

航空宇宙工学実験 I レポート

〈グライダーの曳航実験〉

提出日：9 月 18 日

実験班：B 班

学年：2 年

番号：9017

氏名：江浦稜真

目次

1. 概要	2
2. 目的	2
3. 理論	2
4. 実験装置	7
5. 実験手順	11
6. 考察	17
7. 結論	18
8. 参考文献	18

1. 概要

本実験では、グライダーを曳航させることによって、グライダーに搭載されているセンサで各値を測定し、空力特性を求めた。本実験で得られたグライダーの空力特性を次の表 1 に示す。

表 1 揚力係数、抗力係数および揚抗比

状態	通常姿勢	フォワードスリップ
姿勢角 [deg.]	27.5	15.6
揚力係数 C_L [-]	0.887	0.66
抗力係数 C_D [-]	0.0562	0.0290
揚抗比 L/D [-]	15.6	22.7

2. 目的

ウィンチにより曳航されているグライダーの空力特性を求める。また、この実験を通してグライダーの運動を理解する。

3. 理論

3-1. 機体軸系

機体軸系では、航空機の重心 C を座標原点とし、機体の左右対称面内に前方を x 軸、対称面に垂直で右翼方向に y 軸を、そして x , y , z 軸が右手直行系をなすように z 軸を定める。重心の飛行速度ベクトル V_C 、重心周りの角速度ベクトルのそれぞれの機体軸方向成分を (U,V,W) および (P,Q,R) とする。 P , Q , R をそれぞれ横揺れ(ローリング, rolling), 縦揺れ(ピッチング, pitching), 偏揺れ(ヨーイング, yawing)角速度という。それぞれ、機体軸の右ねじの方向を正とする。このとき、

・飛行速度

$$V_C = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2} \quad (1)$$

・迎え角

$$\alpha = \tan^{-1}(W/U) \quad (2)$$

・横すべり角

$$\beta = \tan^{-1}(V/V_C) \quad (3)$$

また，航空機に働く全外力の合ベクトルおよび外力が重心周りに作用するモーメントの合ベクトルの機体軸成分をそれぞれ(X,Y,Z)および(L,M,N)とする．L，M，Nをそれぞれローリング，ピッチング，ヨーイングモーメントと呼び，機体軸の右ねじの方向を正とする．

1. 静的なつりあい

図 1 のように水平方向に前向きに x 軸，それと直交して上向きに z 軸をとる．重量 W の飛行機が迎角 α ，経路角 γ で定常飛行している場合について，飛行機の重心に関する静的なつり合い式を以下に示す．

