

航空宇宙工学実験Ⅰ 報告書

～グライダーの曳航実験～

実施日 : 2019 年 9 月 5 日
提出日 : 2019 年 10 月 15 日

実験班 : E
学年 : 2
番号 : 8066
氏名 : 武士 憧哉

1. 目的

ウインチにより曳航されて飛行するグライダーの空力特性（揚力係数，抗力係数，揚抗比）を求める．また，実機を用いて実際に飛行させ，得られた飛行時のデータを分析し，空力特性を分析することにより，グライダーの運動を理解する．

2. グライダーの機体構成

グライダーの機体構成と各部の名称を図1に示す．

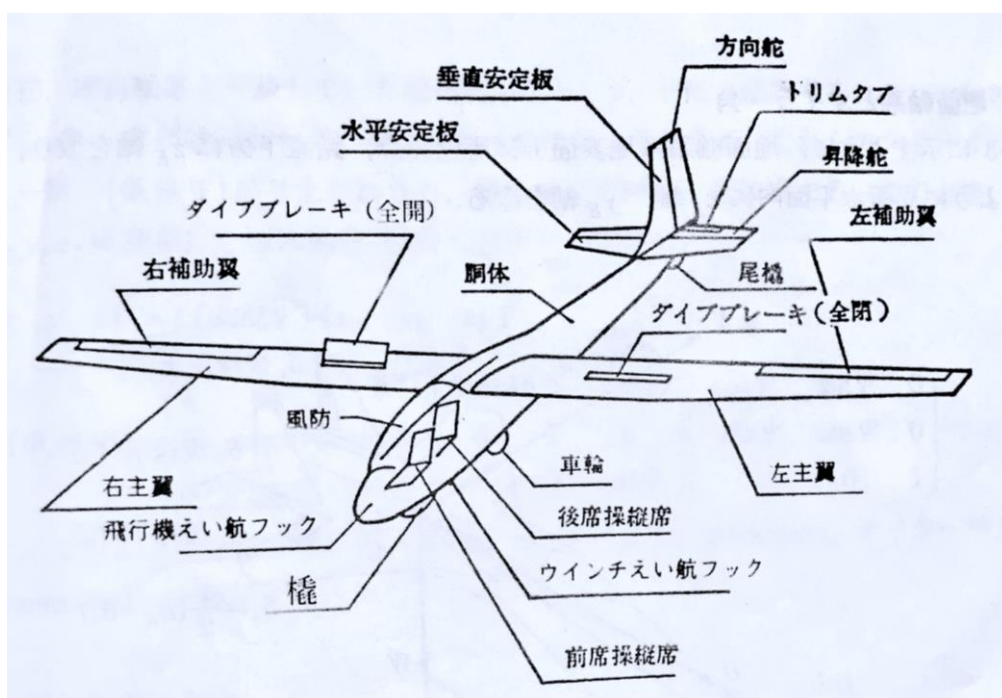


図1 グライダーの機体構成と各部の名称

3. グライダーの運動に関する基礎事項

3-1 機体軸系

機体軸系とは，機体の運動を表すために機体に固定された動座標系であり，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 ，重心まわりの各速度ベクトルのそれぞれの機体軸方向成分をそれぞれ横揺れ（ローリング），縦揺れ（ピッチング），偏揺れ（ヨーイング）と呼ぶ．

3-2 静的なつり合い

飛行機の垂直面内運動の力のつり合いを以下に図 2 として示す. 迎角 α , 経路角 γ で飛行している重力 W の飛行機の重心に関するつり合い式を以下に箇条書きでまとめる.

・ 水平方向

$$T\cos(\alpha + \gamma) - D\cos\gamma - L\sin\gamma = 0 \quad (1)$$

・ 垂直方向

$$L\cos\gamma + T\sin(\alpha + \gamma) - D\sin\gamma - W = 0 \quad (2)$$

・ 重心周りのモーメント

$$MG = 0 \quad (3)$$

また, 迎角と経路角の和はピッチ角であるから, 迎角 α , 経路角 γ , ピッチ角 θ の関係式は

$$\alpha + \gamma = \theta \quad (4)$$

ここで, L は揚力, D は抗力, T は推力, MG は重心周りのモーメントのつり合いを表す. また, 水平定常飛行をしているとき, 迎角と経路角は 0 となるので

・ 水平方向

$$T - D = 0 \quad (5)$$

・ 垂直方向

$$L - W = 0 \quad (6)$$

となる. グライダがウィンチ曳航されている場合, 推力 T は曳航索の張力 P に置き換えられるので, 図 3 より

・ 水平方向

$$P\cos\theta - D = 0 \quad (7)$$

・ 垂直方向

$$L - W - P\sin\theta = 0 \quad (8)$$

と書ける. この時 Θ は張力と水平面のなす角を表す.

