前では層流境界層の剥離により揚力曲線中に不連続な変化が生じ、失速以降は緩やかな減少を示す。

## 2. 5. 誘導抗力

翼が3次元の場合、翼には翼端が存在することとなる。このとき、翼に揚力が発生すると、翼の上面側と下面側に作用する圧力の分布に差異が生じているため、その圧力差により翼端近傍では翼端を回り込むような流れが発生する。この流れが元となり、3次元翼では翼の後方に翼端渦と呼ばれる後流渦が発生する。その結果、翼に後流渦により誘起された誘導速度（吹きおろし）が加わることで翼の迎え角が変化し、さらに翼に発生する揚力

が少し後方に傾く．この傾斜した揚力から運動方向に平行な成分（抗力成分）が誘導される．この抗力のことを誘導抗力： $D_i$ と呼ぶ．

楕円翼を例にとると，翼全体に作用する  $C_D$  は次のように表される．

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (4)$$

(4) 式中の  $C_{D_0}$  は圧力抗力と摩擦抗力の和を無次元係数で表し， $C_{D_i}$  は誘導抗力を無次元係数で表している．また， $AR$  は翼のアスペクト比： $AR=b^2/S$ である．

### 3. 実験装置

#### 3. 1. 風洞

風洞外観図を図 3，風洞の諸元を表 1 に示す．



図 3 0.5m×0.5m 垂直式回流型風洞 外観

表 1 0.5m×0.5m 垂直式回流型風洞 諸元

諸 元	
形式	垂直式回流型
測定部寸法	500 mm( $H$ ) × 500 mm( $W$ ) × 1500 mm( $L$ )
測定部形状	自由壁開放型
風速範囲	0~30 m/s
絞り比	9:1
電動機	交流式誘導電動機
最大出力	5.5 kW

## 3. 2. 翼模型

翼型：NACA 0012

翼弦長： $c=120\text{ mm}$ ，翼幅： $b=360\text{ mm}$ ，アスペクト比：3.0（短形翼）

## 3. 3. 3 分力風洞天秤

模型支持装置の取り付けられた翼模型に作用する空気力（ $L$ ， $D$ ， $PM$ ）を測定可能な天秤が，測定部に取り付けられている．ひずみゲージを利用した 3 分力検出器（日章電機製，LMC-31168-20N）および模型支持装置から構成される．

形式：ストラット式

測定可能秤量： 揚力： $\pm 100\text{ N}$   
 抗力： $\pm 20\text{ N}$   
 縦ゆれモーメント： $\pm 10\text{ N} \cdot \text{m}$

## 3. 4. 直流型歪増幅器

3 分力風洞天秤で検出されたひずみ量を電圧として出力するための増幅器．

## 3. 5. 二次較正器

3 分力検出器に使用されているひずみゲージに，ある荷重が作用したときに生じるひずみ量を仮想的に再現できる．二次較正器からの出力を直流型歪増幅器に入力することにより，直流型歪増幅器の出力電圧の大きさを設定する．

## 3. 6. ピトー静圧管

ベルヌーイの定理を応用して，気流の速度を測定するための装置<sup>2)</sup>．風洞吹き出し口に取り付けられており，一様流速下における流体の持つ動圧： $q$ （総圧： $p_t$ と静圧： $p_s$ の差）を，マノメータを用いることで求めることができる．

### 3. 7. マノメータ

2点間の圧力差を求めるために使用される測定装置。今回の実験では、ゲッチング・マノメータ（マノメータ内の液体は水）を使用する。

### 3. 8. X-Yレコーダ

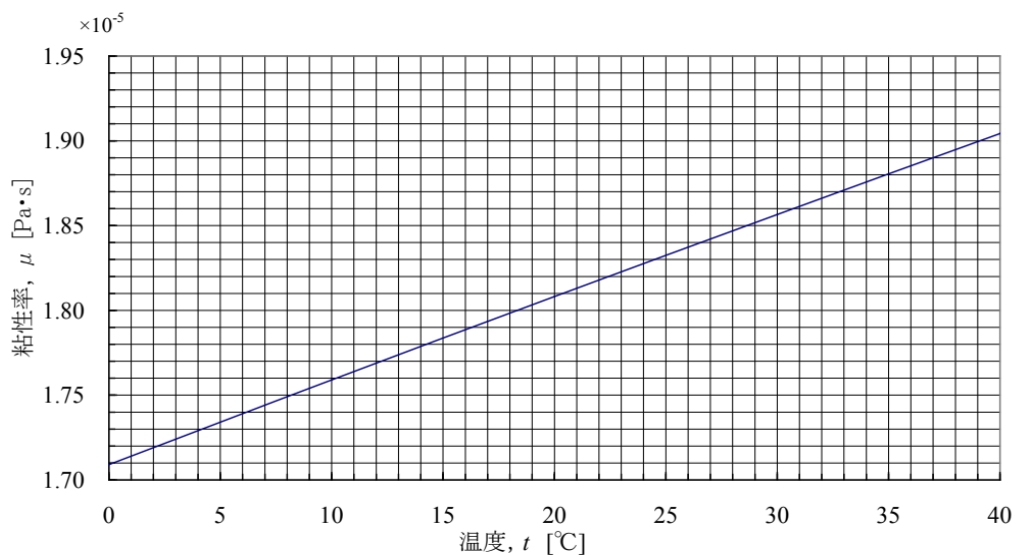
レコーダのX軸およびY軸に入力した直流電圧に比例した長さで、グラフ用紙上にデータを記録する装置。今回の実験では、X軸に迎え角の変化に対応する出力電圧、Y軸に揚力、抗力および縦ゆれモーメントの変化に対応する出力電圧を入力することで、迎え角に対する各空気力の変化を連続的に記録する。