・ 水平方向の力のつり合い

$$T\cos(\alpha + \gamma) - D\cos\gamma - L\sin\gamma = 0 \quad (4)$$

・ 垂直な方向の力のつり合い

$$L\cos\gamma + T\sin(\alpha + \gamma) - D\sin\gamma - W = 0 \quad (5)$$

重心まわりのモーメントのつり合い

$$M_G = 0 \quad (6)$$

次に迎角 α ，経路角 γ ，姿勢角 θ の関係式を示す．

$$\alpha + \gamma = \theta \quad (7)$$

よって，定常飛行している場合の(1)，(2)式は以下のようにも表すことができる．

$$T\cos\theta - D\cos\gamma - L\sin\gamma = 0 \quad (8)$$

$$L\cos\gamma + T\sin\theta - D\sin\gamma - W = 0 \quad (9)$$

また水平定常飛行している場合（ $\alpha = 0, \gamma = 0$ の等速直線運動）は以下のように表せる．

$$T - D = 0 \quad (10)$$

$$L - W = 0 \quad (11)$$

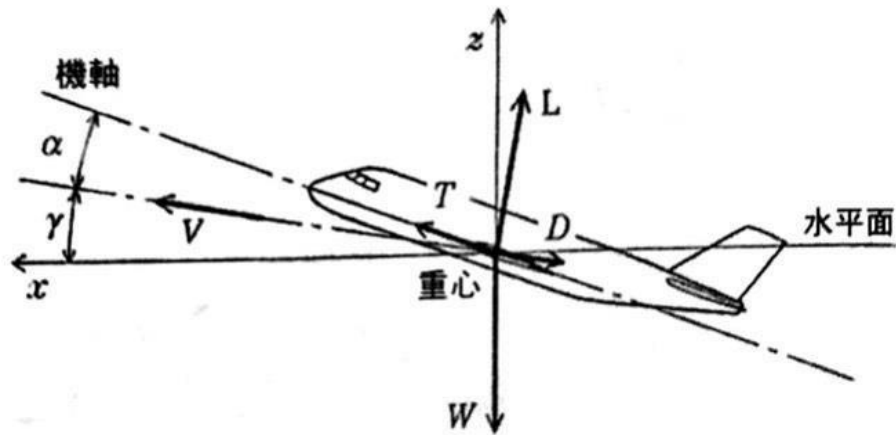


図 1 垂直面内運動の力の釣り合い

グライダーがウィンチ曳航されて水平定常飛行している場合、図 2 のようになる。この時の力のつり合いについて(7), (8)式を利用して以下に示す。

- ・ 水平方向の力の釣り合い

$$P \cos \Theta - D = 0 \quad (12)$$

- ・ 垂直方向の力の釣り合い

$$L - W - P \sin \Theta = 0 \quad (13)$$

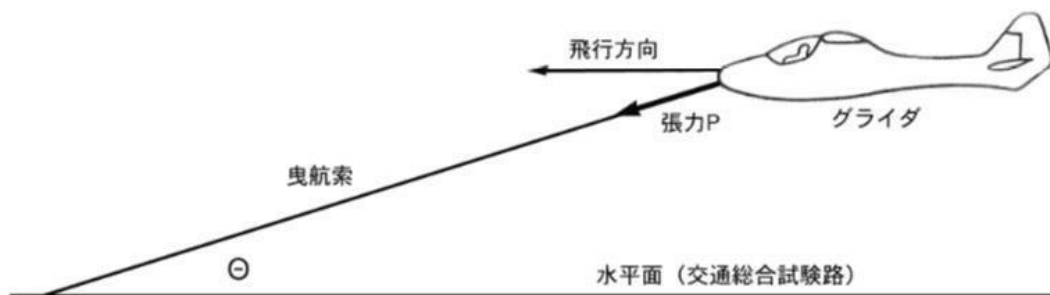


図 2 ウィンチ曳航されたグライダー

- ・ 動的なつり合い

曳航されたグライダーが垂直面内に水平方向に加速度運動する場合について、グライダーの重心に関する力のつり合いを以下に示す.

- ・ 水平方向の動的力の釣り合い

$$\frac{W}{g} \frac{d^2x}{dt^2} = P \cos \Theta - D \quad (14)$$

- ・ 垂直方向の動的力の釣り合い

$$\frac{W}{g} \frac{d^2z}{dt^2} = L - W - P \sin \Theta \quad (15)$$

・ 空力係数 全機の抗力係数は主翼の面積を S ，胴体の気流に直角な最大断面積を S_f ，尾翼の面積を S_t ，主翼，胴体，尾翼の抗力係数をそれぞれ C_{Dw}, C_{Df}, C_{Dt} としたとき次式で表せる.

$$C_D = C_{Dw} + \frac{C_{Df} S_f}{S} + \frac{C_{Dt} S_t}{S} + \dots \quad (16)$$

このように全機の抵抗は各部分に働く抵抗の総和に干渉抗力を加えたものになる.
また揚力係数は最小有害抵抗係数を C_{Dpmin} とする.

$$C_D = C_{Dpmin} + k C_L^2 \quad (17)$$

この式を C_L 式に変形する. (アスペクト比を A とする)

$$C_L = \sqrt{\frac{C_D - C_{Dpmin}}{k}} \quad (18)$$

ここで有害抵抗とは主翼の誘導抵抗を除いたすべての抵抗のことである. また最小有害抵抗係数は次式で表すことができる.

$$C_{Dpmin} = (1 + \varepsilon) \left[C_{Dw} + \frac{C_{Df} S_f}{S} + \frac{C_{Dt} S_t}{S} + \dots \right]_{C_L=0} \quad (19)$$

また揚抗比とは翼の性能を表すもので揚力と抵抗の比を表している.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (20)$$

全機と翼の抵抗係数の違いは, 翼の係数の測定を行うとき矩形翼の翼端を摩擦の無い薄板で仕切ったと仮定していたが, 実際の翼での翼幅は有限であり, このため翼上下面の圧力差により, 下面から上面に向かって圧力差をなくそうとする気流が発生し圧力差を低下させる. この影響の翼では吹き下ろし角も減少する. そのため迎角が同じであっても係数は違う値を示す.

・ 大気速度と対地速度

大気速度はグライダーが空気中を移動する場合の空気に対する速度を示し, 一方で地面に対する相対速度を対地速度という.

ひずみセンサとは感度が高く, 標点距離が短く, センサ自体の質量, 体積が小さいなど優れた特徴を有していてひずみを測定することによって圧力や重量を測定する. また抵抗感度係数 α_0 が既知の抵抗線を物体表面に貼り付け, その抵抗の変化を測定すればひずみがわかる.

$$\alpha_0 = \frac{\Delta R/R}{\varepsilon} \quad (21)$$

そしてひずみセンサを用いた張力の測定法はフックの法則と応力の関係を用いて, ロッドの断面積を A , ヤング率を E としたとき次式で表せる.

