

鳥人間コンテストグライダーの設計・製作・飛行の研究

恒屋礼二郎*・堤 満康**・仲尾晋一郎***

Research on the Design, Manufacture and Flight
of Gliders for the Birdman Rallies

TSUNEYA Reijiro, TSUTSUMI Mitsuyasu and NAKAO Shinichiro

Based on the studying and manufacturing of the NIAS G-1 glider reported in the former paper, the NIAS G-3 to G-5 gliders were newly designed and manufactured by the students, then the G-5 glider participated in the 22nd Birdman Rally Contest.

Before designing these gliders, a few kinds of studies were carried out such as comparative flight tests of the delta wing typed, swept wing typed and ordinary wing typed gliders as well as wind tunnel tests of some kinds of wing sections.

This paper deals with the details of the studies mentioned above and reports the results of the Birdman Rally Contest.

1. 緒 言

先にグライダーものづくり報告の前編として、『NIAS G-1 初級グライダーの設計・製作・飛行の研究』を報告した。この NIAS G-1 グライダーは、その後もキャンパス・グラウンドで折々学生諸君が操縦訓練で飛行したが、そうする中に、その経験を基に新しいグライダーを作って鳥人間コンテストに出場しよう、という声が上がって来た。

そこで鳥人間コンテストについて調べたり、出場の可能性を探ったりした結果行けそうだと言うことになり、それでは、と挑戦することになった。そして(1)如何なる形式のグライダーを作るか。(2)その形で設計し製作する。(3)引き続き試験飛行を行

い、必要な改造を施して出場。という3年計画で進めることにした。

幸に学内で『工学部にふさわしい作品募集』が毎年行われるので、これに乗かって直ちに行動を起こし、研究を開始した。そして卒業研究生諸君の努力が実り、ほぼ計画通りに(台風のため1度大会が中止になったので、4年目に)出場して飛行し、77mを飛んで28機中12位の成績を収めることが出来た。

その後も2年間に亘り、新しいグライダーを設計し、飛行成績の向上を目指して出場申請を行っているが、その後は残念ながら設計審査に洩れ、出場出来ていない。然し卒研生諸君は、毎年実物のグライダーを設計して作るという、なかなか得難い経験と成果を身に着けて巣立って行ってくれ

* 工学部機械工学科教授

** 工学部機械工学科助教授

*** 工学部機械工学科助手

2001年2月26日受付

ている。

この報告は前編に引続いて、NIAS G-5 グライダーで鳥人間コンテストに出場するに至る経緯と研究内容を中心に、卒研生諸君が懸命に取り組んで遂行してくれた彼等の卒業研究の中から要点を纏めて、『グライダーものづくり報告』の後編として報告するものである。

2. 鳥人間コンテストについて

鳥人間コンテストは読売テレビ放送(株)が主催し、毎年夏に滋賀県彦根市(琵琶湖東岸)で開催されているコンテストで、滑空機および人力プロペラ機(別にチャレンジ部門としてユニークさを競うものもある。)が高さ10mのプラットフォームから湖水面に向かって発進し、その飛行距離を争うものである。

第1回目は1977年(昭和52年)に開催され、前回(2000年)は第24回であった。(但し第21回は台風のため全面中止となった。)

この中の滑空機部門コンテストについて見ると、まず機体に対する制限としては、寸法、重量などは自由であるが、自作機であること、浮昇を補助するものや動力源は使用禁止、飛び立ったあと車輪などを落とすのは駄目、パイロット以外の第3者による無線などの遠隔操縦は禁止、などの制限がある。

出場希望者はまず設計図面や説明資料の審査を受ける。大体に於て約100~110機の申請があり、

その中から25~28機位が出場することになる。したがって競争率は4機に1機位で、更に出場機には常連組が半数近くあるので、新入りの入選は大変きびしいものになる。『話題性』が選定基準の一つにある様で、中には飛び出したらすぐ翼が折れて墜落する様なものもパスするので、更に入選が難しくなる。その内で安全設計に対する審査は特にきびしく行われる。