## 4. 実験方法

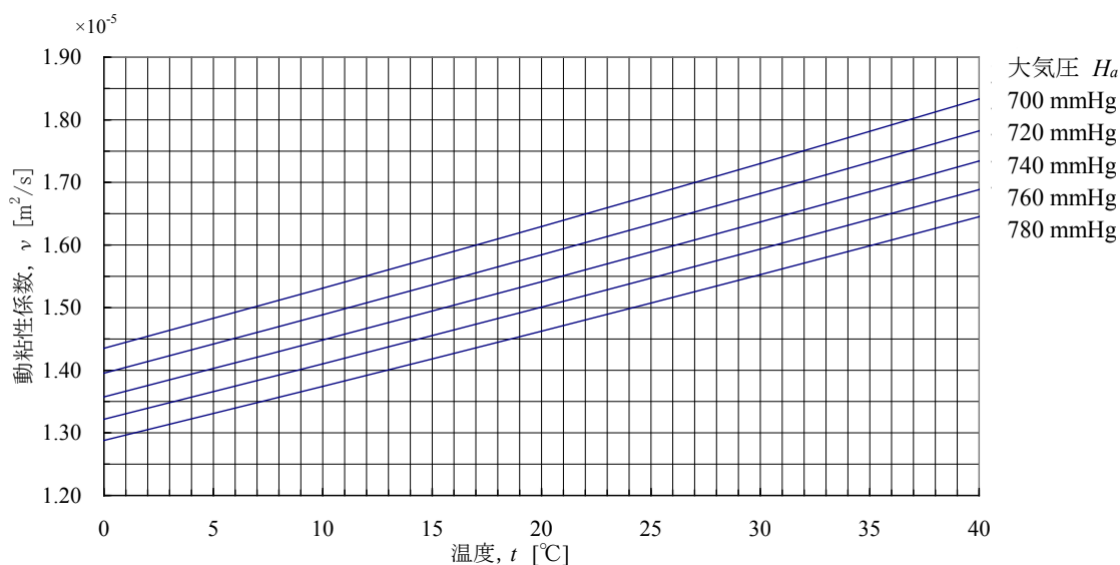
### 4. 1. 気象条件の測定

流体を使った実験を行う場合には、測定を行う環境およびそれに伴う流体の状態を把握しておく必要がある。実験時の大気圧  $H_a$  (mmHg)（水銀柱式気圧計を用いて測定する）、気温  $t$  (°C) をそれぞれ測定した後、(5)式から空気密度  $\rho$  (kg/m<sup>3</sup>)、図4から空気の粘性係数  $\mu$  (Pa・s) および動粘性係数  $\nu$  (m<sup>2</sup>/s) を求める。

$$\rho = 1.293 \times \frac{H_a}{760} \times \frac{273}{273 + t} \quad (\text{kg/m}^3) \quad (5)$$



(a) 粘性係数と温度の関係（空気）



(b) 動粘性係数と温度、大気圧の関係（空気）

図4 空気の粘性係数および動粘性係数

#### 4. 2. 風速の測定

風洞吹き出し口に取り付けられたピトー静圧管とゲッチング・マノメータを用いることで、風洞測定部内の一様流速度を求める。

- (1) 動圧  $q$  の測定を行う。無風時におけるマノメータの液面の高さを  $h_0$  (mm)、風洞通風時における液面の高さを  $h_1$  (mm) とすると、実質的な液面の変化  $h_d$  (mm)（つまり動圧  $q$  に相当する液中の高さ）は次のように表すことができる。

$$h_d = h_1 - h_0 \quad (\text{mm}) \quad (6)$$



今回の実験の場合、圧力の単位を液中圧で表す場合は、 $h_d$  (mm) =  $h_d$  (mmH<sub>2</sub>O) となる。

- (2) ピトー静圧管に対してベルヌーイの式を適応することにより、ピトー静圧管に作用する圧力と速度の関係は式(7)で表せる。

$$q = p_t - p_s = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (\text{Pa}) \quad (7)$$

ここで、 $U$  (m/s) は一様流速、 $\rho$  は空気密度である。動圧  $q$  (Pa) はゲッチングン・マノメータで測定した液面さから求まる圧力と等しいため

$$q = 9.81 \rho_1 (h_d \times 10^{-3}) \quad (\text{Pa}) \quad (8)$$

となり ( $\rho_1$  はマノメータに使用する液体の密度)、 $U$  は次のように求めることができる。

$$U = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \times 9.81 \rho_1 (h_d \times 10^{-3})}{\rho}} \quad (\text{m/s}) \quad (9)$$

- (3) 実験時の風速から、レイノルズ数を求める。レイノルズ数は、流速・代表長さ・動粘性係数から求めることができる。翼模型の翼弦長  $c$  (m) を代表長さとする以下で式で表せる。

$$Re = \frac{Ul}{\nu} = \frac{Uc}{\nu} \quad (10)$$

#### 4. 3. 空気力の測定

- (1) 風洞の運転開始前に、無風時のゲッチングン・マノメータの液面高さ  $h_0$  (mm) を測定する。
- (2) 3分力天秤検出器の角度指示盤で、迎え角を  $-20^\circ$  に合わせる。
- (3) X-Yレコーダのペンを下ろし、迎え角を  $+20^\circ$  まで連続的に変化させることで記録用グラフ用紙に無風時における3分力天秤の出力を記録する。
- (4) X-Yレコーダのペンを上げ、迎え角を  $0^\circ$  に戻す。
- (5) 風洞を起動し、指定の風速にセットする。(風速は約 16.0 m/s)
- (6) 風洞運転時におけるゲッチングン・マノメータの液面高さ  $h_1$  (mm) を測定する。
- (7) 迎え角を  $-17^\circ$  に合わせ、X-Yレコーダのペンを下ろす。

- (8) 迎え角を $-17^{\circ}$  から $+17^{\circ}$  まで連続的に変化させ、風洞運転時の3分力天秤の出力をグラフ用紙に記録する。測定中は、翼表面に貼り付けた“タフト”の動きを観察し、迎え角に対する翼面上の流れ場の変化・剥離領域の発達過程を調べる。また、翼端渦の回転方向・強さの変化についても観察する。
- (9) 測定が終了したら迎え角を $0^{\circ}$  に戻し、風洞を停止させる。

#### 4. 4. 流れの可視化

実験に使用する翼模型には、翼面上の流れ場を可視化するためにタフトが貼付されている。タフトは、流れ場の様子に応じて変化する。その状態を表2の記号例のように大きく4パターンに分けて記録する。

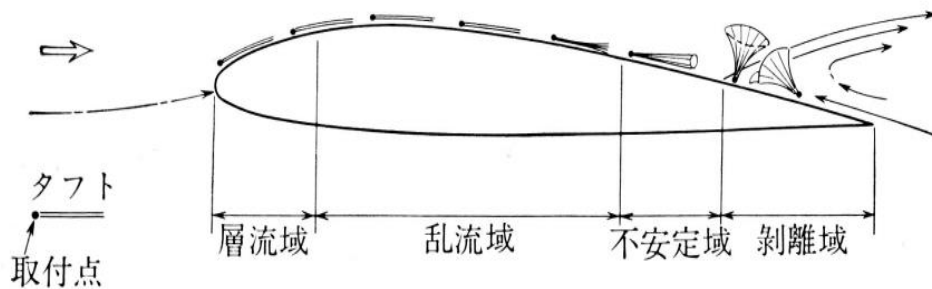


図5 翼表面の流れの状態とタフトの振舞いとの対応

表2 タフトの振舞いの分類

	タフトの振舞い	記号例	境界層の状態
①	安定	↓	層流で付着 乱流で付着
②	やや不安定	↓	
③	②と④が交互に繰り返す	⊗	間欠的に剥離
④	立ち上がって激しく動く、上流を向くこともある	×	定常的に剥離

- ①安定：タフトがある一方向を向き、ほとんど静止しているように見える状態。
- ②やや不安定：タフトがある方向を向きながら小刻みに振れている状態。
- ③不安定：②と④の状態を交互に繰り返す。
- ④剥離：模型表面からタフトが立ち上がり激しく動く。タフトが上流方向に向くことがある。

## 5. 実験結果

### 5. 1. 気象条件の測定

実験条件および式(5)と図4より求めた気象条件を表2に示す.