$$P = \frac{EA \Delta R}{R \alpha_0} \quad (22)$$

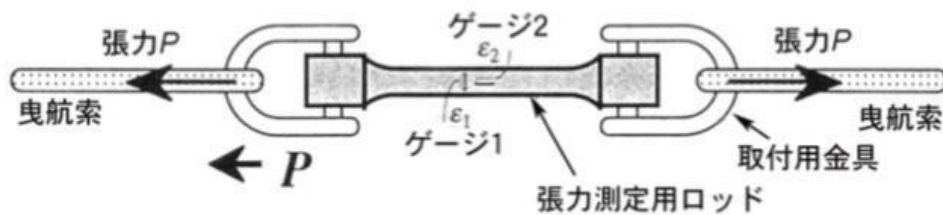


図3 張力測定用荷重計

図3 張力測定用荷重計ここでピトー静圧管とは、ピトー管と静圧管を組み合わせたもので両方の圧力の差（動圧）から直接に流れの速度を求めることができるものである．測定された総圧，静圧と流速をベルヌーイの定理より，静圧を p ，流速を U ，総圧を p_0 ，密度を ρ ，として，

$$p_0 - p = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (23)$$

この式から流速 U は次式で表せる．

$$U = \sqrt{\frac{2(p_0 - p)}{\rho}} \quad (24)$$

4. 実験装置

グライダー ASK-13，グライダー曳航用ウィンチ，無線機，吹流し，曳航索，船橋校舎交通総合試験路(幅 30m，長さ 60m，アスファルト舗装路)，曳航索の張力測定用荷重計，ピトー静圧管，圧力センサ，超音波風向風速計，姿勢センサ，デジタルデータレコーダ，パソコン，ビデオカメラ．表 4.1 に ASK-13 の諸元を示す．

表 2 アレキサンダ・シュライハ ASK-13 の諸元

製造会社	アレキサンダ・シュライハ滑空機製作所（ドイツ）				
対空類別	第 2 種 II		自重	295kgf	
座席	直列複座		搭載量	185kgf	
機体要目			最大重量	480kgf	
全長	8.18m		翼面加重	27.4kg/m ² (複) 21.7kg/m ² (単)	
全項	1.50m		飛行性能		
翼幅	16.00m		超過禁止速度	200km/h	
翼面積	17.50m ²		悪気流中速度	140km/h	
縦横比	14.6		飛行機曳航速度	140km/h	
翼弦長	翼根	1.50m	ウィンチ曳航速度	100km/h	
	翼端	0.60m	失速速度	単座時	56.2km/h
翼型	翼根	Gö 535		複座時	61.2km/h
	翼端	Gö 549	W=470kgf		W=380kgf
上反角	5° 00′		最良滑空比	27	27
ねじり下げ	1° - 30′		同時滑空速度	90.0km/h	80.5km/h
水平尾翼	翼幅	3.0m	最小沈下率	0.81m/s	0.75m/s
	面積	2.03m ²	同時滑空速度	70.0km/h	64.4km/h
垂直尾翼	面積 1.36m ²		曲技飛行	可	
降着装置	緩衝車輪及びソリ		その他		

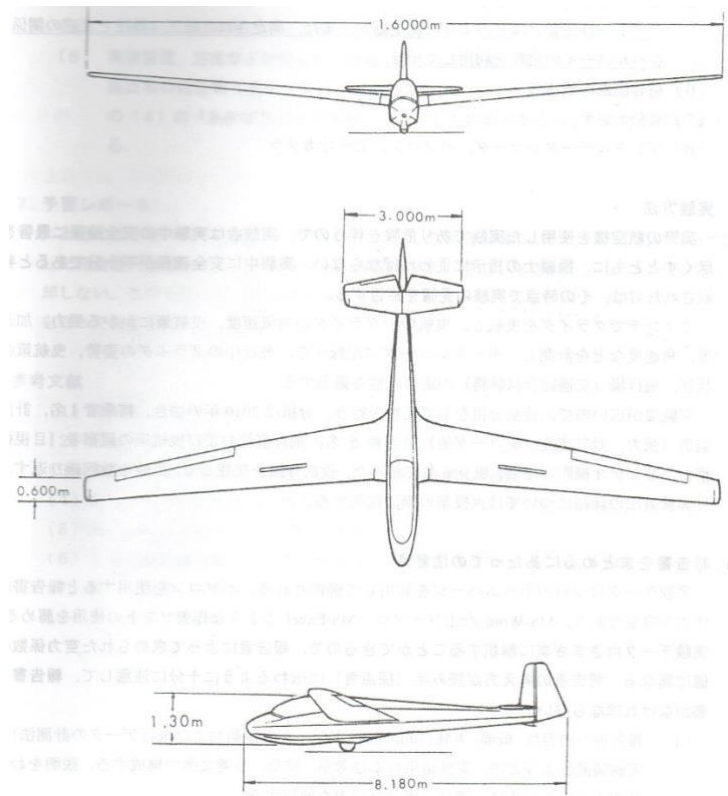


図 4 ASK-13 の三面図

表 3, 4, 5, にそれぞれ圧力センサ, 超音波風向風速計, 姿勢センサの詳細を示す.

