

NIAS G-1 初級グライダーの設計・製作・飛行の研究

恒 屋 礼二郎*・堤 満 康**

Research on the Design, Manufacture and Flight
of the NIAS G-1 Primary Glider

TSUNEYA Reijiro and TSUTSUMI Mitsuyasu

The primary glider, NIAS G-1, was designed, manufactured and flown as the graduation studies after being selected in manufacturing contest in this Institute. NIAS G-1 glider was redesigned from the Ultra Light Plane “PUFFIN” and manufactured using PUFFIN’s materials to shorten the manufacturing period.

After completion of the glider, it was flown over the campus ground by catapulting with rubber ropes and was confirmed that it flew stably and successfully.

This paper deals with the details of design, manufacturing, the strength test of pop-rivets to be used, the wind tunnel test of the wings, the analysis of flight test and the construction of the flight path simulator of the NIAS G-1 glider.

1. 緒 言

平成4年、本学創立50周年記念行事の一環として、初めて『工学部の学生らしい作品募集』が行われ、応募案の中から一件を選んで予算をつけて作品を製作させることになった。これに対し、卒研学生の諸君と話し合っ、自分等の手で初級グライダーを作り、運動場で飛ぶことを計画し応募したら、これが見事に当選して、いよいよ本当に卒研生と共に初級グライダーを作り、飛ばねばならないことになってしまった。

これに端を発して、先ず平成4年には、卒研生諸君とこの初級グライダーNIAS G-1を設計、製作して飛行すると共にその飛行軌跡の実測と解析、

翼形状の風洞試験などを行い、さらに平成5年には詳細設計計算や飛行予測のシミュレーションの研究などを実施した。

本研究報告は『グライダー、ものづくり報告』の前編として、卒研生諸君のNIAS G-1グライダー作りに関わる卒業研究の概要を纏め、報告するものである。

2. 初級グライダーについて

最近、グライダーの操縦訓練を行う場合には、2人乗りの上級グライダー（ソアラー）で、前に訓練生が乗り、後に教官が乗ってウインチで空高く捲き上げて飛ぶのが普通である。然し昔はそんな上等のグライダーは無く、一人乗りの初級グラ

* 機械工学科教授

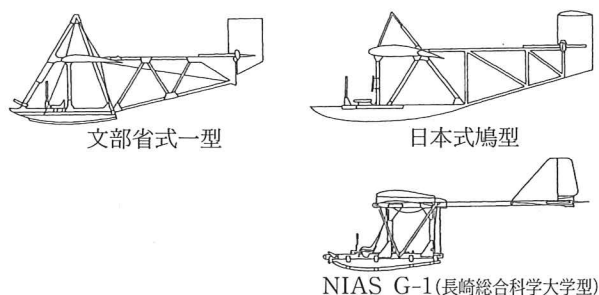
**機械工学科助教授

2000年11月30日受付

イダー（プライマリー）で中学校の校庭とか広い野原で、ゴム索を引いてパチンコ式に飛び出して訓練をするのが普通であった。

本学での計画もこの初級グライダーを作って飛ばうというものであるが、最近はこの初級グライダーには、めったにお目にかかれず、飛んでいるのは諏訪の霧ヶ峯で昔の『はとK-14型』を復元して飛行しているグループとか、ポーランド製のものを入力した人などのグループがある位のものである。したがって先ず昔飛んでいたグライダーの図面や資料を古い文献で調べたり、霧ヶ峯迄出向いて、そこで飛んでいる復元『はとK-14型』を見せて貰うなどしてその実体を調査した。それと同時に、グライダーに詳しい人々を訪ねて話を聞き、また法規上の問題、ゴム索の入手方法、本学グラウンドの広さ（約160m×120m余り）で実際に飛行することが出来るか等を調査した。そしておおむね立案した計画で、実現の見通しを得ることが出来た。

図1に昔飛んでいた初級グライダー2機の図面



	文部省式一型	日本式鳩型	NIAS G-1
全 長 m	5.53	5.80	6.165
翼 幅 m	10.32	10.00	10.700
主翼面積 m ²	14.4	15.0	15.0
主翼縦横比	8.3	6.67	7.63
自 重 kgf	84	91.2	95
全備重量 kgf	144	151.2	175
翼面荷重(自重) kgf/m ²	5.83	6.08	6.33
翼面荷重(全備) kgf/m ²	10.0	10.1	11.7
最小対空速度 km/h	33	37	40

図1 初級グライダー側面図および主要目比較図



図2 霧ヶ峯式はとK-14型の飛行中の写真

と主要目を（参考のため、本学で完成した NIAS G-1 グライダーも併せて）示し、また図2に復元されて飛行している『霧ヶ峯式はとK-14型』グライダーの写真を示す。いずれも1人乗りで、ゴム索射出式である。

3. NIAS G-1 初級グライダーの基本計画

グライダーの設計製作期間が約半年間しかなかったことから、製作期間短縮のために既に飛行している ULP（超軽量動力機）の素材を（エンジン、プロペラ部を除いて）購入してこれをグライダーに設計変更し、製作する方針とした。その基となる ULP には、山陽鉄工(株)で開発販売されている『PUFFIN』を、スタイル、改造性、販売価格などを勘案して選定し、購入した。この PUFFIN の飛行中の写真と主要目を図3に示す。

この PUFFIN の図面や部品をベースに、昔飛んでいた初級グライダーを参考にして、以下に示すような方針で設計変更を行って新しい NIAS G-1 の基本構造とすることにした。

- (1) 滑空性能を向上させるために、翼幅（翼の長手方向の長さ）を延長して、翼の縦横比を大きくすると共に翼面荷重を低減する。翼面荷重は昔の初級グライダー並の値迄小さくする。
- (2) 主翼を高翼とし（傾いて接地した時に主翼端を地面に衝突させないためと、横揺れ安定性を良くする狙い）、そのため胴体を上にも設けて、尾翼はその上胴後尾に設置する。下の胴体には木製の



〈主要目〉

全幅	9.33m
全長	5.53m
全高	1.65m
主翼面積	14m ²
機体重量	110kgf
最大重量	215kgf
エンジン	ゼノア G50D/38PS
ドライブ方式	ベルト
操縦方式	3 舵
離着陸滑走距離	20m
巡航速度	60~75km/h
失速速度	43.9km/h
上昇率	400m/min

図3 飛行中の PUFFIN とその主要目

スキッド（そり）を設け、その下にゴムを介してステンレス鋼の板ばねを付ける。

(3) 主翼ストラット（支持柱）はそのまま下胴よりテンション・ストラットとして使用する。また主翼翼端は下に折り曲げて誘導抗力の減少を図ると共に、主翼保護のための翼端そりを付け易くする。なお翼端折り曲げによる誘導抗力の減少については、別途風洞試験を実施して確認する。