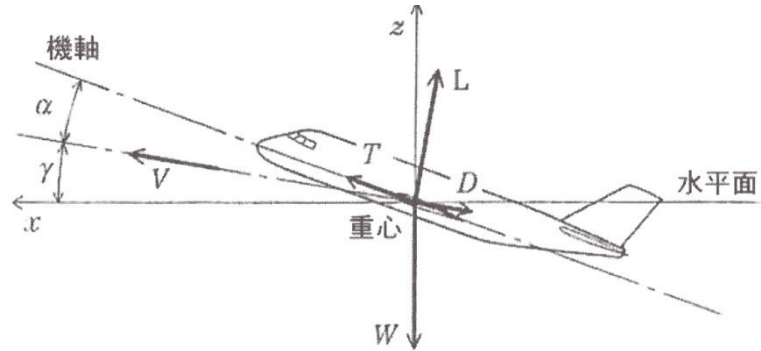


図2 垂直面内運動の力のつり合い

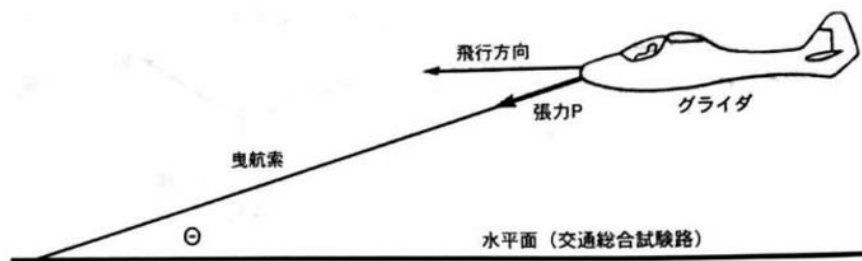


図3 ウィンチ曳航されているグライダー

3-3 動的なつり合い

曳航されたグライダーが垂直面内を水平方向に加速度運動する場合, 力のつり合い式は以下のようなになる.

・水平方向

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{d^2x}{dt^2} = P \cos \theta - D \quad (9)$$

・垂直方向

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{d^2z}{dt^2} = L - W - P \sin \theta \quad (10)$$

3-4 空力係数

揚力係数とは、一様な流れの中に存在している物体に対して垂直な成分の空気力の無次元数である。また、抗力係数とは、物体に対して水平な成分の空気力の無次元数である。揚抗比とは、揚力係数を抗力係数で割った値で、翼の性能を表す。全機では、コクピットの形状抗力が働くほかに、主翼のほかにも尾翼がついているのでそれぞれ翼の各係数と値が異なると考えられる。

3-5 対気速度と対地速度

対気速度とは、機体速度と風速の差を表し、対地速度とは、機体速度と風速の和を表す。

4. 実験装置および方法

I 実験装置

今回用いたグライダー及び計測機器を以下に示す。

1) グライダー

今回用いたのはアレキサンダ・シュナイハ ASK-13 である。表 1 に ASK-13 の諸元を示す。また、図 4 に ASK-13 の平面図を示す。

表 1 アレキサンダ・シュナイハ ASK-13 諸元

製造会社	アレキサンダ・シュナイハ滑空機製作所(ドイツ)		
滞空種別	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	翼面荷重	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	Go 535		複座時	61.2km/h
	翼端	Go549	W=470kgf 時		W=380kgf 時
上反角	5°00′		最良滑空比	27	27
振り下げ	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	
エアブレーキ	面積		その他		
昇降装置	緩衝車輪及びソリ				

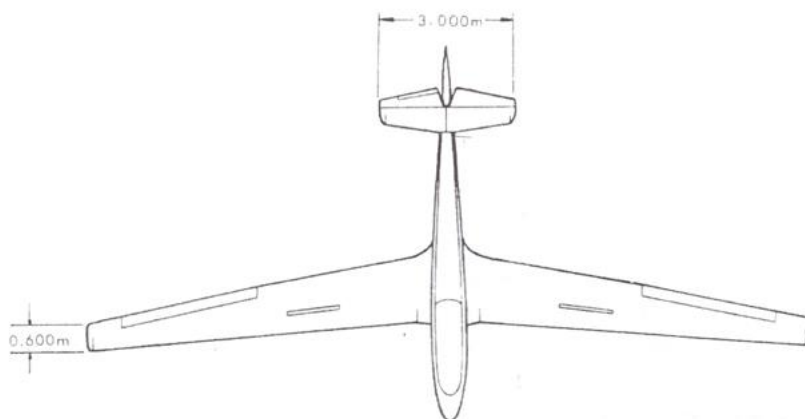


図 4 ASK-13 平面図

- 2) グライダー曳航用ウィンチ, 無線機, 吹き流し, 曳航策
- 3) 総合交通試験路・・・幅 30m, 長さ 620mのアスファルト舗装路
- 4) 曳航策の張力測定用荷重計

図5のように、曳航策の途中に荷重系を取り付ける。張力によりロッドが弾性変形するので、この歪をロッドに張り付けたひずみゲージで測定し、張力 P を求める。グライダーの対気速度を U とすると、抗力係数 C_D は

$$C_D = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \tag{11}$$

で推定することができる。

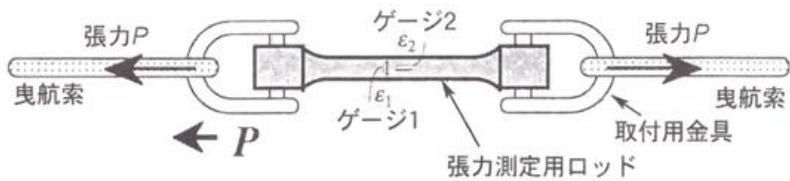


図5 張力測定用荷重計

- 5) ピトー静圧管・圧力センサ
- 今回用いた圧力センサの諸元を表2に示す。

表2 圧力センサ諸元

形式名	PDV-25GA(差圧式)
定格圧力	±2.5 [Kpa] (25.49kgf/cm ²)
動作温度	-20~70[°C]
電源	11~15 [V]
出力	±5 [V]

- 6) 超音波風向風速計
- 今回用いた超音波風向風速計の仕様を表3にまとめる。

表3 超音波風向風速計 諸元

レンジ	0~70 [m/s]
	0~360 [deg]
精度	±2%
分解能	0.01 [m/s] 1[deg]
出力	17.5[m/s/V] 100 [deg/V]

電源	DC 7~28 [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]

7) 姿勢センサ

姿勢センサの諸元を表4にまとめる.