表 3 圧力センサ

型式名	PDV-25GA (差圧式)
定格圧力	± 2.5 [kPa] (25.49 [kgf/cm ²])
動作温度	-20~70 [°C]
電源	11~15 [V]
出力	± 5 [V]
変換係数	523 [Pa/V]

表 4 超音波風向風速計

レンジ	0~70 [m/s] 0~360 [deg]
精度	±2 [%]
分解能	0.01 [m/s] 1 [deg]
変換係数	17.5 [(m/s)/V] 100 [1/V]
電源	DC7~28 [V] 14 [mA]
動作環境	温度 -40~80 [°C] 湿度 0~100 [%]
寸法	Φ50 [mm] × 162 [mm]
質量	514 [g]

表 5 姿勢センサ(IMU-05)

項目	仕様内容
四元数 q0~q3	360 [deg]全方向
検出角度範囲 α (ヨー角, 軸)	±180 [deg]
β (ピッチ角, 軸)	±90 [deg]
γ (ロール角, 軸)	±180 [deg]
加速度(x 軸, y 軸, z 軸)	±3.0 [G]
角速度(x 軸, y 軸, z 軸)	±300 [deg/s]
磁気(x 軸, y 軸, z 軸)	±2.0 [Gauss]
電源電圧	DC 5 [V](USB インターフェースより供給) ±5 [%]
最大消費電流	100 [mA]
外形寸法 横 × 奥行き × 高さ	54 × 99 × 32 [mm]
本体重量	6 [g]

転送周期	20 [ms] (50 Hz)固定
使用温度範囲	20 [°C]~50 [°C]
対応 OS	Microsoft Windows 98SE,Me,2000,X50

5. 実験手順

- ① 張力係は、曳航索を機体に取り付ける。
- ② 張力係は、歪みゲージの配線をデータレコーダと結線する。
- ③ 風速係は、ピトー静圧管及び超音波風向風速計にペットボトルを被せて無風状態にする。
- ④ データレコーダ係は、データレコーダを使用し歪みゲージ、ピトー静圧管、超音波風向風速計のゼロ点調整を行う。
- ⑤ 計測係(データレコーダ、張力、風速係)は、各装置の動作確認を行い異常がないか確認する。
- ⑥ 実験担当 TA より、姿勢センサのデータ収集を始める。
- ⑦ 搭乗者は、グライダーに搭乗する。
- ⑧ 吹流し係、搭乗者は風向風速を確認する。
- ⑨ 実験関係者全員で、進行方向に障害物ないかを確認する。
- ⑩ 曳航準備完了後、ビデオ係りは録画を開始する。
- ⑪ 搭乗者は、データレコーダの START ボタンを押してデータ収集を開始する。
- ⑫ 曳航開始！
- ⑬ 目視係は、荷重計の張力、切り離し位置、機体の挙動を確認する。
- ⑭ 機体が停止したら速やかに搭乗者はデータレコーダの STOP ボタンを押してデータレコーダのデータ収集を停止する。
- ⑮ 曳航終了
- ⑯ ビデオ担当は、ビデオの録画を停止する。
- ⑰ 機体回収後、実験 TA より姿勢センサのデータ収集を停止する。

6. 実験結果

実験条件を表 6,7 に示す。

表 6 実験条件

状態	通常姿勢	フォワードスリップ
パイロット体重[kg]	77.5	80
搭乗者体重[kg]	75.0	59.0
大気圧[hPa]	1004.1	1013.1
気温[°C]	28.3	30.7
歪み・張力換算係数[N/ μ ST]	15.507	14.800

表 7 実験機の総重量

状態	通常姿勢	フォワードスリップ
機体重量[N]	3325	3325
パイロット重量[N]	759	784
搭乗者重量[N]	735	578
計測器重量[N]	113	113
実験機の総重量[N]	4932	4800

以下に張力の時間変化を図 5, 図 6 に示す.