(4) 水平および垂直尾翼は PUFFIN のものをそのまま流用するが、翼幅を伸ばしたことによる偏揺れ安定性の低下を防ぐために、胴体を延長して尾翼モーメントアームの増大を図る。

4. 設計および試験研究

以上のような基本構想のもとに設計を開始した。それと同時に必要な確認試験あるいは実験を実施した。その主なものをいくつか選んで以下に記す。

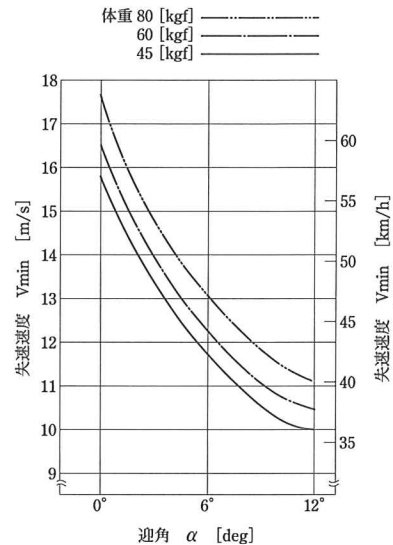


図4 迎角と失速速度の関係

(1) 基本性能計算

NIAS G-1 はゴム索によって前進力を与えられて飛行するので、その基本的性能となる失速速度、離陸速度と離陸に必要な最少ゴム張力、飛行時の安定性に関係する尾翼の必要面積などを求めた。

1) 失速速度

グライダーの揚力および失速速度は次の式で求める。

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \quad \therefore V_{\min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_w C_{L_{\max}}}}$$

ここで、 L =揚力、 W =機体総重量、 $L=W$

ρ =空気密度、 V =飛行速度、

V_{\min} =失速速度、 S_w =翼面積、

C_L =揚力係数、 $C_{L_{\max}}$ =最大揚力係数

機体重量を95kgfと想定し、パイロットの体重を45~80kgfと考えると失速速度を計算した。その結果を図4に示す。なお C_L は PUFFIN の翼形の性能曲線をメーカーより載いて使用した。

2) 離陸速度および離陸可能最少必要ゴム張力
パイロットの体重を80kgf、迎角12°で離陸するとすれば、離陸に必要な速度は、 $C_L = 1.5$ として

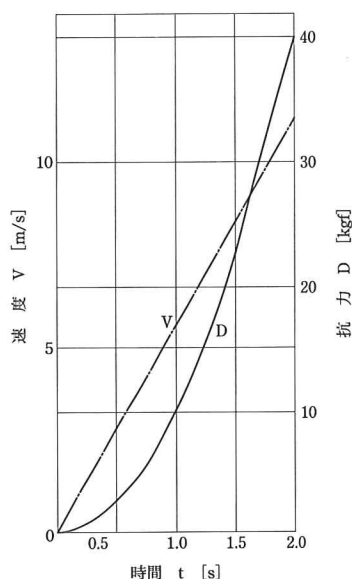


図5 時間と速度、抗力の関係

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_w C_L}} = \sqrt{\frac{2 \times (95 + 80)}{(1/8) \times 15 \times 1.5}} = 11.16 \text{ (m/s)} \text{ となる。}$$

この速度に2秒間で達すると仮定すると、この間の平均加速度は

$$\alpha = \frac{\Delta V}{\Delta t} = \frac{11.16}{2} = 5.58 \text{ (m/s}^2\text{)} \text{ となる。}$$

この加速度を基に時間と機体の速度との関係を求め、さらに主翼の抗力係数 C_D を表より求めて翼の抗力を求めた。翼の抵抗力と機体の抗力は、このグライダーでは、主翼62.5%、尾翼25.0%、胴体その他12.5%と推定し、これらの値を使って機体全体の抗力を求めた。図5にこうして求めた発進後の時間とグライダーの速度、機体抗力の図を示す。

この図よりグライダーの進行距離と機体抗力の関係を求めてその仕事量を算出し、さらにパイロットをその速度迄加速するエネルギーを加えて、離陸迄にゴムに蓄えるべきエネルギーを計算した。これより、ゴム索の離陸迄の平均牽引力は120kgfが必要である事が判った。実際には機体の地上滑走時の地面との抵抗や離陸後の

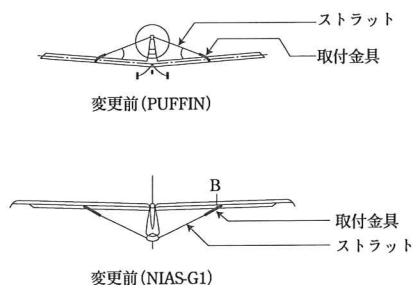


図6 ストラット配置の変更

速度保持の力などを之に加えてゴムを選定する必要がある。

一方次の検討を行った。すなわち PUFFIN のエンジンはゼノア G50D 38PS, 5800rpm で、静止推力は約80kgf、離陸距離は約25m のことである。安全をとって、エンジン、プロペラ系統の重量増および滑走中のプロペラ推力減少は無視して考えると、ゴム索長さを25mとしてこれを25m引張るとすれば、離陸迄のプロペラ推力の仕事とゴムの仕事と同じと考えて、ゴムの初期張力は160kgf あれば良いと見当をつけた。これらの検討結果をベースとして、ゴム索の仕様を決め、購入することにした。

(2) 翼の設計

1) ストラットの強度

このグライダーでは高翼にしたために図6に示す如く、PUFFIN のコンプレッション・ストラットから、テンションストラット構造に変更した。したがって翼取付部の取付金具を新たに設計して強度計算を行った。図7に示す様にボルト荷重を力とモーメントバランスから算出し、ボルトの応力安全率を出したところ、最少1.83となり、またアルミの取付金具の安全率は3.83となって、いずれも強度的に不安のないことが確かめられた。

2) 主翼の主桁の強度および撓みの計算

主翼を設計変更して PUFFIN の翼より延長したため、同じ主桁を使った場合に主翼が強度的に安全かどうかを確認するために強度計算を行った。なお荷重倍数は、航空機N類民間航空