表4 姿勢センサ 諸元

四元数 $q_0 \sim q_3$	360° 全方向
検出角度範囲	
α (ヨー角)	± 180 [deg]
β (ピッチ角)	± 90 [deg]
γ (ロール角)	± 180 [deg]
加速度	± 3.0 [G]
角速度	± 300 [deg/sec]
磁気	± 2.0 [Gauss]
電源電圧	DC 5[V] (USB インターフェースより供給)
最大消費電流	100 [mA]
外形寸法 横×奥行×高さ	53×99×32 [mm]
本体質量	6 [g]
転送周期	20ms(50Hz)固定
使用温度範囲	20~50 [°C]
対応 OS	Microsoft Windows 98SE, Me, 2000,XP

8) デジタルデータレコーダ・パソコン・ビデオカメラ

II 実験方法

ウィンチでグライダーを曳航し、曳航中の対気速度、曳航策にかかる張力、加速度、角速度などを計測し、データレコーダに記録する。曳航前に、張力係が曳航策の片側に荷重系を取り付け、機体の曳航フックに取り付ける。今回の実験では定常飛行とフォワードスリップでの飛行を行い、それぞれ異なる張力計を取り付けた。同時に、風速測定係、データ記録係、吹き流し係が所定の位置につき、パイロットと搭乗者がグライダーに乗り込んだら試験路内に障害物がないことを確認してウィンチでグライダーを曳航する。この時、風速測定係、吹き流し係は実験前と実験中の風速、風向を記録し、撮影係はグライダーの飛行動画を記録する。機体が着陸したら所定の位置にグライダーを戻し、地点配置を変更して1回目と同様に2回目の実験を行う。

5. 実験結果

- ① 定常飛行時のパイロット及び搭乗者の体重，気温，大気圧，荷重変換係数を表 5 に示す．

表 5 定常飛行時 諸数値

定常飛行時	
パイロット体重	(90-10)kg
搭乗者体重	50kg
気温	24.4℃
大気圧	1013.3hPa
荷重変換係数	17.672N/ μ st

次に，定常飛行時のウィンチの張力，超音波風向風速計で測定した風向と風速，ピトー静圧管で測定した風速，ロール，ピッチ，ヨーの姿勢角，角速度，x，y，z 軸の加速度を時間ごとに計測したグラフを以下に示す．