コンテストは、台風で中止になって以降は2日間に亘って行われる様になった。大きなグライダーを分解してトラックで彦根迄運び、現地で組み立て、飛行し、水につかって少し壊れた機体を又トラックで持ち帰らねばならない。少なくとも10名以上が、行き帰りを含めて4日間程度アテンドしなければならず、大変な仕事であるが、『空を飛ぶ』ことに夢中になった人達にとっては、そんなことは問題にはならない。図1に現地でグライダーを組み立てている学生達を、図2に10m高さのプラットフォームと、その上で発進の許可を待つグライダーの写真を示す。(いずれも NIAS G-5 グライダーである。)

又、コンテスト滑空機部門の初めの頃と最近の優勝機の飛行距離を表1に示している。本学のG-5 グライダーの成績もその下に記載している。年を追う毎に飛行距離が顕著に伸びているのが判る。初めの頃はハンググライダータイプであり、その後はコクピットを持つアスペクト比の大きいグライダーになったが、その効果が良く見て取れる。



図1 分解して運んだグライダーを組み立てる。

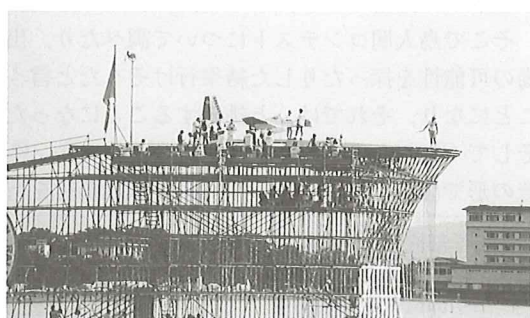


図2 プラットフォーム上で発進を待つグライダー

表1 滑空機部門優勝機の飛行距離

回数	西暦年	所属会名	パイロット職業	飛行距離(m)
第1回	1977	東京ハンググライダークラブ	会 社 員	82.44
2	1978	ニューウイングス	エ ン ジ ニ ア	79.78
3	1979	日本自作航空機連盟	会 社 員	88.53
4	1980	日大駿河台航空研究会	学 生	101.60
5	1981	車山ハンググライディング	ハ ン グ 教 師	95.83
6	1982	日本航空研究会	学 生	144.0
7	1983	日本フライングクラブ	会 社 員	162.62
8	1984		会 社 員	163.03
20	1996	TOA 鳥人間の会	会 社 員	300.36
21	1997	(台風のため中止)		
22	1998	チームハマハマ	会 社 員	364.08
23	1999	みたか+もばら アドベンチャーグループ	自 営 業	345.92
24	2000	夜鳥の会	会 社 員	256.53
22	1998	長崎総合科学大学	学 生	77.00*

*12位

3. 鳥人間コンテストに向けての予備研究

先ず鳥人間コンテストに出場するためには、如何なる形式のグライダーにすべきかの研究が必要である。鳥人間コンテストは先述の通り、設計審査の段階で約3/4が不合格となるので、平凡な形では入選しないであろうと考えられた。従って少し変わった形のものを検討し、可能性があればその形式を選定して、それに関して必要な研究を行いながら実機の設計製作に入ることにした。そして変わった形としてデルタ翼機と無尾翼機を考え、その模型を作って風洞で性能比較試験を実施した。その結果デルタ翼機が良いと判ったので、引続いて1/2スケールのデルタ翼機の模型を作り、飛行試験を実施した。しかし飛行安定性が充分でなく、重心の位置と縦安定性にもっと研究が必要ながことが判明した。従って引き続き小形のデルタ翼と、尾翼を持つ通常翼のグライダーの模型を作って2機を飛行させ、その優劣を調べた結果、通常翼機の方が滑空比も大きく、飛行も安定して

いることが明らかとなった。従って、この結果から、出場し易い機体を狙うより、やはり良く飛ぶ機体を選ぶべきだと判断して、出場機は尾翼を持った通常の形のグライダーを作ることにした。