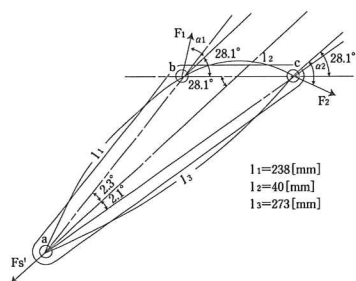


図7 ストラット取付金具作用力図

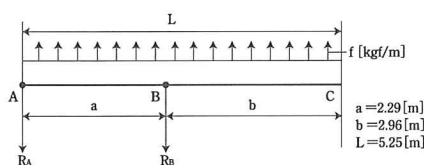


図8 片翼の揚力分布図

規定に定められている4.45を参考にして、少し安全をとって5として計算した。

翼にかかる揚力分布は、簡単のために図8に示すように安全サイドの一樣分布荷重とし、A点で機体に、B点でストラットに接続されて下向き荷重を受けると考えた。主桁軸方向の応力は無視した。上下方向の力のバランスとA点まわりのモーメントバランスより算出した翼の曲げモーメント図を図9に示す。主桁は図10に示す寸法(片翼)で、材質はアルミ合金 A6061T6、抗張力は30kgf/mm²である。最大応力はB点に於ける $\sigma_{\max}=22.4\text{kgf/mm}^2$ で、安全率は1.34となった。

また $EI \frac{d^2y}{dx^2} = -M$ の式より導かれる撓みの式を作り、主桁の撓みを計算した結果を図11に示す。荷重倍数を1とした場合の翼端の撓みは、10cm以下であることが推定される。

(3) 尾翼容積と機体安定性

機体の安定性は飛行に欠くことの出来ない要件であるが、安定性を向上させる為には、尾翼面積を増大させることと、テールモーメントアーム(機体重心位置から尾翼風圧中心までの距離)を長くする方法がある。一方このグライダーで

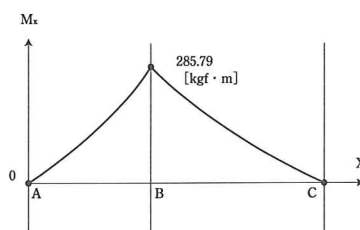


図9 片翼の揚力曲げモーメント図

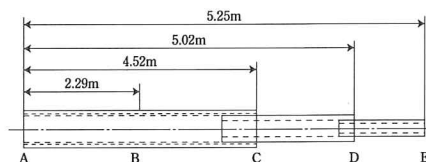


図10 翼主桁寸法図

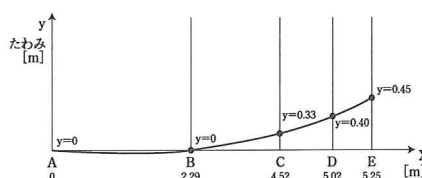


図11 翼の撓み曲線

改造したように主翼の翼幅を増大し、翼面積を増大すると、安定性、特に方向安定性が低下するので、ここでは、胴体素材の許す限り尾翼を後に移動し、尾翼のモーメントアームを PUFFIN より860mm延長させた。この結果を他機種と比較検討した。

一般に機体の復元モーメントは $M=F \cdot L$ (Fは復元力で尾翼面積に比例し、Lはモーメントアーム長さである。) で表わされる。したがって、尾翼面積×テール・モーメント・アームを尾翼容積と言い、安定性に関係する値となる。ここで水平尾翼は、機体の縦安定性と操縦性に関係深い主翼翼弦長に関連させ、また垂直尾翼は、方向安定性と操縦性に影響する主翼翼幅(スパン)に関連させ、それぞれに無次元の係数が次の様に定義されている。

表1 尾翼容積係数比較表

機体名	$S_w(\text{m}^2)$	$C(\text{m})$	$S_H(\text{m}^2)$	$L_H(\text{m})$	V_H	V_V
パイパーJ3	19.4	1.76	2.67	4.36	0.340	0.022
パイパー チェロキー	17.4	1.68	2.50	4.32	0.371	0.029
セスナ150	17.4	1.63	2.58	4.29	0.390	0.029
ラスコム シルベール	15.3	1.38	2.36	3.89	0.442	0.026
セスナ170	19.1	1.62	3.72	4.81	0.580	—
PUFFIN	14.0	1.23	1.96	3.18	0.361	0.017
NIAS G-1	15.0	1.24	1.96	4.04	0.428	0.018

$$\text{水平尾翼容積係数 } V_H = \frac{S_H \times L_H}{S_w \times C}$$

$$\text{垂直尾翼容積係数 } V_V = \frac{S_V \times L_V}{S_w \times b}$$

ここに、 S_H =水平尾翼面積、 L_H =水平尾翼のテールモーメントアーム長さ、 S_w =主翼面積、 C =主翼平均翼弦長、 S_V =垂直尾翼面積、 L_V =水直尾翼のテールモーメントアーム長さ、 b =主翼翼幅（スパン）である。

この尾翼容積係数は大きい程安定性、操縦性が良くなるもので、これが小さいのは良くない。表1に有名機とPUFFIN及びNIAS G-1の比較表を示す。NIAS G-1の水平尾翼容積係数は有名機に比べて充分大きい、垂直尾翼容積係数はかなり小さい値となっている。やや懸念される処もあるが、実際に飛んでいるPUFFINより多少は大きいので、これで設計を進めた。

(4) 重心計算

重心の位置はグライダー設計あるいは製作上、非常に重要なものであり、精度良く算出する必要がある。ここでは、各々の部品の重さと基準線からの位置を算出し、それによって機体の重心を求める方法と、組み立てられた機体を吊し、その位置から重心を求める方法の2通りを行った。さらに体重の異なった数名の学生を順次操縦席に乘坐せ、これを吊り下げて重心の位置を計って、パイロットの体重と全備状態での重心の位置関係を把握した。その結果を以下に示す。

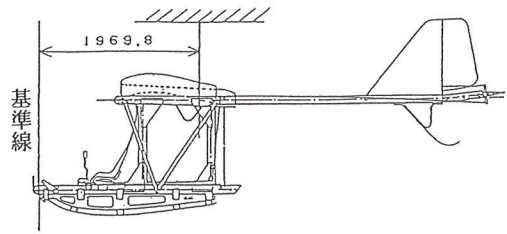


図12 主翼を含む機体重心位置

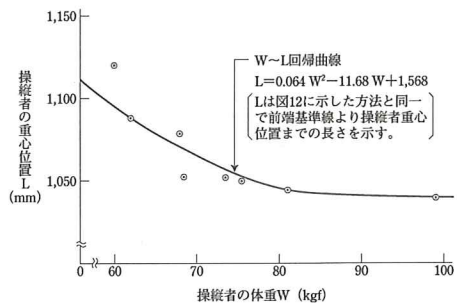


図13 パイロットの体重と重心位置の関係

1) 機体の重心

各部部品重量とその重心位置よりモーメントバランスによって算出した重心位置は、機体前端的基準線より1990.8mmであった。また、機体を天井から吊り下げて、実測によって出した重心位置は、基準線から1969.8mmであった。その状態を図12に示す。21.0mmの違いは計算の場合の誤差（例えば各部品の重心位置など）と思われるので、重心位置は実測値の図12に示したものにすることにした。