表2 実験時の気象条件

大気圧 $H_a$ (mmHg)	770
気温 $t$ (°C)	22.0
空気密度 $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	1.21
粘性係数 $\mu$ (Pa · s)	$1.82 \times 10^{-5}$
動粘性係数 $\nu$ (m <sup>2</sup> /s)	$1.50 \times 10^{-5}$

### 5. 2. 風速の測定

風速を求めるために動圧  $q$  の測定を行う. 無風時のマノメータの液面の高さ  $h_0$ (mm)と風洞通風時における液面の高さ  $h_l$ (mm)を表3に示す.

表3 ゲッチンゲン・マノメータによる測定値

$h_0$ (mmH <sub>2</sub> O)	21.8
$h_l$ (mmH <sub>2</sub> O)	38.05

よって, 実質的な液面の変化  $h_d$  (mm)は式(6)より式(11)のようになる.

$$h_d = h_l - h_0 = 38.05 - 21.8 = 16.25 \text{ (mm)} \quad (11)$$

今回の実験では圧力の単位を液中圧で表す場合は  $h_d$ (mm) =  $h_d$ (mmH<sub>2</sub>O) となる. また, マノメータの液体は水であるため  $\rho_l = 1000$  (kg/m<sup>3</sup>) である. よって, 式(8)より動圧  $q$  は式(12)のようになる.

$$q = 9.81\rho_l(h_d \times 10^{-3}) = 9.81 \times 1000 \times (16.25 \times 10^{-3}) = 1.59 \times 10^2 \text{ (Pa)} \quad (12)$$

また, 式(9)より一様流  $U$  は式(13)のようになる.

$$U = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \times 1.59 \times 10^2}{1.21}} = 16.2 \text{ (m/s)} \quad (13)$$

次に式(10)よりレイノルズ数は式(14)のようになる.

$$Re = \frac{Uc}{\nu} = \frac{16.2 \times 120 \times 10^{-3}}{1.50 \times 10^{-5}} = 1.30 \times 10^5 \quad (14)$$

### 5. 3. 空気力の測定

X-Y レコーダによって記録されたデータを以下に示す.