尚、これに併せて、低速のグライダーにマッチする低レイノルズ数域で良好な性能を持つ翼型を探すために、翼型風洞試験を実施し、更に翼端形状の風洞試験も行った。

以下にこの様にして実施した予備研究の中から、主なるものを選んで、そのあらましを報告する。

(1) デルタ翼機と無尾翼機の風洞試験

デルタ翼機は胴体の抵抗を無くすることが出来るので、全体の抵抗を減らすことが出来、更に迎角が大きくなった時でも失速を起こしにくい特性があるので、縦安定性が悪い、尾翼を持たない機体の中では有利である。

無尾翼機は、デルタ翼機と比べてアスペクト比を大きくすることが出来、誘導抗力を減少させることが可能で、その点で有利である。ただし翼形や後退角を上手に選ばないと縦安定性が悪くなり、うまく飛行出来ない。

この両機体の優劣を判定するために、先ずそれらの模型を作り、風洞試験を行って機体の特性を調べることにした。デルタ翼の翼型については『飛行機設計論』¹⁾を参照し、揚力係数が1.0付近で空力特性が安定しているNACA4418を採用した。アスペクト比については3.5~4.5の範囲として設計を進めた。又無尾翼機の翼型については、日本大学の翼型に近いNACA65₃-618を使用し、機体については『模型航空』誌²⁾に掲載されているレーンケンベ型無尾翼機を参考にして設計した。

尚、風洞模型のデルタ翼機、無尾翼機は、本学風洞で実験可能なサイズとするために、それぞれ実物の1/20, 1/40とした。それらの模型の図面を図3に示す。

風洞は開放型吹出し風洞を用い、模型を支持棒に取り付けて実験した。風速8.2m/sで、迎角を変化して揚力、抗力を計測し、検討時にはレイノルズ数を補正した値で比較した。グライダーの最

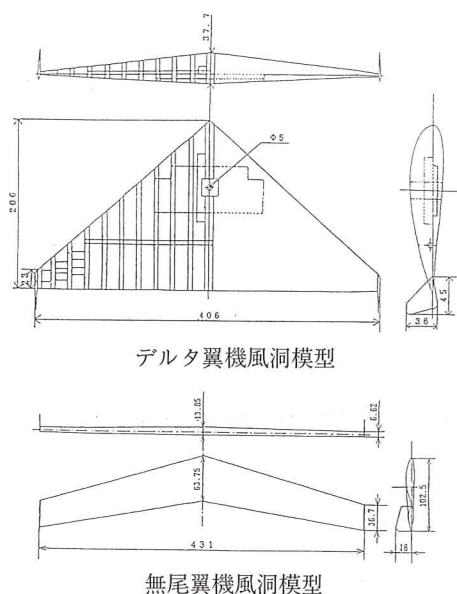


図3 デルタ翼機および無尾翼機の風洞模型

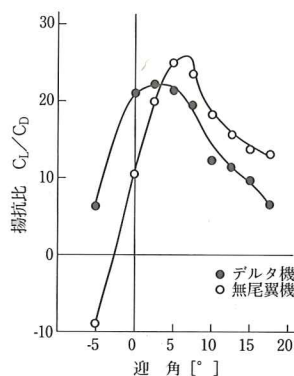


図4 模型機の揚抗比比較図

大滑空距離は揚抗比と密接な関係にあり、揚抗比が増加すると滑空距離も増加する。風洞実験結果をレイノルズ数で補正し、揚抗比と迎角の関係図を描いて図4に示す。この図を見ると、最大揚抗比は無尾翼機の方が少し大きい、デルタ翼機の方が迎角の違いによる揚抗比の変化が少なく、安定した飛行が得易いと考えられたことと、工作性、運搬性などを総合的に判断して、デルタ翼機の方を第1候補とすることにした。

(2) 1/2スケール・デルタ翼機的设计製作および飛行試験

コンテストでは発進時に、基本的にはパイロットが1人で機体を支えることになっている。(その他に翼端、後端に計3人の補助は許される。)従ってコクピットを翼内部に設けることにすれば、最大翼厚は800mm以上必要となる。そうするとNACA4418翼型では最大翼弦長が4.5mとなる。アスペクト比は資料を参照して3.6とし、又翼端部分はウイングレット(垂直尾翼兼用)の取付けのため翼弦長を0.5mとしたので、翼幅は9.0m、翼面積は22.5 m^2 となった。