2) パイロット搭乗時の重心

パイロット自身の重心位置はかなり不明確なので、大は約100kgf、小は約60kgfの学生を実際に操縦席に乘坐せ、吊り上げて釣り合い錘を用いてバランス点を実測し、パイロットの重心位置を算出した。その結果を図13に示す。このパイロット重心位置を用い、更にPUFFINの取扱説明書にある、許容重心範囲=主翼前縁から353~515mm、理想重心範囲=主翼前縁から455~515mmを参考にして、パイロットの体重と

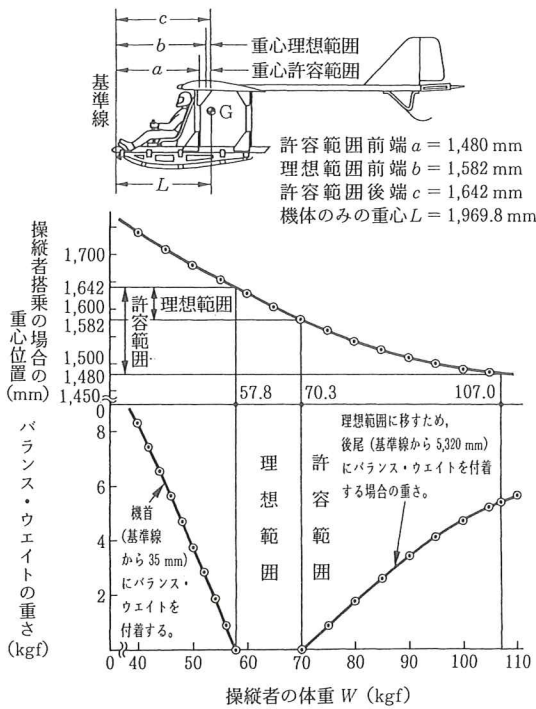


図14 パイロット体重と機体重心および必要バランス・ウエイトの関係

グライダー重心位置及び必要バランスウエイトの重さを計算した。その結果を図14に示す。

(5) ポップ・リベットの剪断強度確認試験

グライダーの製作に於いて、主にアルミ部材の接合に使用するポップ・リベットの強度確認の為に、図15に示す様な試験片を作って剪断強度を計測した。その中より、 $\phi 4.8 \text{ mm}$ ポップ・リベットの剪断試験結果を図15に併記して示している。試験片2本の破断荷重はそれぞれ247 kgf, 253 kgf [剪断破断応力 σ_b は 22.4 kgf/mm^2 , 22.9 kgf/mm^2] で、JIS A5056 の $\phi 4.8$ ポップ・リベット標準剪断強度200 kgf より2割程度高いことが確認出来た。

(6) ゴム索とその引張り試験

グライダーはゴム索を人力で引張り、ゴム索に蓄えられた引張力でグライダーを射出して飛行する。そのゴム力は『基本性能計算』の項で述べた様に、大体25m引張って初期張力が160 kgf

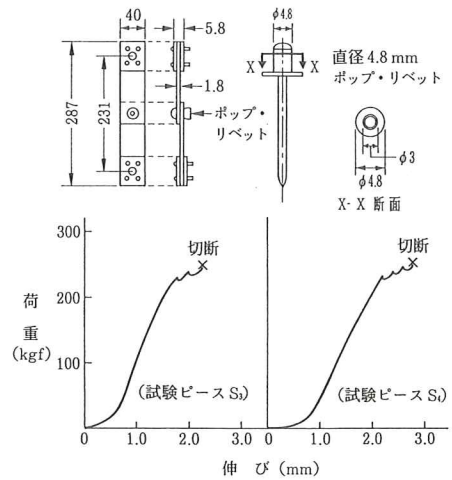


図15 $\phi 4.8$ ポップ・リベット剪断強度試験結果

位、また最初の11mを引張る平均牽引力が120 kgf 程度ある必要があるので、その性質を持つゴム索を探した。然し適当なゴム索が入手できず、結局、霧ヶ峰の復元『はと K-14型』の飛行に使われたゴム索と同じものを購入することにした。そのゴム索は、日本ゼーゲル(株)より購入、材質は天然ゴム、幅 $1.80 \text{ mm} \times 1.83 \text{ mm}$ 、断面積 3.29 mm^2 のゴムを120本纏めて外部を糸で被覆したもので、1本の長さは25m、物理的性質は、抗張力(切断迄の張力)1本当り800 kgf、伸張率(切断迄の伸び量を元の長さで割った値)860%である。

このゴム索を引張った処、張力が弱いことが判ったので、2束をまとめて1本にし、これをV字形にして引張ることにした。したがって全部で100mのゴム索を使用し、このV字の両先端に手で引く部分のクレモナロープを、根元にグライダーのフックに引掛けるためのリングと鋼索を付けてゴム索を完成した。

飛行前にこのゴム索の引張り試験を行った。張力をばね計りで計測した結果を、引張り距離及び引張り歩数で整理して図16に示す。ゴム自重による地面との摩擦は、試験結果約15%となったので、これを考慮して50歩引き、人側のゴム最大引張力約230 kgf、機体側の引張力約200 kgf

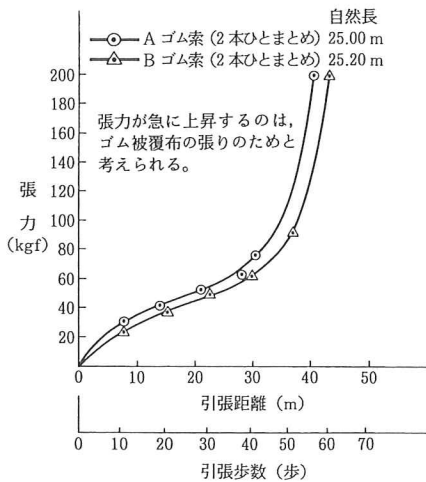


図16 ゴム索の張力試験結果

とした場合、ゴムの安全率は1本当りの張力、 $230\text{kgf}/4=57.5\text{kgf}$ だから、13以上となり、また60歩引いても安全率は6以上となるので、ゴムが劣化する迄は当分の間安全に使用出来ることが判った。尚ゴムのV字角度が 45° と仮定すれば、50歩引きでも機体引張力は $200 \times \cos 22.5^\circ = 185\text{kgf}$ となり、離陸に必要なゴム張力は確保出来ると考えられた。

なお運動場でズックをはいた人が1人で何kgf 迄引っ張ることが出来るか、数人で試験を行った。その結果1人当りの平均引張力は約30kgf 程度となり、ズックと地面との摩擦係数は、約 $\mu=0.45$ であることが判った。そして、片側115kgf の引張り力を出す為には、人間の出力率を50%とすれば、片側7～8人で引く必要があることも判った。