図 5 通常姿勢での張力の時間変化

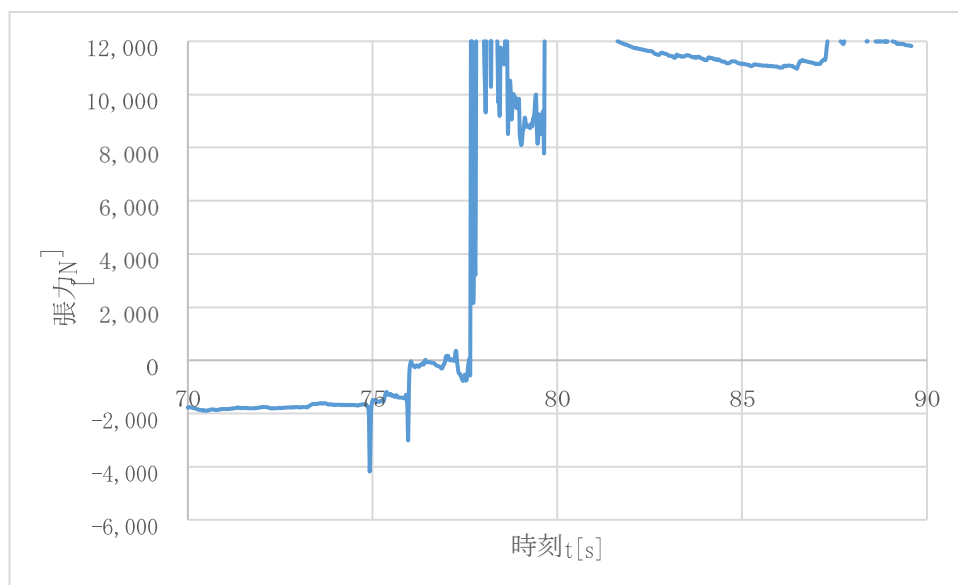


図 6 フォワードスリップでの張力の時間変化

ピトー静圧管と超音波風向風速計で測定したグラフを図 7、図 8 に示す。空気密度は次式の理想気体の状態方程式身により求める

$$\rho = \frac{p_{\infty}}{RT} \quad (25)$$

p_{∞} は測定した大気圧とし、ガス定数は $R = 287 \text{ [J/kg} \cdot \text{K]}$ の値を使用する。温度と大気圧は表 6 の値を使用する。空気密度を表 8 に示す。