これらの値を実機の主要目とし、その1/2スケール模型機を設計製作した。機体の基本構造は、スパーをアルミ合金パイプ製として前後に2本通し、ねじれを防ぐためにそれをつなぐ斜め桁を左右に入れた。そして運搬可能のようにそれらを5分割とし、軽量化のために分割点から翼端にかけてのスパーパイプ径を細くした。前スパー翼根部に於ける曲げ応力は、揚力分布を直線と仮定して計算した結果18.4 kgf/mm^2 となり、安全率は1.66となった。各部の曲げ応力と安全率も同様に計算し、いずれも十分安全であることを確認した。スパー以外の主な部品の材料は、入手加工のし易さや軽量化のことを考慮して発泡スチロールとし、表面には模型飛行機の製作によく用いられるポリエチレンフィルムを使用した。こうして完成した1/2スケール模型機の写真を図5に示す。

模型機の完成後、キャンパス・グラウンドで試験飛行を行った。翼後部左右に取り付けた固定トリムタブを調整しながら、地上1.5mから数人で

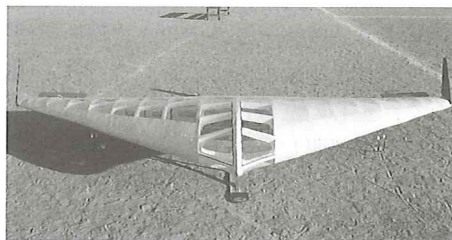


図5 完成した1/2スケールデルタ翼機

手投げしてグライダーを発進させ飛行させた。更に着陸装置に取り付けたロープを学生が引っ張り、グライダー自身の揚力で機体を浮揚させる方法でも試験した。その結果全体的に飛行時に機体は頭上げになる傾向が見られ、縦安定性がやや不足している様であった。その原因は、風圧中心（揚力の中心）が設計時の想定位置よりかなり前にあったためと、縦安定性に対する翼型の検討不足があったためではないかと思われる。ちなみに本機の総重量は11.0kgf、重心位置は機体先端より1,495mmであった。尚、飛行経路をビデオ解析した結果を図6に示す。台上（1.5m）より発進2ケース、地上より発進2ケースの例であるが、飛行が不安定であることが見て取れる。

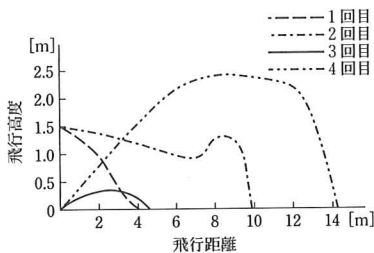


図6 デルタ翼機の飛行経路

(3) デルタ翼機と通常翼機の小型模型飛行試験

前に1/2スケール・デルタ翼グライダーを製作して飛行させたが、縦安定性の確保にかなりのむつかしさが認められ、自信をもってデルタ翼を実機に採用する処迄は行かなかった。そのために、再度デルタ翼機および通常翼機の1/10スケール模型を設計製作し、性能比較の飛行試験を行って、特に滑空比、縦安定、直進性などから最終機体の形式を決めることにした。設計製作したそれらの機体の三面図を図7に示す。デルタ翼機の翼型には、縦安定性を増すために後縁に逆キャンバーを採用し、両翼端にはウイングレットを取り付けた。又、通常翼機は地面効果を利用して飛行距離を伸ばすために低翼式にした。