(7) 主翼形状に関する風洞試験研究

NIAS G-1の主翼を改造設計するに際しては、PUFFINの翼の翼幅を伸ばして翼面荷重を出来るだけ小さくすると共に、翼端の誘導抗力を減少させるために翼端を下折れ翼とした翼を設計・製作した。そしてその効果を確認するために、その模型翼と従来の形状の普通翼の模型を製作し、本学の吹出し風洞で比較試験を行った。加えて模型翼の試験に於けるレイノルズ数の差

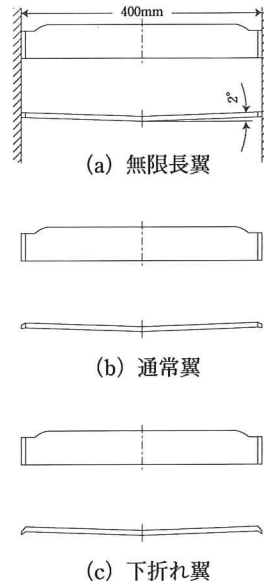


図17 風洞試験翼の形状

による空力特性の差も調査、研究した。

1) 風洞試験用翼模型の設計製作

翼本体に、3種類の翼端部を作ってこれを着脱して、図17に示すように ①無限長翼 ②通常翼 ③下折れ翼 の3種類の風洞試験翼を製作した。

2) 試験方法および試験結果

上記模型翼を風洞試験し、その差を検討した。風洞に模型翼を取付ける方法としては、通常翼および下折れ翼が有限長翼なので翼端板に直接取付ける訳に行かず、図18に示す様な方法を採用した。

まず無限長翼について、平均流速および翼端板支持棒の数を覚えて試験を行った。その結果を図19に示す。ここに揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D

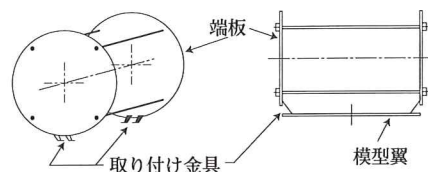


図18 有限長翼の端板取付法

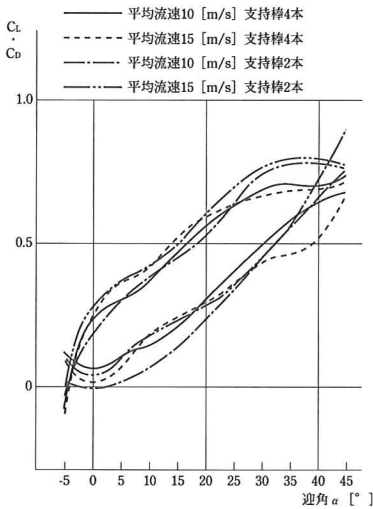


図19 無限長翼の試験結果比較

表2 レイノルズ数の計算

	相対速度 V[m/s]	翼弦長 x[m]	動粘係数 ν [m ² /s]	レイノルズ数 Re
実際のグライダー	100	1.54	14.5	2.93×10^6
主翼模型	10	0.056	$\times 10^{-6}$	3.85×10^4

などは以下の式で示される。

$$C_L = L / [(1/2)\rho V^2 A], \quad C_D = D / [(1/2)\rho V^2 A]$$

ここに、L=揚力、D=抗力、 ρ =空気密度、V=平均流速、A=翼面積である。

この結果を見ると、一般の翼と違って失速点が明確でなく、また揚力係数も低く、ばらつきもやや大きい。これ等の原因は、模型が小さく、表2に示すようにレイノルズ数が小さくなり過ぎたためであろうと推定される。図20はNACA23012翼形の最大揚力係数(C_{Lmax})曲線から、実際のグライダーのレイノルズ数と模型翼のレイノルズ数を基に最大揚力係数を推定した曲線を示している。実際のレイノルズ数では最大揚力係数もかなり向上する事が期待される。次に有限長翼として、通常翼と下折れ翼について試験を行った。その結果を図21に示す。図19と図21とを比べると、無限長翼と有限長翼の通常翼について、V=10m/sに於ける抗力係数 C_D

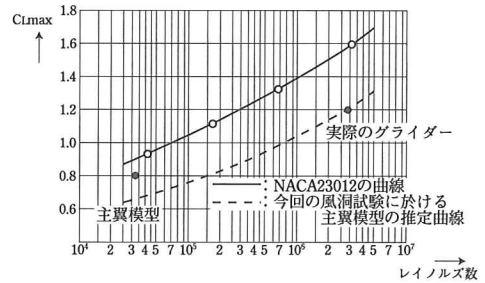


図20 レイノルズ数による C_{Lmax} の変化

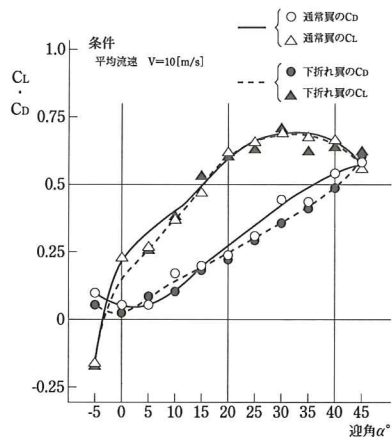


図21 通常翼と下折れ翼の試験結果

は、通常問題になる迎角 $0^\circ \sim 20^\circ$ の範囲で理屈通りに誘導抗力の発生のために通常翼の C_D が少し増大していることが判る。図21で通常翼と下折れ翼とを比較すると、 C_D の値は全体的に下折れ翼が少し下回っており、翼端を下に折れ曲げたために翼端部による誘導抗力が減少したためと推定される。然しその値はレイノルズ数が小さいために、あまり大きくは出ていない。 C_L については両者殆ど差が現れなかった。

以上に述べたこと以外にも、新製する処は入念に材料、強度、飛行に対する安全性などを検討し、設計した。こうして出来上った NIAS G-1 グライダーの3面図を図22に示す。