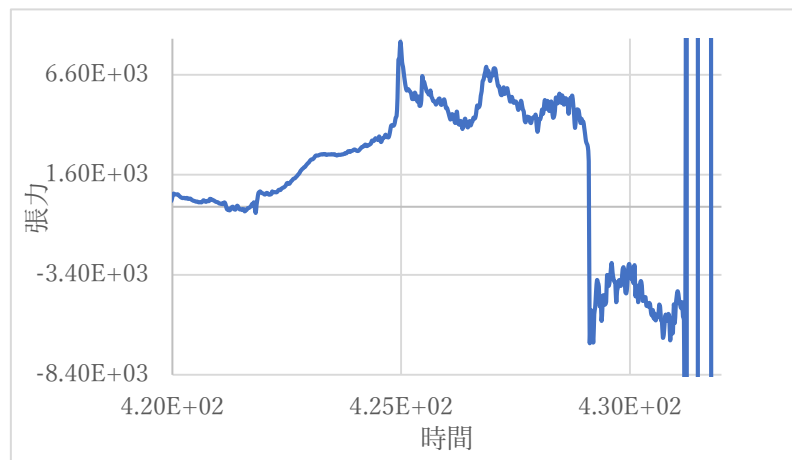


図 4 張力と時刻のグラフ

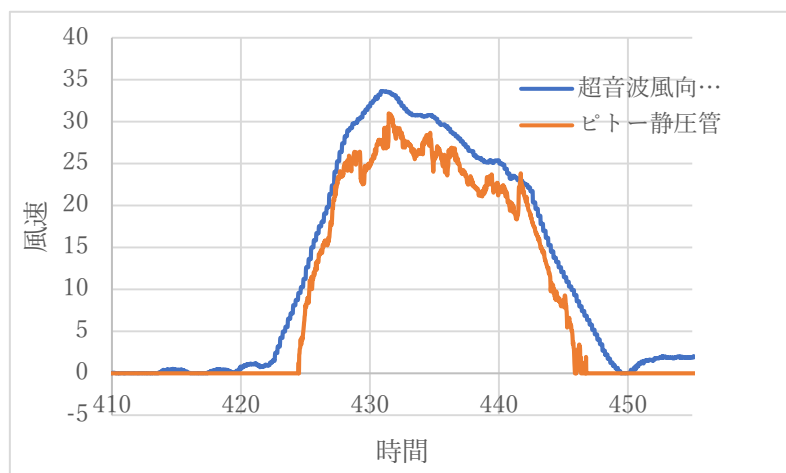


図5 定常飛行時 風速

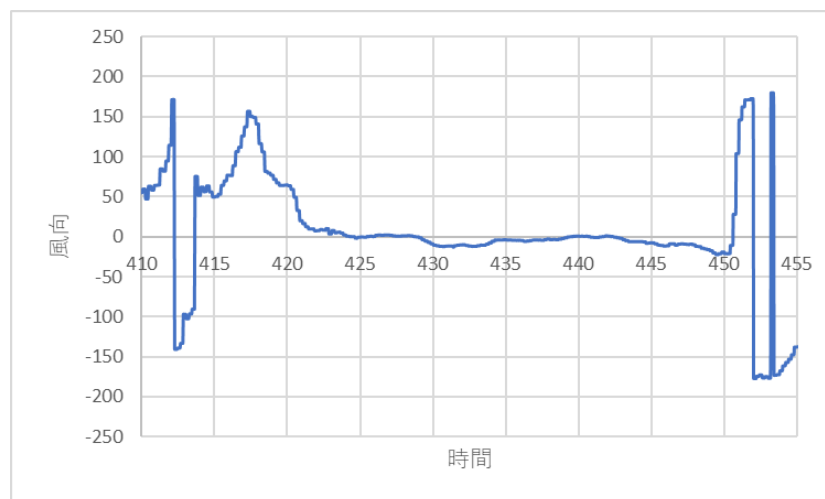


図6 定常飛行時 風向

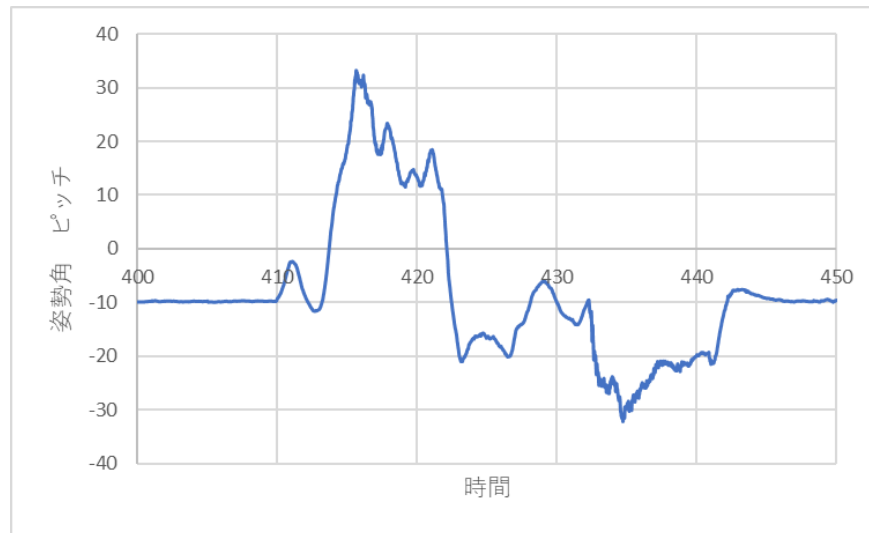


図7 定常飛行時 ピッチ角

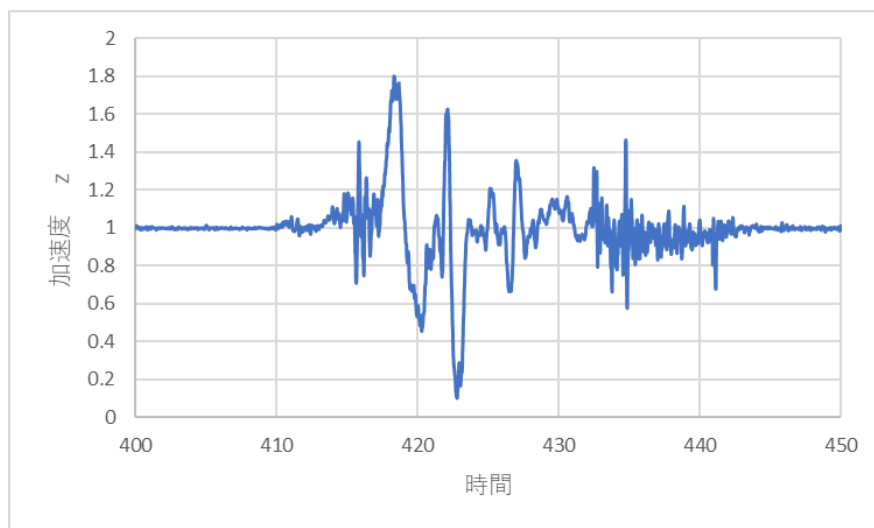


図8 定常飛行時 z 軸方向加速度

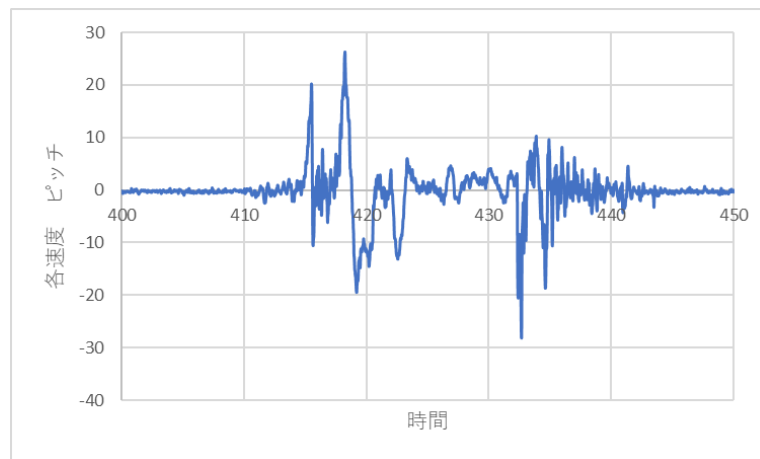


図9 定常飛行時 ピッチ角角速度

今回機体が水平定常飛行をしたと考えられる時刻の揚力係数, 抗力係数, そして揚抗比のグラフを以下に示す.