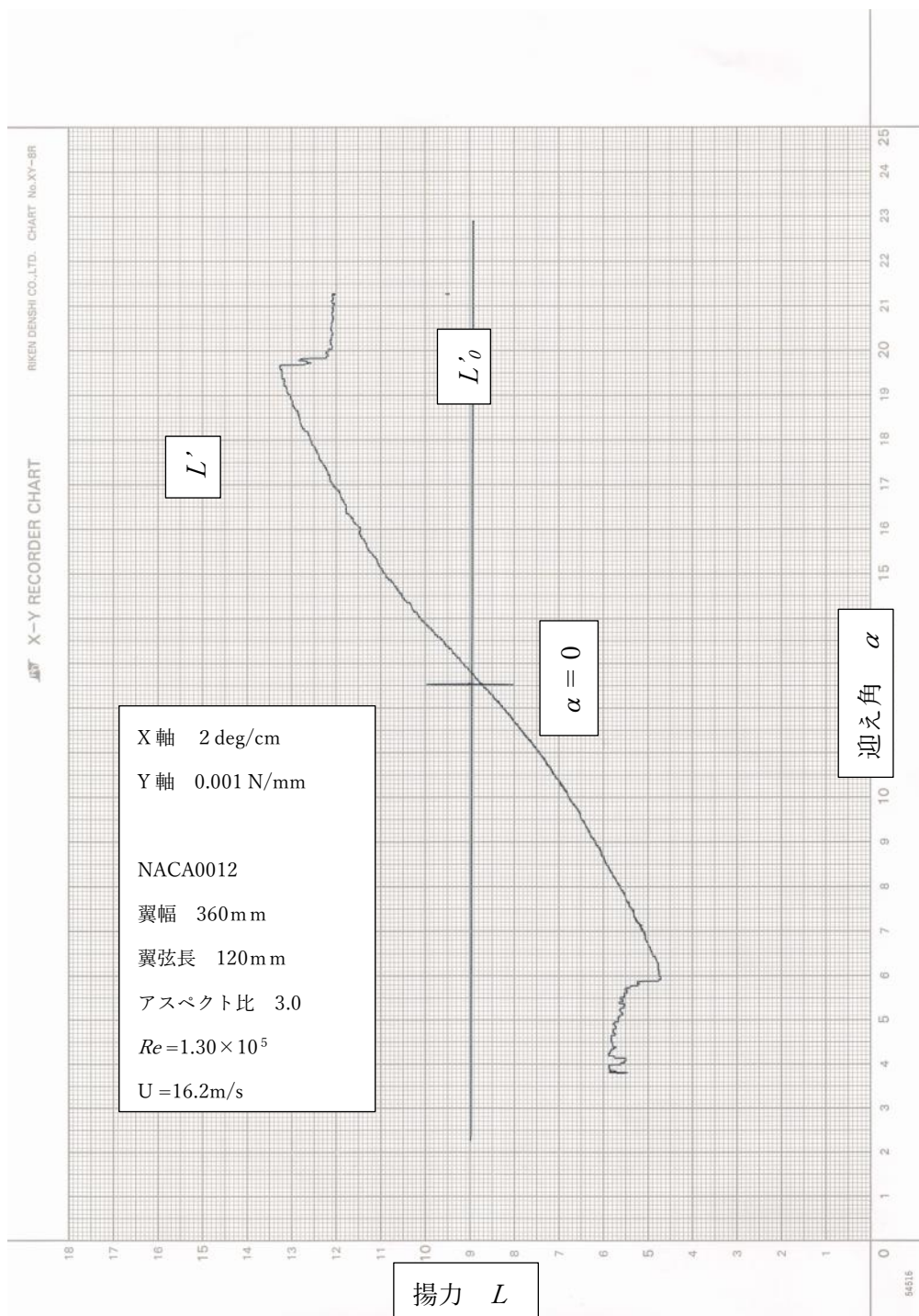


図6 二次較正器によって計測された揚力（生データ）

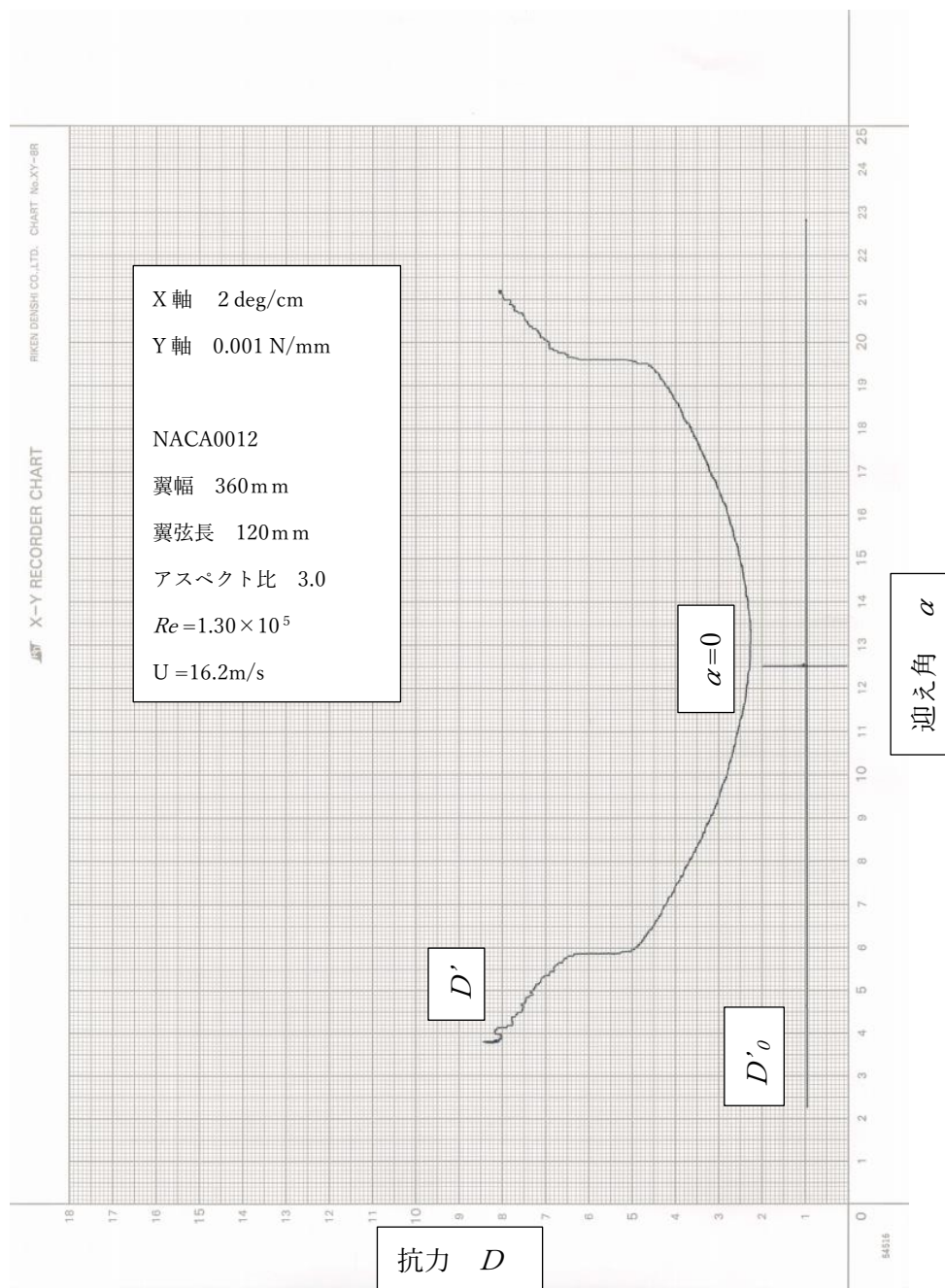


図7 二次較正器によって計測された抗力（生データ）



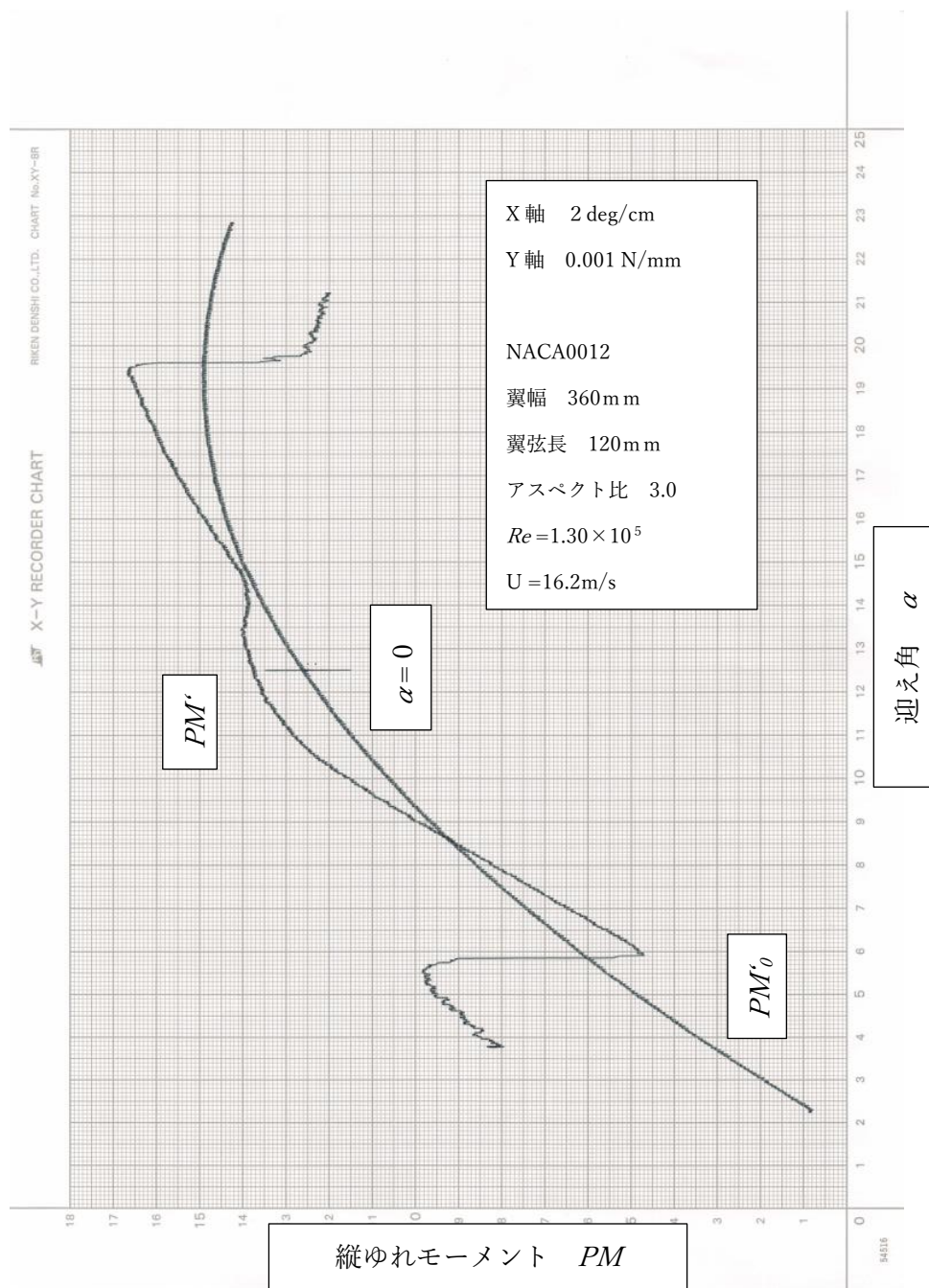


図8 二次較正器によって計測された縦ゆれモーメント（生データ）

今回の実験において3分力天秤の角度変化とX-Yレコーダ上でのX方向の移動量との関係は、迎え角 $1^\circ$ 当たり5.0mmである。X-Yレコーダで記録された各線図から、3分力天秤で測定された空気力である揚力 $L_u$ 、抗力 $D_u$ 、縦揺れモーメント $PM_u$ を求める。風洞停止時の測定した基準線から風洞運転時に記録した各曲線までの変位が、空気力に相当する。よって、各分力は以下の式から求められる。

$$L_u = k_L(L' - L'_0) \text{ (N)} \quad (15)$$

$$D_u = k_D(D' - D'_0) \text{ (N)} \quad (16)$$

$$PM_u = k_{PM}(PM' - PM'_0) \text{ (N)} \quad (17)$$

実験条件より各分力の変換係数が求められる。天秤の較正および記録計より変換係数は以下のようになる。

$$K_L = \frac{50}{5} \text{ (N/V)} \times \frac{50 \times 10^3}{10} \text{ (V/mm)} = 0.05 \text{ (N/mm)} \quad (18)$$

$$K_D = \frac{10}{5} \text{ (N/V)} \times \frac{50 \times 10^3}{10} \text{ (V/mm)} = 0.01 \text{ (N/mm)} \quad (19)$$

$$K_{PM} = \frac{5}{5} \text{ (N/V)} \times \frac{1 \times 10^3}{10} \text{ (V/mm)} = 0.001 \text{ (N/mm)} \quad (20)$$