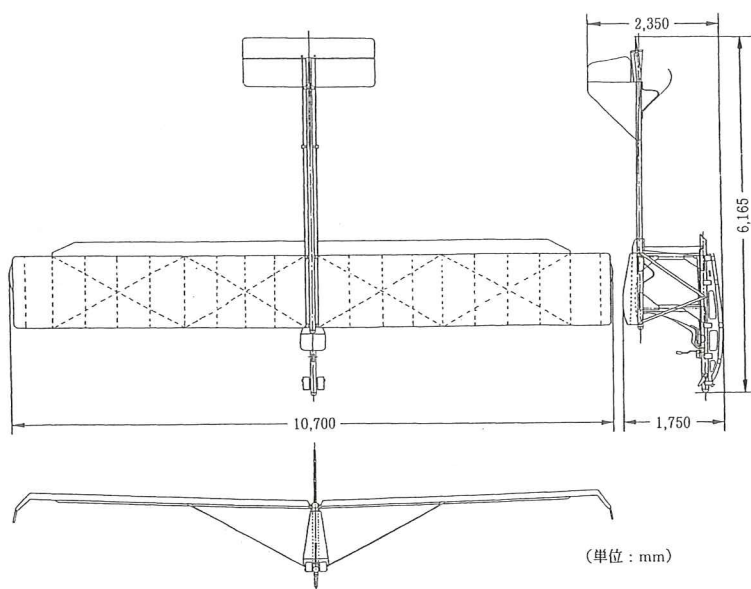


図22 NIAS G-1 グライダー三面図

5. 製 作

機体の製作に当っては、主に下記の様な部分を新たに設計して製作し、また全体組立てはメーカー説明書を参考にしながら、慎重に作業を行った。日程に就いては、事前に設計から製作完成まで詳細な工程表を作って日程管理を行いながら進めたので、完成の遅れはわずかで収まった。

(1) 胴体の製作

PUFFINの胴体は低翼1本胴であったが、NIAS G-1は高翼にしたために上下2本胴となり、大幅な設計変更となった。上下2本の胴体を前後2本のパイロンで結合する構造としたが、充分の強度と剛性を持たせ、かつ振れなく正確に胴体を組み着けるため、補強3角板と胴体、パイロンへのポップリベット用孔穿けは正確を期し、頑丈にポップリベット付けを行った。また、ストラットを翼上から翼下に移したため、下部胴体にその支持金具を取り着ける構造とした。

(2) スキッドの製作

木製スキッドは、着陸時に相当大きな衝撃荷重がかかるので充分の厚さを持った頑丈なものとした。ただし重量を軽減するために、強度不足にならない範囲で3ヶ所を切り抜いた。木製スキッドの下には、ステンレス板で作った接地スキッドを緩衝用となるゴムブロックをはさんで取りつけた。胴体と木製スキッドを固定する取付具と、木製スキッドとゴムブロックを固定する金具は2mm厚さのアルミ板で製作し、ポップリベットおよび貫通ボルトで締結した。スキッド部の製作中の写真を図23に示す。

(3) 主翼の製作

主翼翼幅を延長するために、その基になる主翼



図23 スキッド（そり）部の製作

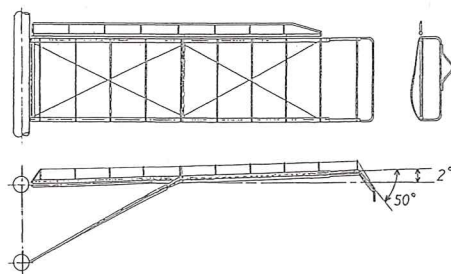


図24 主翼骨組み構造

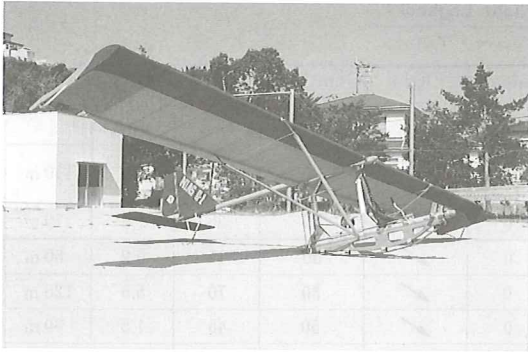


図25 NIAS G-1 グライダーの写真

前縁桁、後縁桁($\phi 60\text{mm}$ アルミパイプ)に $\phi 40\text{mm}$ アルミパイプをそれぞれ250mmずつ差込み、ポップリベット 4 本ずつで固定した。またワイヤーを対角線に取りつけて、翼の前後方向剛性を向上させた。延長した翼の先端に、 $\phi 20\text{mm}$ 、角度 50° の下折れ翼端部分を $\phi 40\text{mm}$ アルミパイプに差し込んで固定した。主翼延長部の表皮は、熱を加えると縮む特殊な化繊布を使用し、骨組に合わせた袋状の翼布を作ってアイロンを当てて張った。主翼の骨組みを図24に示す。

(4) 操縦装置リンク系の製作

PUFFIN では操縦レバーからエレベーターホーン、エルロンホーンへの結合はアルミパイプのプッシュ・プル方式で結合されていたが、NIAS G-1 では上翼にしたため一部方式を変え、エレベーターはプーリーを介してワイヤコントロール

方式に、エルロンはベルクランクとロッドを追加して同じ方式で纏めた。ラダーのコントロールはPUFFIN と同じワイヤコントロール方式としたが、2 段の胴体なので、下部胴体から上部胴体にワイヤの向きを変えるために、途中にプーリーを追加した。

(5) 総合組立て

上記の他、スキッドの前端にゴム索を引っ掛けてフックを設計製作して付けたり、パイロット用シートや尾そりを組み付け、最後に操縦リンク、ワイヤの取付け調整を行って製作を完了した。完成した NIAS G-1 の写真を図25に示す。

6. 飛行

完成後本学グラウンドで試験飛行を行った。最初地上滑走から始めて、次にジャンプ程度を繰り返して、あと高度 4 m 位迄上昇した。その時の飛行状況を図26および図27に示す。この試験飛行でグラウンドの広さ、飛行安定性、操縦性、ゴム索の具合など、殆ど問題なく良好に飛行することが確認出来た。図28にフライトログブックの 1 部を、図29に飛行データの 1 部を纏めたものを示す。この間、風速が低いと60歩以上引かないとなかなか宙に浮きづらいこと、パイロットの体重が80kgfを超えると、これもなかなか離陸がむづかしいことなどが分かった。

なお本機はストラット付け根の金具が着陸時に



図26 高度 3 m で飛行中の NIAS G-1



図27 着陸態勢に入った NIAS G-1

NIAS G-1 飛行記録 (Flight Logbook)

平成4年度 恒屋卒研室 シュー・アンジュ

No.	Date	Time	Weather	Wind Direction	Wind Speed (m/s)	Pilot	Pilot's Weight (kg)	Balance Weight (kg)	Flight Direction	Gum Cord Pull (Step)	Flying Distance (m)	Flying Height (m)	Remarks
55	10/17	8:25	晴	SE	1	恒屋教授	70	0		60	55	4.0	110 m
56	10/22	13:00	晴	SE	2	恒屋教授	70	0		60	35	1.5	70 m
57	10/22	13:08	晴	S	2	奥村	55	0		50	15	0.2	50 m
58	10/22	13:13	晴	S	3	柴田	60	0		50	70	5.5	120 m
59	10/22	13:18	晴	SE	3	榎本	62	0		50	45	1.5	80 m
60	10/22	13:24	晴	SE	3	一木	68	0		50	35	1.0	70 m
61	10/22	13:29	晴	S	2	井上	80	0		50	45	2.0	85 m
62	10/22	13:50	くもり	SE	2	西川	72	0		50	75	1.5	120 m
63	10/22	13:55	くもり	SE	2	浜中	73	0		50	45	2.0	85 m