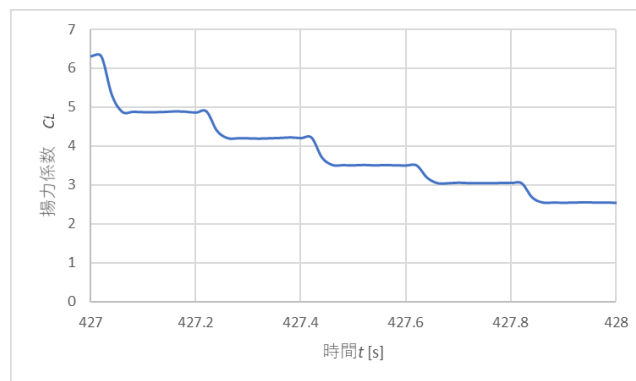


図10 定常飛行 揚力係数

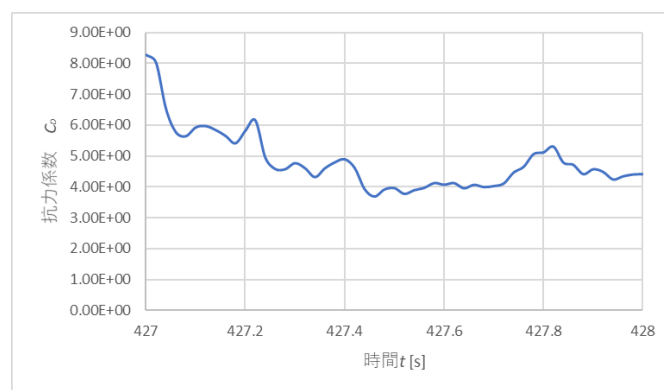


図11 定常飛行 抗力係数

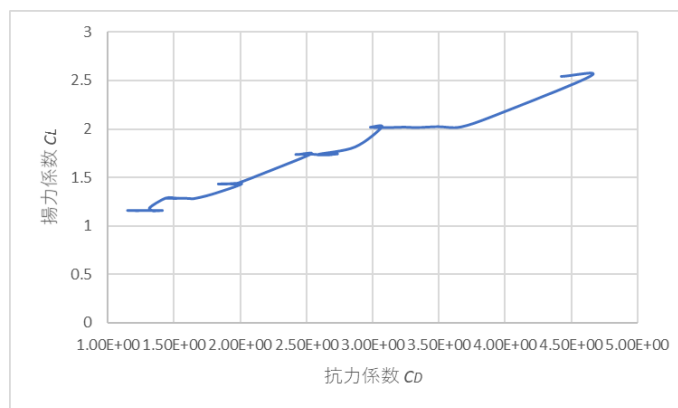


図 12 定常飛行 揚抗比

揚力係数を求める際に用いた重量を以下に示す.

表 6 定常飛行時 重量諸元

機体重量	3180 [N]
パイロット体重	80 [kg]
搭乗者体重	50 [kg]
計測器重量	80.22[N]

② フォワードスリップ時

フォワードスリップ時(FS時)のパイロット及び搭乗者の体重, 気温, 大気圧, 荷重変換係数を以下に示す.

表 7 FS時 諸数値

フォワードスリップ時	
パイロット体重	(90-12.5)kg
搭乗者体重	75kg
気温	27.5°C
大気圧	1004.2hPa
荷重変換係数	12.308N/ μ st

次に, 定常飛行時のウィンチの張力, 超音波風向風速計で測定した風向と風速, ピトー静圧管で測定した風速, ロール, ピッチ, ヨーの姿勢角, 角速度, x, y, z 軸の加速度を時間ごとに計測したグラフを以下に示す.