今回の実験では測定した空気力は、天秤への模型の取り付けに伴う影響で本来の空気力とは異なる値が測定される。そこで、各分力について値の修正を以下のように行う。

#### (1) 揚力の修正

今回の実験で測定された揚力に関しては、近似的に修正量が無視できる程度とみなす。よって、翼模型に作用する真の揚力  $L$  と天秤で測定された揚力  $L_u$  の関係は以下のように表される。

$$L \cong L_u \text{ (N)} \quad (21)$$

#### (2) 抗力の修正

3 分力天秤で測定された抗力の値は、翼模型に作用する抗力のほかに翼模型の取り付け金具、メインストラットのストラットカバーに覆われていない露出部分などの影響により、余計な抗力が含まれている。これらの抗力を除外するために揚力  $L_u = 0$  となるときの抗力  $D_u$  を読み取り、その値の 70% となる値を近似的に翼模型以外の箇所作用する抗力とみなして修正を行った。揚力が 0 となるのは  $\alpha=0.4$  の時



で、抗力の値は以下のようになる。

$$D_{u_{L_u=0}} = 0.01 \times 13 = 0.13 \text{ (N)} \quad (22)$$

よって、真の抗力と天秤で測定された抗力の関係は以下のようになる。

$$D = D_u - 0.7(D_u)_{L_u=0} = D_U - 0.7 \times 0.13 \text{ (N)} \quad (23)$$

(3) 縦揺れモーメントの修正

今回の実験では、補正量が真の縦揺れモーメント  $PM$  に対して無視できる小さい値であるため、修正を行わない。よって、真の縦揺れモーメントと天秤で測定された縦揺れモーメントとの関係は以下のようになる。

$$PM = PM_u \text{ (N} \cdot \text{m)} \quad (24)$$

以上のことから、測定によって得られた空気力の差の値、それをもとに算出した各空気力、各係数の値を表 4, 5, 6 に示す。

表 4 揚力  $L$  の測定値

$\alpha$ (deg)	$L'-L'_0$ (mm)	$L_u$ (N)	$C_L$	$\alpha$ (deg)	$L'-L'_0$ (mm)	$L_u$ (N)	$C_L$
-17	-31.0	-1.55	-0.2257	1	2.0	0.10	0.0146
-16	-32.0	-1.60	-0.2329	2	7.0	0.35	0.0510
-15	-33.0	-1.65	-0.2402	3	12.5	0.60	0.0874
-14	-34.0	-1.70	-0.2475	4	16.0	0.80	0.1165
-13.8	-33.0	-1.65	-0.2402	5	19.0	0.95	0.1383
-13.6	-34.0	-1.70	-0.2475	6	23.0	1.15	0.1674
-13.4	-36.0	-1.80	-0.2621	7	25.0	1.25	0.1820
-13.2	-41.0	-2.05	-0.2985	8	29.0	1.45	0.2111
-13	-43.0	-2.15	-0.3130	9	31.0	1.55	0.2257
-12	-41.0	-2.05	-0.2985	10	34.0	1.70	0.2475
-11	-39.0	-1.95	-0.2839	11	36.0	1.80	0.2621
-10	-36.0	-1.80	-0.2621	12	38.0	1.90	0.2766
-9	-34.0	-1.70	-0.2475	13	41.0	2.05	0.2985
-8	-31.0	-1.55	-0.2257	14	43.0	2.15	0.3130
-7	-28.0	-1.40	-0.2038	14.2	42.0	2.10	0.3057
-6	-25.0	-1.25	-0.1820	14.4	36.0	1.80	0.2621
-5	-22.0	-1.10	-0.1601	14.6	32.0	1.60	0.2329
-4	-19.0	-0.95	-0.1383	14.8	32.0	1.60	0.2329
-3	-16.0	-0.80	-0.1165	15	32.0	1.60	0.2329
-2	-12.0	-0.60	-0.0874	16	31.0	1.55	0.2257
-1	-7.0	-0.35	-0.0510	17	31.0	1.55	0.2257
0	-2.0	-0.10	-0.0146				

表 5 抗力  $D$  の測定値

$\alpha$ (deg)	$D' - D'_0$ (mm)	$D_u$ (N)	$D$ (N)	$C_D$	$\alpha$ (deg)	$D' - D'_0$ (mm)	$D_u$ (N)	$D$ (N)	$C_D$
-17	72.0	0.72	0.629	0.0916	1	13.0	0.13	0.039	0.0057
-16	65.0	0.65	0.559	0.0814	2	13.0	0.13	0.039	0.0057
-15	63.0	0.63	0.539	0.0785	3	14.0	0.14	0.049	0.0071
-14	58.0	0.58	0.489	0.0712	4	14.0	0.14	0.049	0.0071
-13.8	56.0	0.56	0.469	0.0683	5	15.0	0.15	0.059	0.0086
-13.6	55.0	0.55	0.459	0.0668	6	17.0	0.17	0.079	0.0115
-13.4	53.0	0.53	0.439	0.0639	7	18.0	0.18	0.089	0.0130
-13.2	40.0	0.40	0.309	0.0450	8	20.0	0.20	0.109	0.0159
-13	39.0	0.39	0.299	0.0435	9	22.0	0.22	0.129	0.0188
-12	35.0	0.35	0.259	0.0377	10	24.0	0.24	0.149	0.0217
-11	32.0	0.32	0.229	0.0333	11	26.0	0.26	0.169	0.0246
-10	29.0	0.29	0.199	0.0290	12	29.0	0.29	0.199	0.0290
-9	27.0	0.27	0.179	0.0261	13	32.0	0.32	0.229	0.0333
-8	24.0	0.24	0.149	0.0217	14	36.0	0.36	0.269	0.0392
-7	22.0	0.22	0.129	0.0188	14.2	52.0	0.52	0.429	0.0625
-6	20.0	0.20	0.109	0.0159	14.4	56.0	0.56	0.469	0.0683
-5	18.0	0.18	0.089	0.0130	14.6	58.0	0.58	0.489	0.0712
-4	17.0	0.17	0.079	0.0115	14.8	58.0	0.58	0.489	0.0712
-3	16.0	0.16	0.069	0.0100	15	59.0	0.59	0.499	0.0726
-2	14.0	0.14	0.049	0.0071	16	65.0	0.65	0.559	0.0814
-1	14.0	0.14	0.049	0.0071	17	68.0	0.68	0.589	0.0858
0	13.0	0.13	0.039	0.0057					