(Remarks の数値は発進～静止までの全距離を示す。)

図28 フライト・ログブックの一部

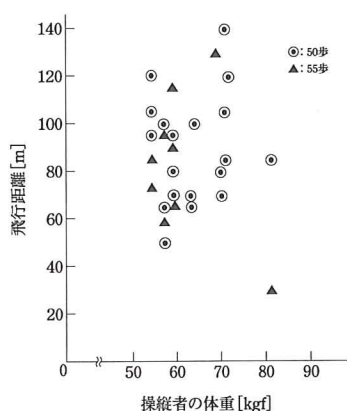


図29 引張り歩数と飛行距離の関係

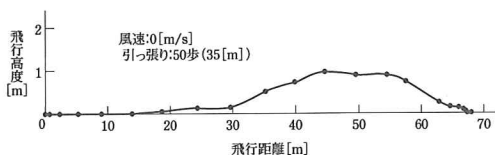


図30 NIAS G-1 飛行軌跡の1例

100m程地面に線を引き、これを飛行ラインとした。そしてこのライン50mの地点より直角方向に50m離れた地点にビデオカメラを設置した。別に長さ約1.7mの棒を20数本準備し、これに赤白交互に30cm毎に着色した。そしてこの棒を出発点より飛行ライン上に5m間隔で学生が地上に立てて持ち、それを出発点よりパノラミングして着陸地点迄ビデオカメラを回して撮影し、これを解析用の距離～高度スケールとした。

次にグライダーを実際に発進させて飛行ライン上を飛ばし、これを上記と同じ位置よりビデオで撮影したあと、ビデオ画面上で前に撮影した解析用スケール(OHPフィルムに書き取ったもの)を重ねて、飛行距離と高度を時間と共に読み取り、飛行速度も併せて算出した。

この様にして、それぞれの飛行について飛行距離、高度、速度をグラフに書き、その後の飛行の参考にした。図30に飛行軌跡の1例を示す。

7. 飛行解析

(1) 飛行軌跡の実測

グラウンドで実際に NIAS G-1 を飛行させ、その状況をビデオで撮影して解析し、どういう飛び方をしているのかを把握し研究した。

グライダーの出発点より進行方向に向かって約

破損し、その後鳥人間グライダーの製作飛行に力を注ぐことになったため、その後は残念ながら格納庫で出番を待っている状態である。

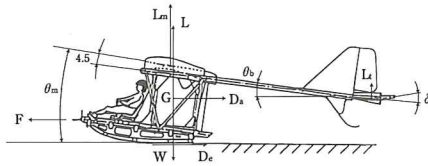


図31 グライダーに作用する力

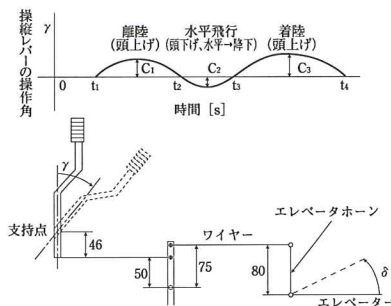


図32 操縦レバーの操作図とエレベーター運動図

(2) 飛行理論式の作成と計算

グライダーに作用する総ての力を図31に示すように考え、地上滑走から離陸、飛行、着陸迄の運動を数式化してプログラムを組み、コンピューターで微小時間 Δt 毎の計算を逐次繰り返してグライダーの飛行運動を計算した。図中の W は全備重量、 D_a は全機の空気による抗力、 D_o は地上滑走中の地面による抗力、 L は全揚力（主翼風圧中心に働く揚力 L_m と尾翼エレベーターによる揚力 L_{ti} を加えたもの）、 F はゴム索に依る牽引力を示している。また δ はエレベーター操作角で、図32に示すような操縦レバー操作角を想定し、操縦装置運動図によってその操作角を求めた。

尚運動方程式は、次のように求めた。

1) 進行方向（胴体基準線方向）に対して、

$$\text{加速度 } a_i = \frac{F - D}{m} = \frac{g(F_{i-1} - D_{i-1})}{W}$$

$$\text{速度 } V_i = a_i \cdot \Delta t + V_{i-1}$$

$$\text{距離 } X_i = V_i \cdot \Delta t + X_{i-1}$$

2) 上下方向（胴体基準線に垂直方向）に対して、

上向き力 $P = L - W \leq 0$ の間は高度 $Y = 0$,

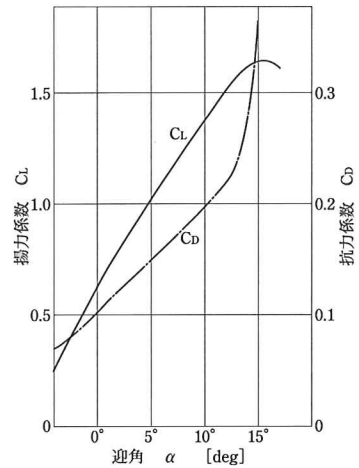


図33 主翼の揚力係数と抗力係数線図

上向き力 $P > 0$ となると離陸し始め、上向きの加速度 β_i が生じる。

$$\text{加速度 } \beta_i = \frac{g \cdot P}{W}$$

$$\text{上昇速度 } U_i = \beta_i \cdot \Delta t + U_{i-1}$$

$$\text{高度 } Y_i = U_i \cdot \Delta t + Y_{i-1}$$

3) グライダー進行方向速度は、

$$W_i = \sqrt{V_i^2 + U_i^2}$$

4) 頭上げ角

迎角の変化は進行方向と、胴体の基準線の方向すなわち頭上げ（あるいは下げ）角度によって決まる。ここに頭上げ角度は、エレベーターの操作により尾翼に揚力 L_{ti} が働き、機体の重心回りに頭上げモーメント M_i が働くために生じるもので、

$$M_i = L_{ti} \cdot \ell = I_p \cdot \ddot{\phi}_i \quad \therefore \ddot{\phi}_i = \frac{M_i}{I_p}$$

ここで、 ϕ_i は胴体の頭上げ角度、 $I_p = \sum d_m \cdot r^2$ 、ただし d_m は微小質量、 r は重心からその質量迄の距離として、グライダー部品を分解して計算しその合計として求めた。また ℓ は重心から水平尾翼の風圧中心迄の距離で、 L_{ti} はエレベーターを角度 δ だけ操作した場合、尾翼の前縁とエレベーターの後縁を結んだ1枚の傾斜した板として扱い、その揚力係数を基