これらの模形グライダーを用いて行った飛行試

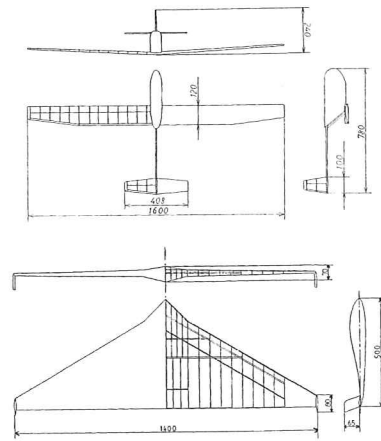


図7 通常翼(上)、デルタ翼(下)模型グライダー三面図

験の結果は、滑空比はデルタ翼機で最大5.19、平均3.74、通常翼機で最大7.84、平均4.52となった。縦安定性は通常翼機が良好であり、直進性は通常翼機が多少横振れしたが、これは製作の精度の問題と思われた。

以上を検討した結果、やはり飛行の安定性、滑空比（飛行距離）、調整の容易さなどを重視した方が良いと考え、あまり特異な形でない普通の形をした通常翼機を出場機として採用することに決定した。

その筋では有名な、バズマニー氏著作の『軽飛行機の設計法』³⁾に、『アマチュアの設計家がデルタ翼機や無尾翼機を設計しようなどと野心をおこすことは、生命の危険をとまなうばかげたことである。』とあるが、著者らや卒研生達も、色々の研究で回り道はしたけれども、同じ結論に到達して良かったと考えている。

(4) グライダー用低レイノルズ数翼型の研究

本研究では、低レイノルズ数に於て翼特性が良いと思われる翼型を4種類選択し、その翼型の模型を作って本学の風洞で試験を行い、低レイノルズ数に於けるグライダー翼にはどのような翼が適しているかを検討した。その風洞実験の対象として選んだ翼型を図8に示す。NACA翼型は低レイ

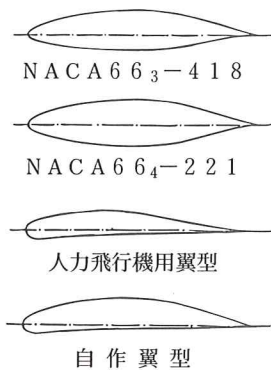


図8 風洞試験翼型

ノルズ数域で良好な性能を示すと思われるものを選び、又人力飛行機用翼型は、『飛ぶーそのしくみと流体力学』⁴⁾より採ったもので、翼上面の湾曲を大きくして揚力を強調するように開発された翼型であり、実際の人力飛行機に使用されているので選択した。自作翼は高い揚力を持たせ、抗力を小さくすることを目標に卒研生が考えて作った翼型で、前縁半径、翼厚を大きくし、抗力を小さく押さえることが出来る人力飛行機用翼型を参考にして描いた。即ち前縁半径の小さい翼形では迎角が小さい時には抗力は小さいが、迎角が大きくなると剥離が生じて抗力の急増を招くという傾向を防止することと、翼厚が大きいと迎角が小さい時

には抗力がやや大きい、迎角が大きくなっても剥離が起きにくく、大きな揚力が得易いという効果を狙ったものである。

これらの翼型模型を作成して、風洞で翼特性を試験し、その結果を比較検討した。実際のグライダーでは飛行速度 8 m/s としてレイノルズ数 $Re = 1.33 \times 10^6$ で飛ぶことになるが、風洞試験では最大 $Re = 1.27 \times 10^5$ 迄しか得られないので、3種類の風速で試験して Re 補正を行い、実際上の特性を推定することにした。図9に風洞試験の結果を示す。これらを見ると、最大揚抗比が13前後であり伸びていない。これは Re が低い試験（補正をする前の結果）であったことと、翼模型の表面がやや滑らかさ不足のために摩擦抗力が大きくなったことが原因と考えられる。詳細に見ると、NACA 翼は共にあまり揚力が伸びなかった。これに比して人力飛行機用翼は低 Re 数での翼形として一応の性能を得ることが出来た。自作翼は $Re = 1.27 \times 10^5$ に於ける最大揚抗比が、13.73と更に良い結果が得られ、大きい前縁半径とキャンバー、それに翼厚を大きくするという効果が実現されたと考えられる。低 Re 数に於けるグライダーの翼型としては最も良い性能を示している。