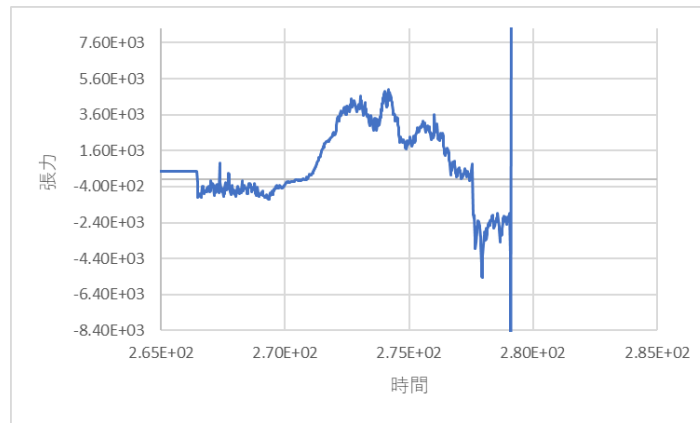


図 13 FS 時 張力

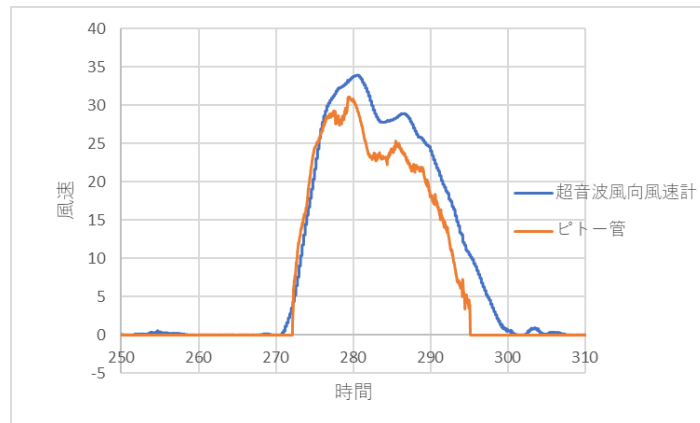


図 14 FS 時 風速

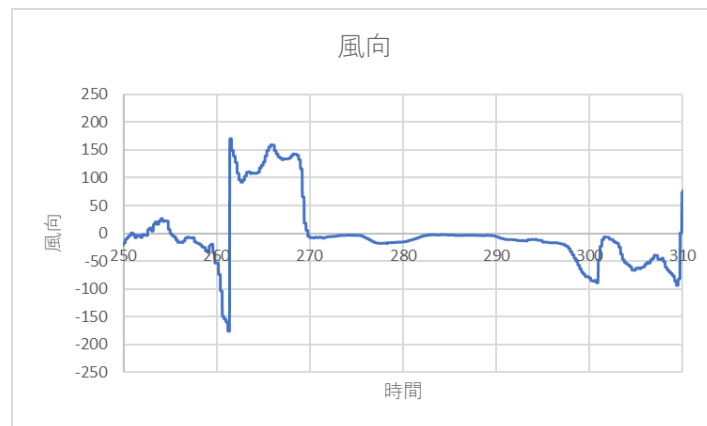


図 15 FS 時 風向

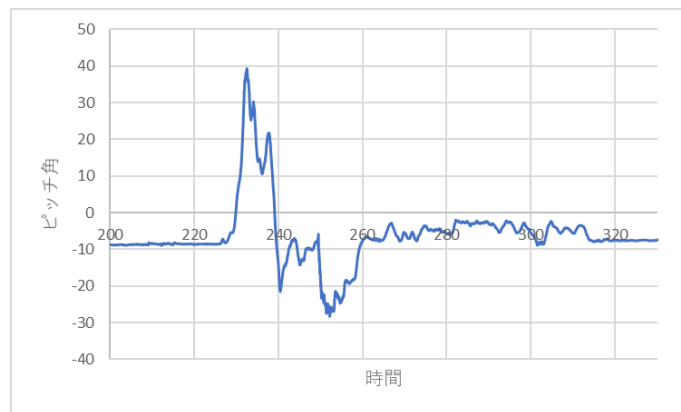


図 16 FS 時 ピッチ角

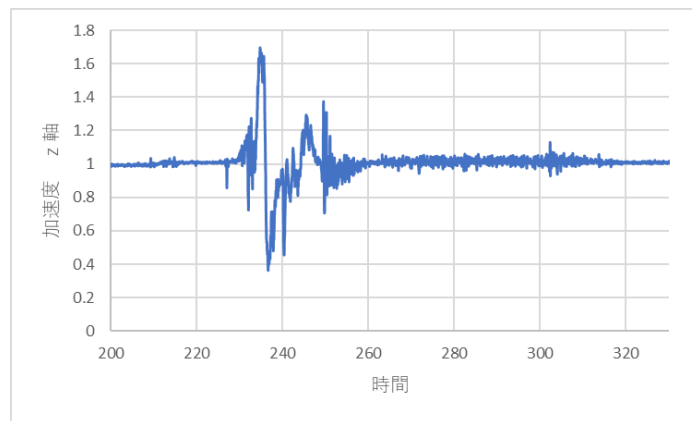


図 17 FS 時 z 軸 加速度

今回機体が水平定常飛行をしたと考えられる時刻の揚力係数, 抗力係数, そして揚抗比のグラフを以下に示す.