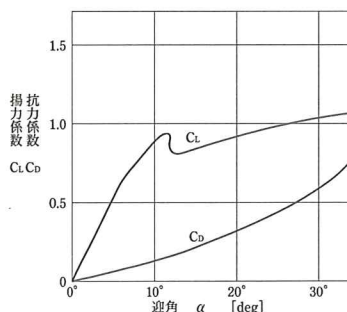


図34 水平尾翼の揚力係数と抗力係数線図

として計算した。(なお、頭上げ時の水平尾翼スタビライザーの垂直方向抗力は、計算を簡略化するために、小さいと考えて計算よりはぶいた。) そうすれば、先に述べた式より、

$$\dot{\phi}_i = \dot{\phi}_i \cdot \Delta t + \dot{\phi}_{i-1}$$

$$\phi_i = \dot{\phi}_i \cdot \Delta t + \phi_{i-1} \quad \therefore \Delta \phi_i = \dot{\phi}_i \cdot \Delta t$$

したがって主翼迎角 θ_m 、尾翼迎角 θ_b は、 Δt 時間の間に $\Delta \phi_i$ だけ増加することになる。

5) 主翼および尾翼の揚力係数、抗力係数は図33および図34に示すグラフより読み取って計算に用いた。

以上の計算を行う初期条件、その他の条件として、

- グライダーの地上接地時の主翼迎角 = 9°
- 離陸滑走時のスキッドと地面との摩擦係数 = 0.03 (ベニア板上)
- パイロットの体重 = 80 kgf
- ゴム策の引っ張り歩数 = 50 歩 (35 m)
- 大気風速 = 0 m/s
- 着地後の摩擦係数 = 0.48

とした。この計算の結果の1例を計算対象とした実測結果と比較して、図35に示す。この計算例に使用した操縦レバーの操作角度図を図36に示している。

実測と計算の飛行軌跡は、かなり良く似ていると思われるが、所詮は操縦レバーの操作を実測して計算した訳ではないので、あまり意味のある一致と言う訳には行かない。

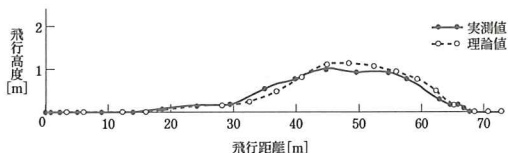


図35 飛行軌跡の実測値と理論値の比較

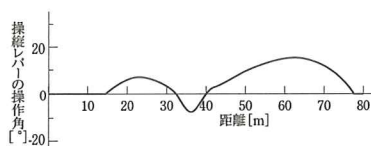


図36 操縦レバーの操作角度図

8. 結 言

- (1) この『初級グライダーを作って自分達で飛ぶ』という計画は、本学50周年記念事業の『工学部の学生らしい作品募集(第1回)』に応募し、採用されたことからスタートした。
- (2) グライダー作りは、学生、指導教員全員にとって初めてのことで、先ず資料、書物、グライダーの実状、実物の調査から始め、その基礎知識を得ると同時に、書物を見、また専門家に話を聞くなどして勉強しながら設計を進めた。そのベースにしたものは、工期が短かったこともあって、既に市販されている ULP (超軽量動力機) PUFFIN を選び、これを設計変更してグライダーとした。
- (3) 設計、製作、完成後の飛行の間に、それに関連した、市販ポップリベットの強度確認試験、牽引用ゴム索の引っ張り試験、飛行軌跡の計測解析、飛行のシミュレーション計算、翼形状の風洞試験などの試験研究を行い、一応の結果を得た。
- (4) グライダー NIAS G-1 の飛行は、安定性、操縦性も良く、また比較的狭いグラウンドでの飛行も大きな不具合はなく行うことが出来て、最初の計画通り製作を完成させることが出来た。

(5) 今回実施した『ものづくり』研究は、学生諸君が実際の『もの』の製作を通じて多くのことを具体的に学べるので、教育上大変有効かつ有意義であることが確認出来た。

謝 辞

このものづくり研究を実施するに当り、グライダーのことに就いて多くのことを御教示あるいはアドバイス戴いた、諏訪市グライダー協会の増澤三平副会長、藤原綱夫副会長、日本航空協会の佐藤一郎参事、日本航空機開発協会の藤田伸之室長、山陽鉄工(株)の石井潤治専務取締役(いずれも当時)の各位、その他色々とお世話になった方々に対し、厚く御礼申し上げます。また、この研究を可能とし、ものづくり教育の起爆剤となった『工学部の学生らしい作品募集』を企画、実施された学校当局の先見性に深く敬意を表します。更に、色々とお協力戴いた学内の教職員の方々および研究に熱心に励んでくれた2年次に亘る卒研生の諸君達(名前は参考文献中、卒業研究論文の処に表示)に心からの謝意を表します。

参考文献

- 1) Paul H. Blanchard: 滑空入門, 日本航空協会 (1990)
- 2) 山陽鉄工(株): PUFFIN LT 型飛行規程, 主要諸元性能表, 組立手順表
- 3) L. パズニー著, LIGHT AIRPLANE DESIGN, 日本航空技術協会
- 4) 亘理宣夫著: 航空力学 I, 日本航空整備協会 (1979)
- 5) 牧野光雄著: 流体抵抗と流線型, 産業図書 (1991)
- 6) 牧野光雄著: 航空力学の基礎, 産業図書 (1980)
- 7) 日本航空技術協会: 航空工学入門, 航空工学講座20 (1976)
- 8) IRA H. ABBOTT ALBERT, E. VON DOENHOFF: Theory of Wing Sections, Dover Publications, Inc. (1958)
- 9) 藤本武助著: 流体力学, 養賢堂 (1955)
- 10) 日本航空技術協会: 航空工学入門
- 11) 川上裕之著: 日本昭和航空史 日本のグライダー 1930~1945, モデルアート社 (1998)
- 12) 恒屋礼二郎: 長崎総合科学大学型 初級グライダーの製作, 航空技術 1993年2月号, 日本航空技術協会
- 13) 平成4年度卒業論文: 初級グライダーの設計製作及び飛行, 一木広, 井上瑞久, 榎本明浩, 柴田盛樹, 西川憲史, 原泰一
- 14) 平成4年度卒業論文: 初級グライダー翼の設計製作及び風洞試験研究, 奥村剛, 濱田忠男, 古川勝敏
- 15) 平成5年度卒業論文: 初級グライダーの設計計算及び飛行の研究, 石田和利, 老田真理子, 押田波奈, 川根委三, 橋口陽一, 波多洋史