表 6 縦揺れモーメント  $PM$  の測定値

$\alpha$ (deg)	$PM'-PM'_0$ (mm)	$PM_u$ (N)	$C_{M\ c/4}$	$\alpha$ (deg)	$PM'-PM'_0$ (mm)	$PM_u$ (N)	$C_{M\ c/4}$
-17	51.0	0.051	0.0619	1	10.0	0.010	0.0121
-16	46.0	0.046	0.0558	2	7.0	0.007	0.0085
-15	44.0	0.044	0.0534	3	4.0	0.004	0.0049
-14	40.0	0.040	0.0485	4	2.0	0.002	0.0024
-13.8	40.0	0.040	0.0485	5	3.0	0.003	0.0036
-13.6	38.0	0.038	0.0461	6	4.0	0.004	0.0049
-13.4	30.0	0.030	0.0364	7	5.0	0.005	0.0061
-13.2	0	0	0	8	7.0	0.007	0.0085
-13	-13.0	-0.013	-0.0158	9	8.0	0.008	0.0097
-12	-11.0	-0.011	-0.0133	10	10.0	0.010	0.0121
-11	-8.0	-0.008	-0.0097	11	12.0	0.012	0.0146
-10	-6.0	-0.006	-0.0073	12	13.0	0.013	0.0158
-9	-3.0	-0.003	-0.0036	13	16.0	0.016	0.0194
-8	0	0	0	14	13.0	0.013	0.0158
-7	3.0	0.003	0.0036	14.2	0	0	0
-6	6.0	0.006	0.0073	14.4	-16.0	-0.016	-0.0234
-5	9.0	0.009	0.0109	14.6	-22.0	-0.022	-0.0322
-4	13.0	0.013	0.0158	14.8	-23.0	-0.023	-0.0336
-3	13.0	0.013	0.0158	15	-24.0	-0.024	-0.0291
-2	13.0	0.013	0.0158	16	-25.0	-0.025	-0.0303
-1	14.0	0.014	0.0170	17	-25.0	-0.025	-0.0303
0	11.0	0.011	0.0133				