表 8 空気密度

発射回数	1 回目	2 回目
空気密度 $\rho[\text{kg/m}^3]$	1.16	1.17

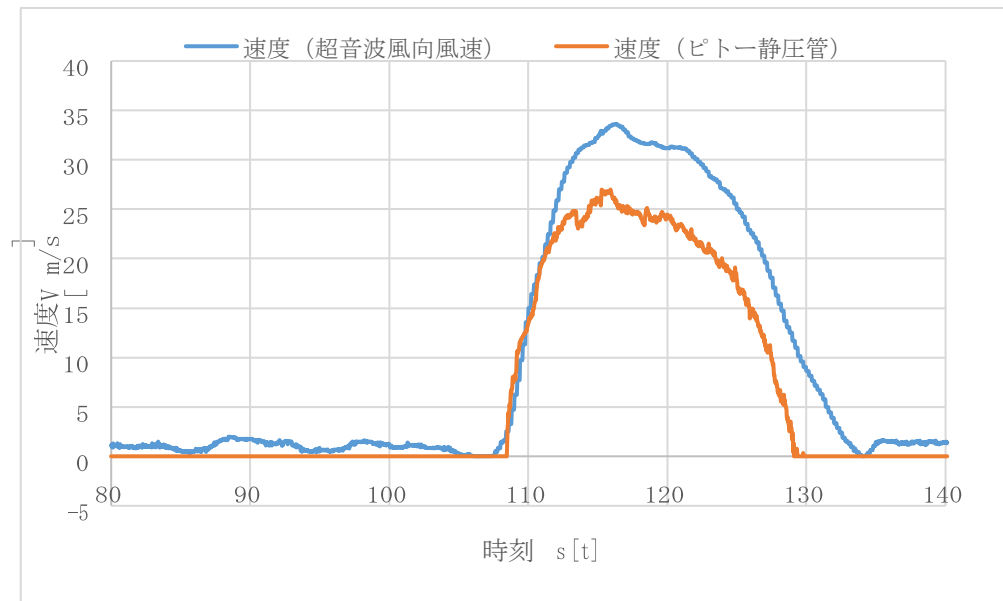


図 7 通常姿勢での速度の時間変化

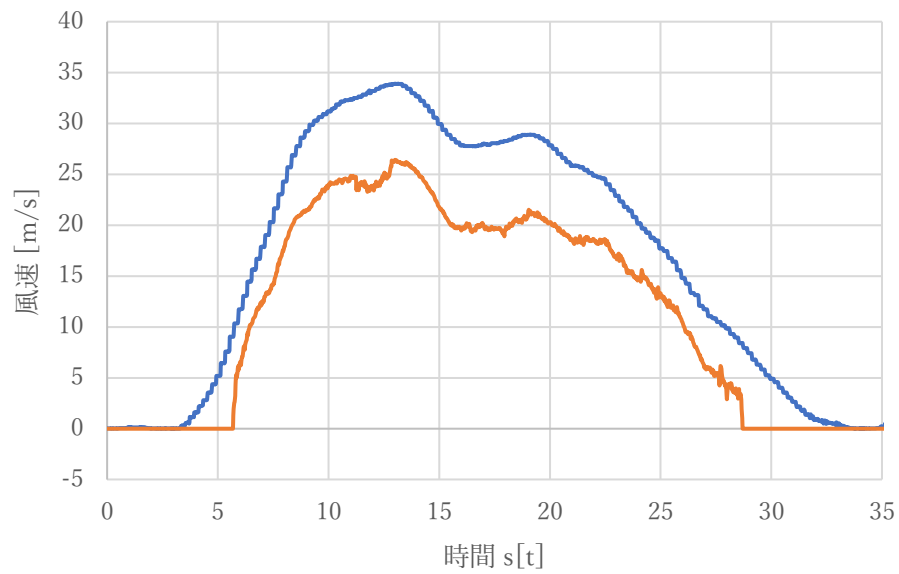


図 8 フォワードスリップでの速度の時間変化

ピッチ方向の姿勢角の時間変化を図 9, 図 10 に示す.

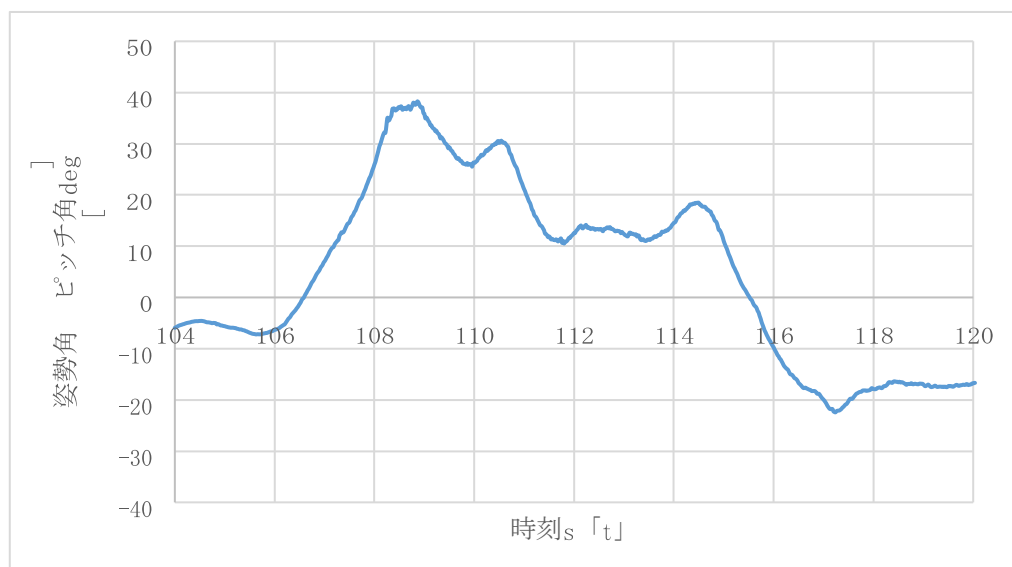


図 9 通常姿勢のピッチ方向の姿勢角の時間変化

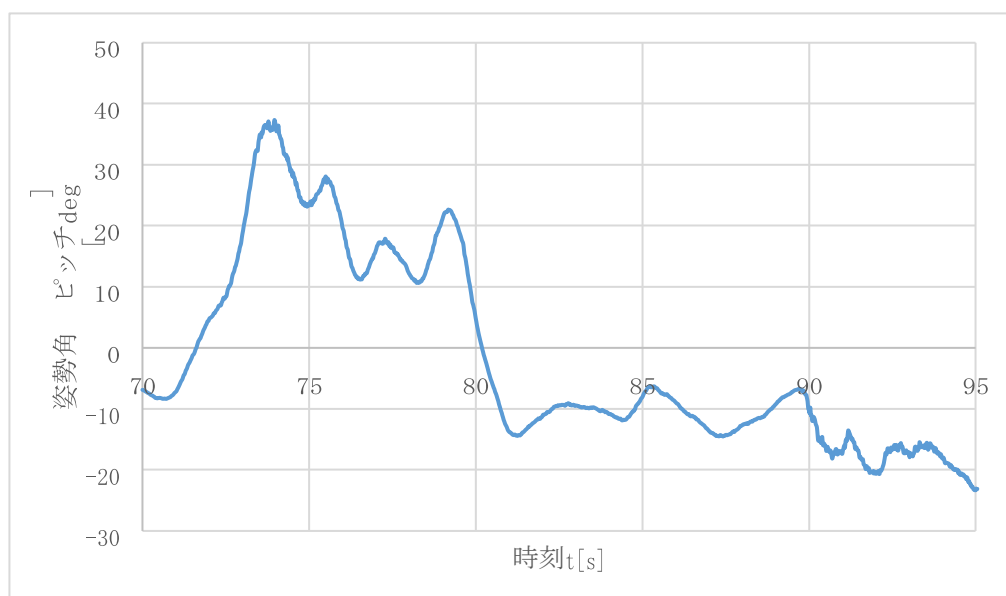


図 10 フォワードスリップのピッチ方向の姿勢角の時間変化

x, z 軸の加速度の時間変化を図 11, 図 12 に示す.