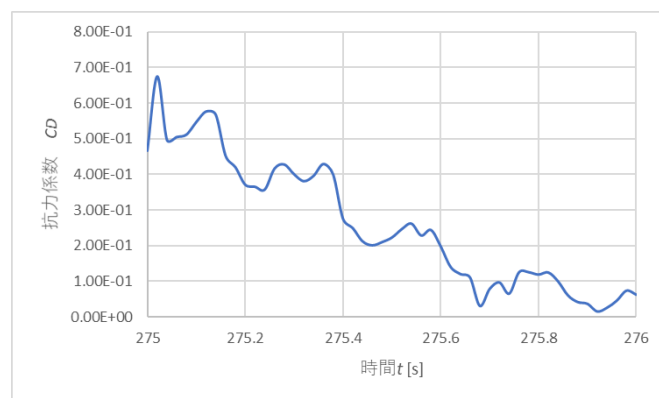


図 18 FS 時 抗力係数

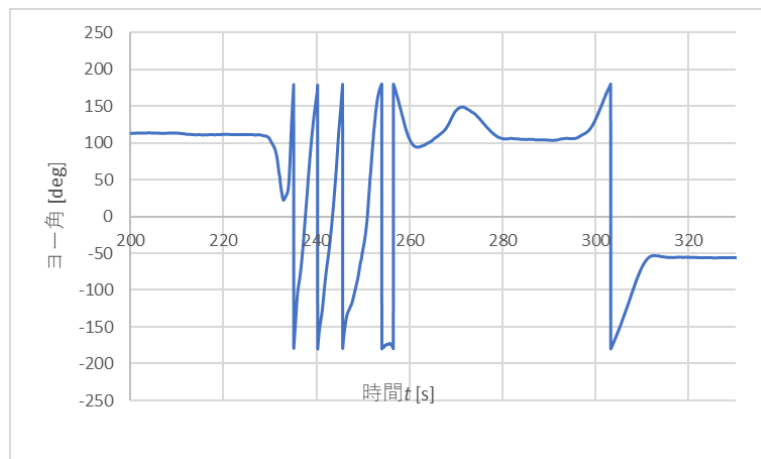


図 19 FS 時 ヨー角



図 20 FS 時 揚力係数

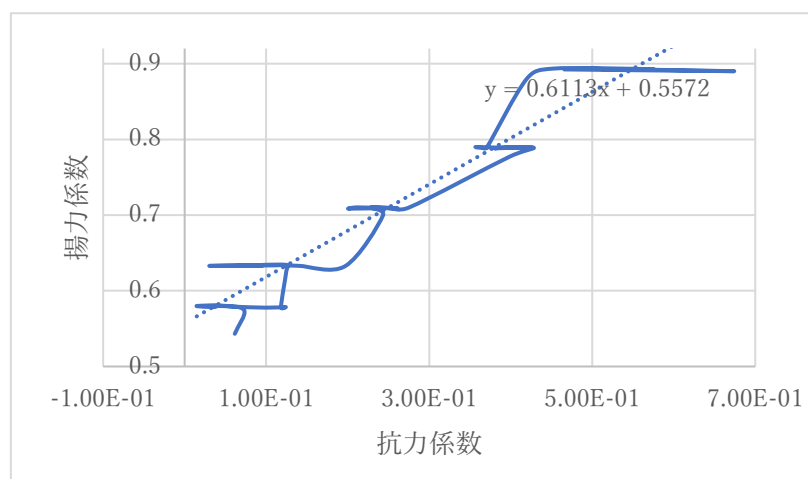


図 21 FS 時 揚抗比

今回、揚力係数を求めるのに用いた各重量を以下に示す。

表 8 FS 時 重量諸元

機体重量	3180 [N]
パイロット体重	77.5 [kg]
搭乗者体重	75 [kg]
計測器重量	80.22[N]

6. 考察

今回、定常飛行時とフォワードスリップ時のグライダーの姿勢、ウィンチの張力、風速などを実験データから読み取り、揚力係数、抗力係数、揚抗比のグラフを得た。まず、定常飛行時のデータから考察したい。

図 4 を見ると、時刻 $t=4.31E+02$ の時点で張力の値が大きく振り切れているが、この時曳航策が外されて荷重計にウィンチの張力のみがかかったと考え、ここを曳航策切り離し部とした。また、実験動画を見ると、グライダーが引っ張られてから曳航策が切り離されるまで約 10 秒かかった。よって、グライダーの曳航開始時刻は $t=4.21E+02$ と判断した。実験では、張力や動圧、飛行速度は同一の計測システムにて処理されるのに対し、姿勢センサで得られたデータはそのままパソコンにて処理されるため、計測システムと姿勢センサでは計測開始時間が異なる。よって同期が必要となってくる。これを踏まえて姿勢センサにより得られた値に注目する。図 7 を見ると、 $t=410$ にてピッチ角が増加している。この瞬間、ウィンチのテンションが張られたことで一時的に機体が引っ張られたものと考えられる。値が増加した後、一旦頭が下がり、急激にピッチ角が上昇している。ここでグライダーが揚力を得て浮上したと考えられる。よって、 $t=410$ がグライダーの開始時刻であり、約 10 秒後の $t=420$ が曳航策切り離し時刻と考えた。次に揚力係数、抗力係数を求める。今回、水平定常飛行をしている際の揚力は全機の重量を、抗力はウィンチの張力とした。この時用いる風速に関しては、ピトー静圧管と超音波風向風速計で計測したもののうち、超音波風向風速計の値を利用した。理由としては、ピトー静圧管は斜め方向から流入した風速を正確に測定することができないのに対し、超音波風向風速計は風向に左右されずに計測を行うことができるからである。図 5 のピトー管の計測値が細かく増減しているのは、ピトー管で測定した際に発生したノイズであると考えられる。水平定常飛行時刻の推定には図 8、図 9 を用いた。図 8 において、定常飛行の際には機体の加速度は自重である 1G のみがかかると考えられる。 $t=427\sim 428$ でかかる加速度は約 1G であることが観察される。これを図 9 でも確認する。定常飛行の際にはピッチ角の角加速度は 0 に近づくと考えられる。 $t=427\sim 428$ におけるピッチ角の角加速度は約 -0.3 で条件を満たしていると考えられる。次に、風向のデータを確認する。図 6 より、 $t=420\sim 450$ において風向が 0° に近くなっているのが分かる。機体の対気速度が速くなると、多方向からの風の流速が対気速度に比べて十分に