また、測定によって得られた各空気力係数と迎角の関係のグラフ、揚抗比の極曲線を以下に示す。

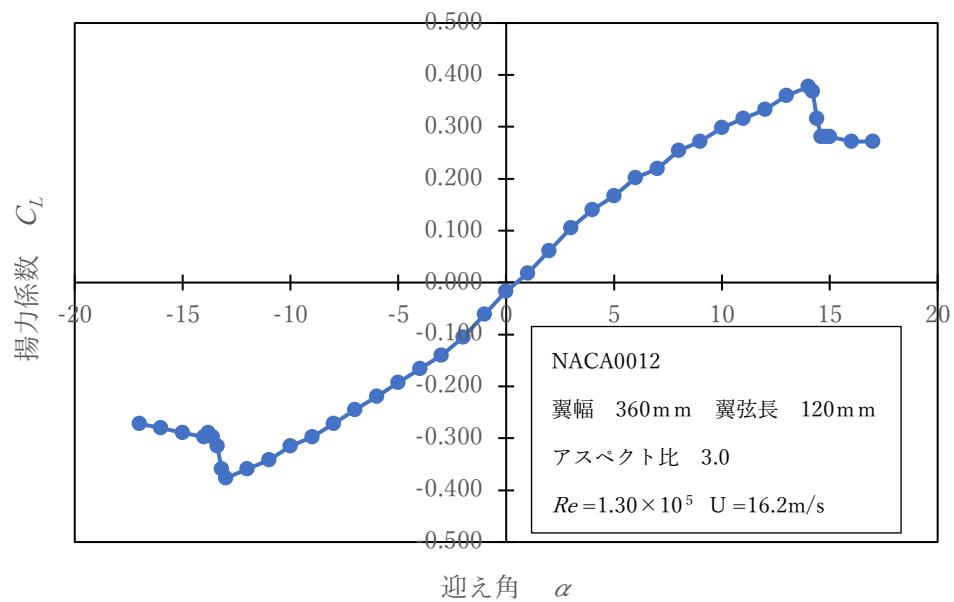


図9  $C_L$ - $\alpha$  曲線

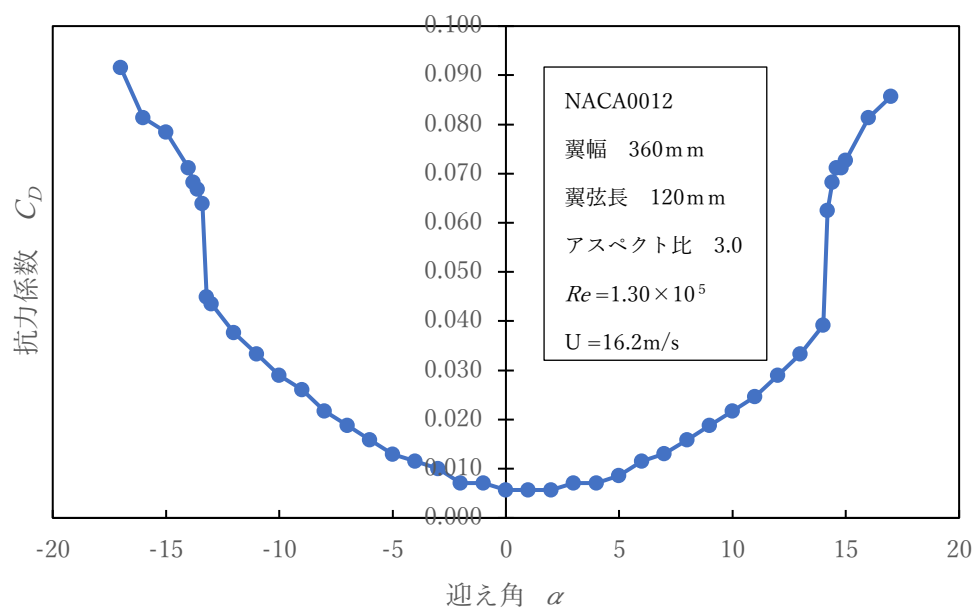


図10  $C_D$ - $\alpha$  曲線

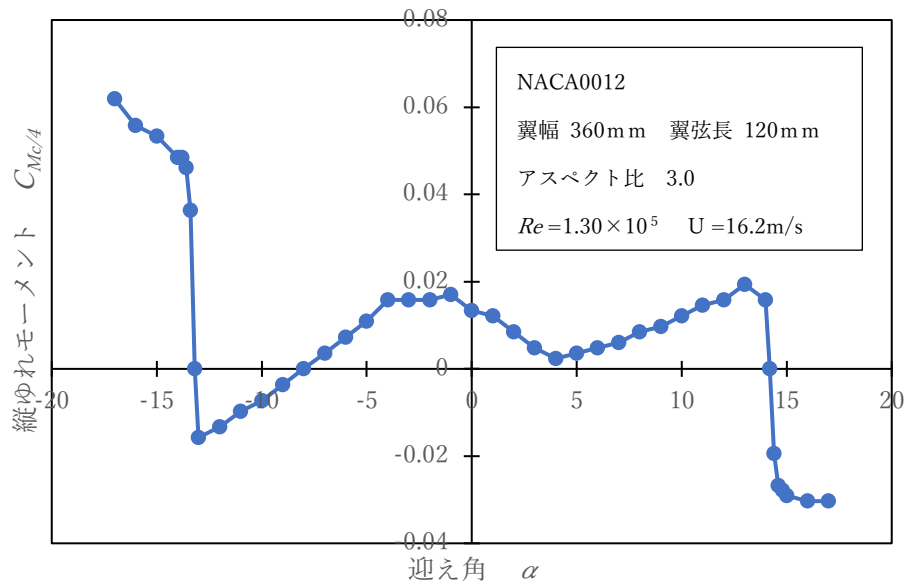


図 11  $C_{Mc/4}-\alpha$  曲線

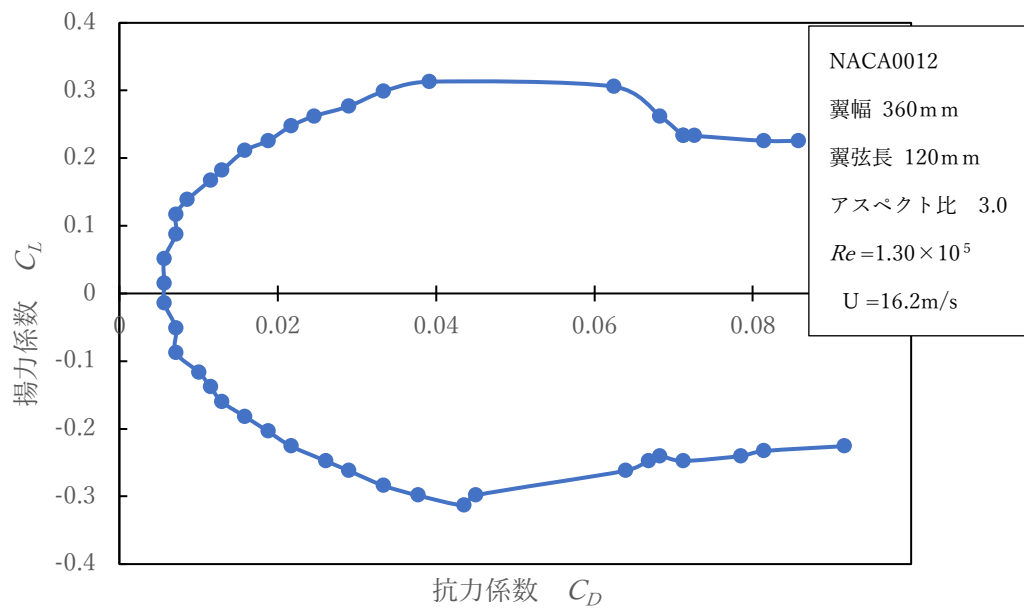


図 12  $C_D-C_L$  極曲線

さらに、翼が完全に失速した状態の翼面上でのタフトの振舞いおよび剥離線を示した流れの可視化データを以下に示す。剥離は風を受ける面から 4.5cm, 翼の中心から 17cm, の位置から起きている。