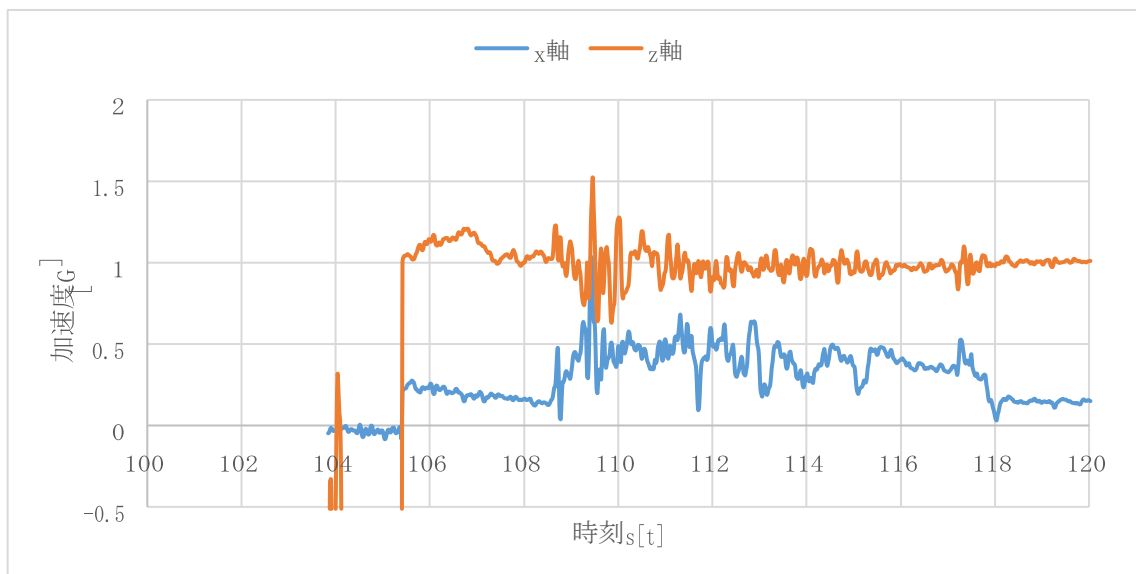


図 11 通常姿勢の x, z 軸の加速度の時間変化

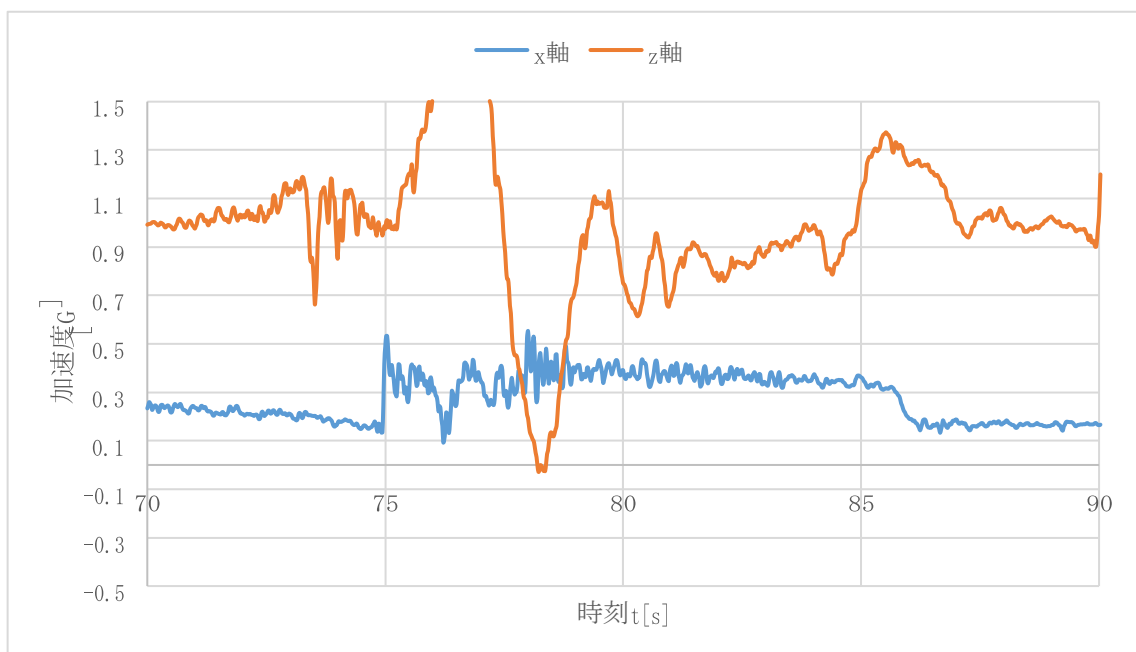


図 12 フォワードスリップの x, z 軸の加速度の時間変化

ピッチ方向の角速度の時間変化について図 13 図 14 に示す。

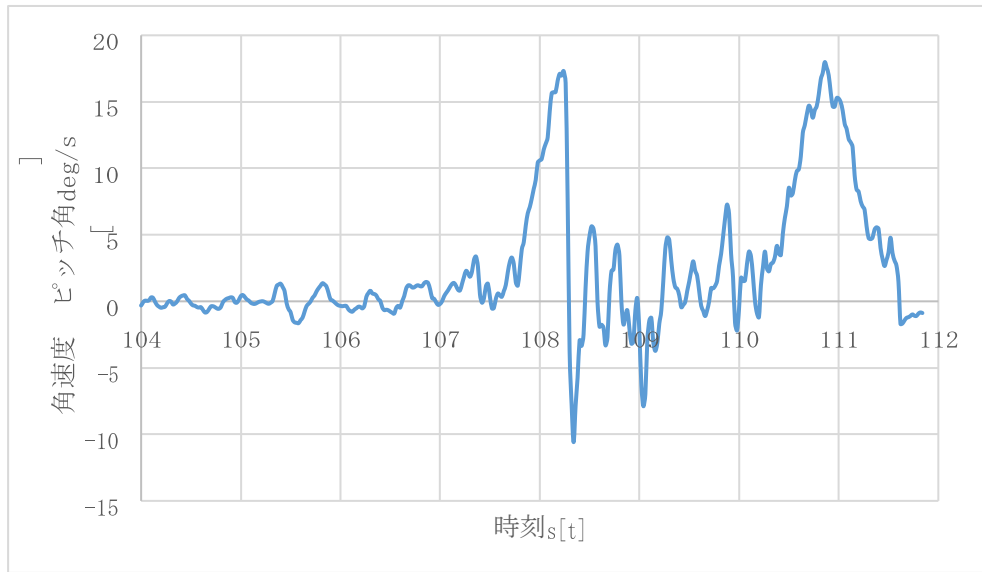


図 13 通常姿勢でのピッチ方向の角速度の時間変化

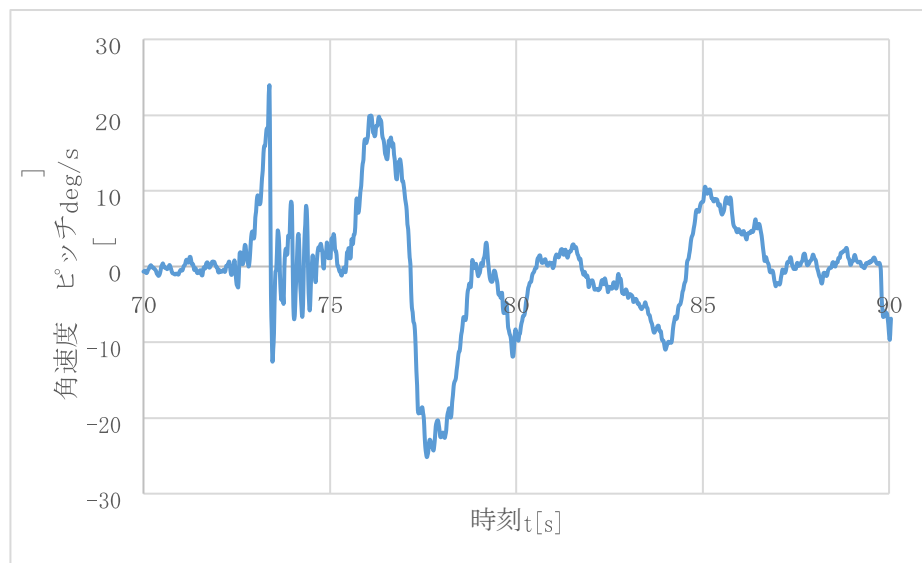


図 14 フォワードスリップでのピッチ方向の角速度の時間変化

7. 考察

ピトー静圧管と超音波風速風向計によって求めた風速について考える．二つの風速について比較したとき，超音波風速風向計は2回目の方はある時間まで上昇しそれから徐々に減少していて，2回目はある時間まで上昇したあと減少するがその後一度上昇する．2回目にそのようになるのはフォワードスリップを行っているからである．一定になったところが機体を横に傾けている最中であると考えられる．

8.結論

ウィンチにより曳航されているグライダーの空力特性を求めた。また、この実験を通してグライダーの運動を理解した。

9.

- (1)牧野光雄：航空力学の基礎(第 3 版),産業図書株式会社,2012
- (2)原田覚一郎：グライダー操縦の基礎，鳳文書林出版販売株式会社，1984
- (3)日本機械学会：JSME テキスト 2013