小さいとみなせる。つまり、前述の時間で最高速を迎えていると考えられる。また、計測システムのデータと姿勢センサのデータを比べた際、時間のずれは約 11 秒であると考えられる。実験によって得られた抗力係数を図 10 に示した。図を見ると、抗力係数の値は非常に大きいことが分かる。また、図 11 の揚力係数の変化のグラフを見ると、こちらも係数の値が著しく大きい。この結果を用いて揚抗比を書くと図 12 のようになる。図 12 より、揚抗比は約 0.7 である。実機のカatalog値での揚抗比は約 34 であるので、このデータは正確であるとは言えない。原因として考えられるのは、ウィンチで斜め下方向から引っ張ることで、定常飛行時に抗力、揚力の値に誤差が生じ、計算過程で誤差が大きくなってしまったことが挙げられる。また、搭乗者の体重が申告制であったことより、正しい重量でなかったことも考えられる。

次に、フォワードスリップ時のデータについて考察する。まず初めに張力のグラフに注目する。図 13 より、 $t=279$ で荷重が大幅に変化しているが、定常姿勢の時と同様にこの時刻を曳航策切り離し時刻とする。実験動画を参照すると、機体がウィンチに引っ張られてから曳航策が切り離されるまで約 9 秒であった。よって、グラフから 10 秒前である $t=270$ がグライダーが動き出した時間であると考えた。このデータも同期する必要がある。ピッチ角のグラフを見ると、 $t=228$ にて一定の負の値をとっていたピッチ角が急激に上昇し始めている。グライダーは主翼根に重心があるため、グライダーに搭乗するパイロット、搭乗者の体重により機首が若干下がり気味になっていると考えられる。このことは図 22 から読み取ることができる。ピッチ角が上昇するということは、定常飛行のデータと同様に、この時点でウィンチが機体を引っ張り始めたことが分かる。よって、姿勢センサと計測システムでの時刻のずれは約 42 秒あると考えることができる。その次に、グライダーの対気速度を求めて水平定常飛行時の抗力係数、揚力係数を調べた。今回も超音波風向風速計のデータを用いる。今回、水平定常飛行をしている時刻を調べるために図 16、図 17 を用いた。まず図 16 であるが、水平定常飛行をしている際、ピッチングモーメントは安定すると考えられるのでピッチ角の角速度は 0 に近い値となると考えられる。この時、 $t=233\sim 234$ で増減の振幅が小さくなり、その後再び大きくなる。動画で確認したところ、機体が動き始めてから約 5 秒後に機体が水平になり、その後高度を落とすためにフォワードスリップの態勢に入ったように観察される。よってこの時刻を水平定常飛行時刻であると仮定する。また、図 17 を見ると、 $t=233\sim 234$ で z 軸方向の加速度が 1G に近付き、その後急激に増減している。この時刻を同期すると、 $t=275\sim 276$ となる。揚抗比について、図 21 のように、揚抗比が複雑なため、線形の近似曲線を用いて平均の揚抗比を算出すると、約 0.6 となり、定常飛行時の揚抗比と値が近くなるが、機体のカatalog値とは大きく異なる。考えられる原因として、定常飛行の際にも取り上げたウィンチの曳航角、パイロット、搭乗者の体重、そして、大気圧が若干低かったことによる計測値の誤差などが考えられる。今回の実験で行ったフォワードスリップは、機首をヨー方向に回転させることにより前方投影面積

を増やして減速することである。図 14 の風速のグラフを見ると、 $t=282$ 付近で風速が急に減少している。動画で確認したところ、ウィンチを巻き上げ始めてから約 10 秒後に大きくフォワードスリップをした直後に機首を進行方向に少し戻した様子がうかがえる。この時、パイロットは舵を調節することによって機体速度が下がりすぎないようにしているのだと推測できる。図 19 のヨー角に注目すると、 $t=228$ で打ち上げてからヨー角が大幅に増減して $t=260$ で正方向に機首を傾けて続けていることが分かる。動画より、グライダーの飛行時間は約 20 秒であるので、 $t=260$ までにはグライダーは着陸していると考えられる。このグラフでは、機首は飛行時に左右に大きく振れていることになっているが、動画で見ると大半の時間は機首は正方向を向いている。よって、ヨー角のデータの信ぴょう性は低いと考えられる。



図 22 グライダーの様子

7. 結論

- ・ 水平定常飛行を行うのは約 1 秒間で、その間は z 軸方向の加速度は自重のみの $1G$ に近づき、ピッチ角は安定した。
- ・ 定常飛行では適当な抗力係数の値を得ることができなかったが、フォワードスリップ時における揚力係数、抗力係数の値は比較的適当な値を得ることができた。
- ・ 水平定常飛行時の機体の平均揚抗比は約 0.6 であったが、機体のカタログ値が 34 であるため、妥当な値が得られたとは言えなかった。
- ・ フォワードスリップによって機体速度は減少した。
- ・ 水平定常飛行中、ウィンチは斜め方向より機体を引っ張っているため、得られた張力や自重の値には実測値との差が生まれる可能性がある。

8. 参考文献

産業図書 航空力学の基礎 第 3 版 牧野光雄 著