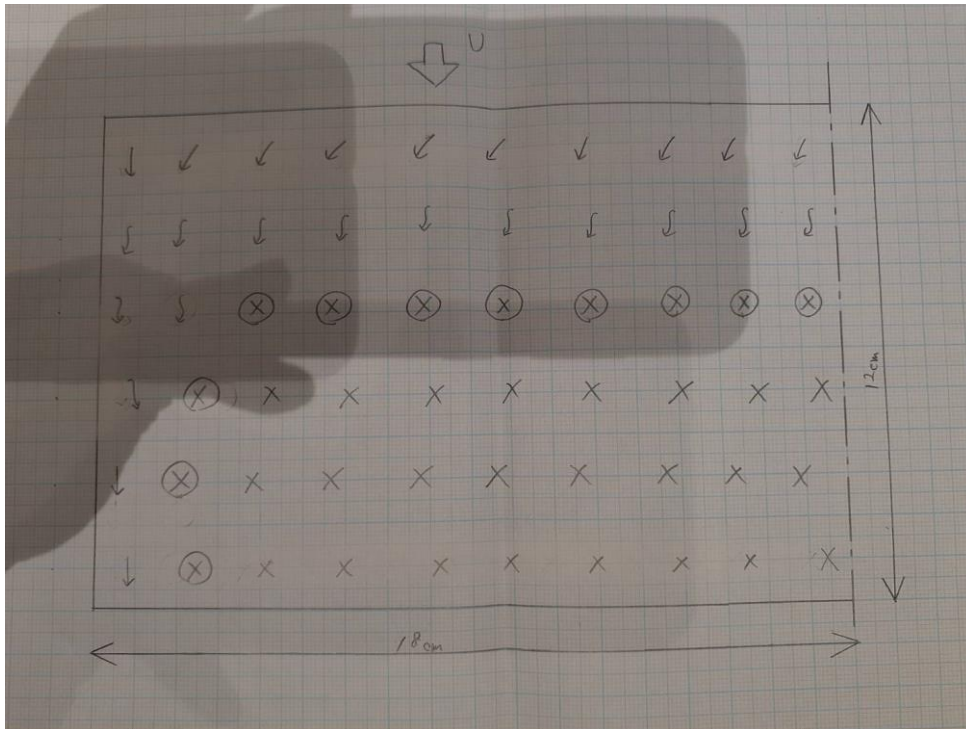


図 13 タフトの振舞い

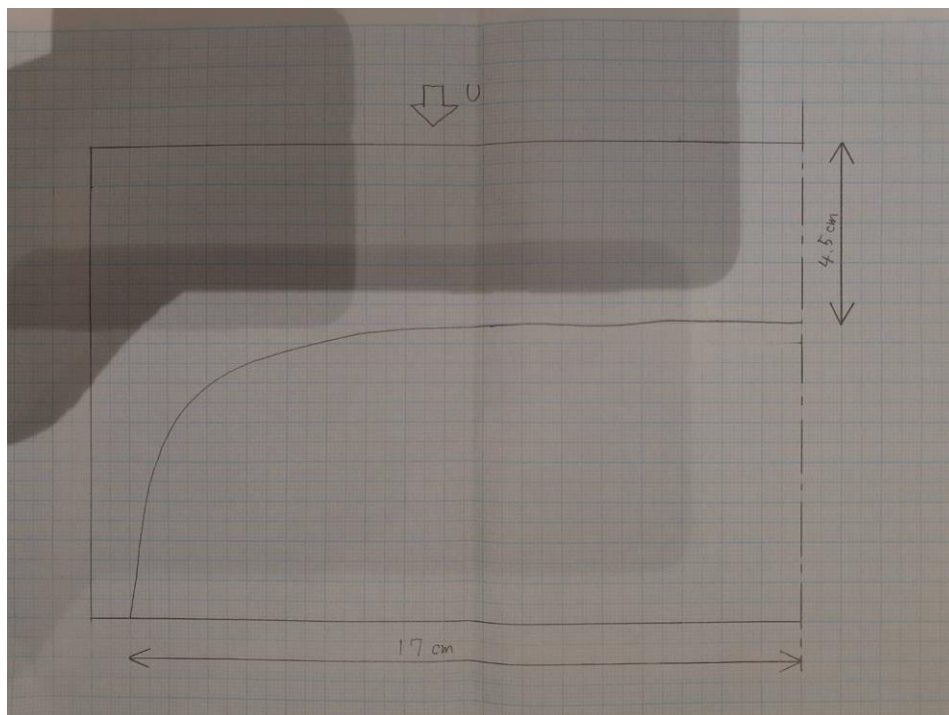


図 14 翼面上の剥離領域・剥離線

## 6. 考察

今回の実験で使用した NACA0012 は対称翼である。対象翼は上下対称のため、迎え角が  $0^\circ$  の場合揚力は発生しないという特徴がある。このときの角度をゼロ揚力角という<sup>1)</sup>。しかし、今回の実験では図 9 より、迎え角が  $0^\circ$  の時の揚力係数  $C_L$  は 0 ではないことが分かる。これは、翼型の下面を 3 分力天秤で固定しているので上面と下面で異なる状態になった、または、翼型を天秤に固定するときの誤差が影響したなどが考えられる。図 10 でも迎え角が  $0^\circ$  の時、抗力係数  $C_D$  は 0 ではないことから抗力も同様の影響のため誤差が生じたと考えられる。

図 9 の  $C_L - \alpha$  曲線では迎え角を大きくしていくとそれに伴い揚力係数も増加し、迎え角が  $14^\circ$  付近で最大値をとり、 $15^\circ$  付近までに緩やかに減少し、その後大きな変化は見られない。この結果より、翼型周りの流れが迎え角  $14^\circ$  付近で剥離を起こし、失速していることが分かる。よって失速角は  $14^\circ$  であることが考えられる。

図 10 の  $C_D - \alpha$  曲線では、抗力係数が迎え角  $14^\circ$  付近から急激に増加している。これは、揚力係数が失速時に減少したためであり、抗力係数の急激な上昇は失速を示していることが分かる。この傾向は迎え角が負の場合でも同様だと考えることができる。

図 11 の  $C_{Mc/4} - \alpha$  曲線では、失速角において縦ゆれモーメント係数が静から負に急激に変化している。これは、失速すると翼周りの流れが剥離を起こし、その影響で翼上面に作用する力が減少するため縦ゆれモーメントも減少したと考えられる。この傾向は迎え角が負の場合でも同様だと考えることができる。

次に、図 12 の揚力係数と抗力係数の関係の極曲線について、今回の翼型は対象翼であるため  $C_D$  軸に対して線対称になるはずだが、揚力の正と負で剥離位置がずれている。これは、前述した実験環境による影響、揚力係数は近似的に修正量が無視できるとしたが予測より大きい値だったため、または、抗力において式(19)、(20)で行った修正が十分でなかったなどが考えられる。また、図 9 では直線的に増加している揚力係数が図 12 では抗力係数の増加、つまり迎え角の増加に伴ってグラフの傾きが小さくなっている。これは、翼型では揚力の発生に伴い、翼の上面側と下面側に作用する圧力の分布に差異が生じ、翼端渦（縦渦）を発生させ、さらに揚力が後方へ傾く<sup>3)</sup>。その影響で運動方向に平行な成分の誘導抗力が生まれたからでと考えられる。ここで、揚抗比と迎え角の関係を図 15 に示す。



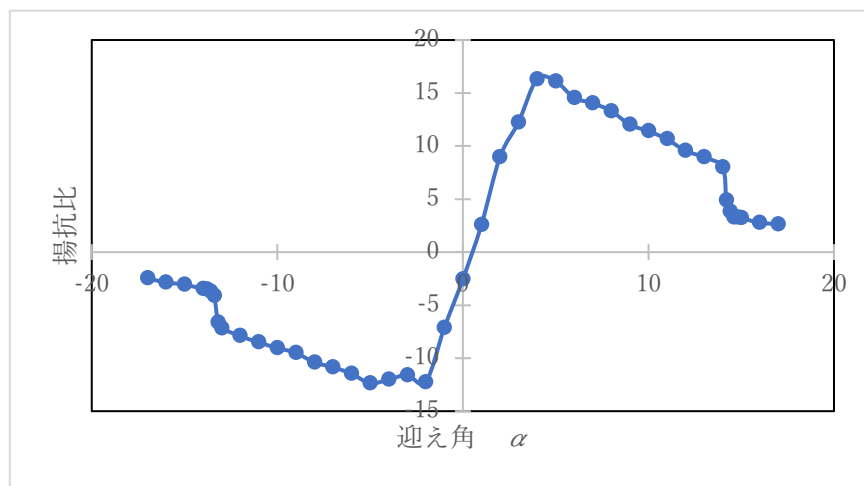


図 15 揚抗比と迎え角の関係

図 15 より，迎え角が  $4^\circ$  の時に揚抗比が最大になっていることが分かる．一般的に飛行機は揚抗比が大きいほど飛行性能が向上する．よって，今回の翼型では迎え角が  $4^\circ$  の状態で一番飛行性能が良くなると考えられる．また，翼の空力特性はアスペクト比の影響も受ける．アスペクト比を大きくするほど誘導抗力が小さくなる<sup>3)</sup>．よって，今回の翼型もアスペクト比を大きくすることで揚抗比が増加し，飛行性能が上がると考えられる．

迎え角の変化とタフトの動画で，迎え角を大きくしていくとタフトが乱れている範囲が後縁側から前縁側へと広がっていくのが確認できた．これは，後縁失速型の特徴である．また，図 13 より失速角と思われる  $14^\circ$  付近で翼後縁部のタフトが巻き上げられていた．これは，剥離した流れが翼後縁部で渦を作った影響だと考えられる．このとき，翼前縁部も不安定な状態が続いていることが確認できた．さらに，迎え角を大きくしていくと翼端の流れが乱れているのが確認できた．これは，揚力の増加に伴い誘導抗力が翼端で発生したためだと考えられる．また，図 14 より翼型周りの流れは翼の中央付近で剥離していくことが分かる．

## 7. 結論

- ・ NACA0012 は対称翼であるが，今回の実験では実験環境の影響や修正量の誤差などで称性は失われた．
- ・ 航空機では迎え角を大きくしすぎると，翼型周りの流れが剥離を起こし揚力が失われ，失速する．
- ・ 失速時，揚力は減少するが抗力は急激に増加する．
- ・ 剥離は翼中央付近から始まる．

#### 参考文献

- 1) 鳩ぽっぽ 初心者のための航空力学講座 <https://pigeon-poppo.com/airfoil-stall-types-and-mechanism/>, (参照日 2021/6/3)
- 2) 牧野光雄：航空力学の基礎（第3版），産業図書，東京，2012
- 3) 航空実用事典 <http://www.jal.com/ja/jiten/dict/p030.html>  
(参照日 2021/6/3)