その翌年の卒業研究に於て、最終的に実用する翼型を決定するために、前年の試験結果で良好な性能を示した人力飛行機用翼型、自作翼型および

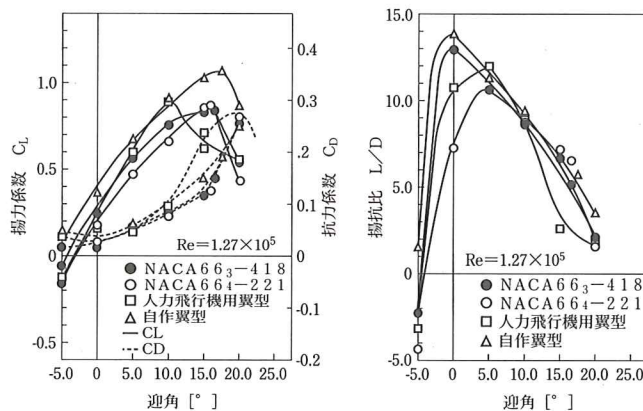


図9 翼型風洞試験結果

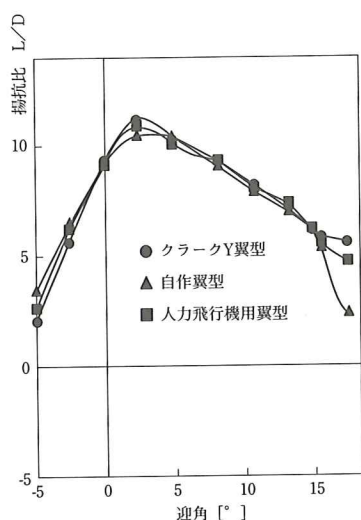


図10 揚抗比の比較図

従来良く使われて来たクラークY翼型の3種類について、更に風洞試験を行った。それらの試験結果の中から揚抗比の比較図を図10に示す。これを見ると、3つの翼型の間にそれ程の差はないが、わずかながらクラークY翼が良好な値を示しており、他の試験結果なども勘案して実物グライダーに使用する翼形はクラークY形とすることに決定した。

(5) 翼端形状による翼特性の改善の研究

飛行機やグライダーの主翼々端には、揚力を作る上下面の空気圧力差による翼端渦流が発生し、そのために誘導抗力が生じる。この誘導抗力を低減するためには、翼のアスペクト比を増大するのが有効であるが、その他に翼端にウイングレットと呼ばれる小さな折れ翼をつけたり、翼端タンクをつけたりすることが行われる。そこでこれらの形状の翼端について風洞試験を行い、その効果を調べる研究を行った。

試験する翼端形状については図11に示す(a)~(d)の4種類のものを作成し、翼端の影響が調べられる様に風洞に取り付けて実験を行った。その翼端支持方法は、両翼端が空気流れに入る様に図12に示す様な支持の仕方を採用した。この場合、両翼

端が相互干渉を起こさない間隔を持つ様に、予め図13の様に5種類の間隔で干渉を起こすか否かを試験して、干渉が生じない範囲で出来るだけ短い間隔を見出してから、実験を行った。その間隔は翼端板間隔の40%以上は必要ということが判明した。

こうして行った4種類の翼端形状の試験結果を基本翼（翼端の無い無限長翼）および通常翼（縦横比1.33の有限長翼）の試験結果と共に図14に示

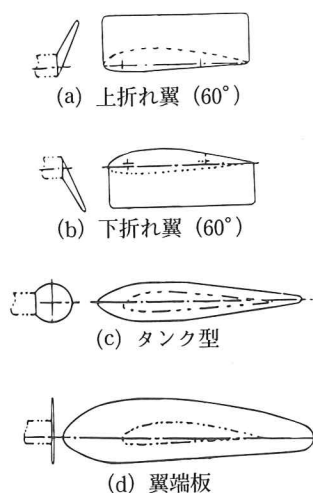


図11 翼端形状の種類

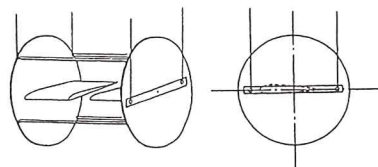


図12 端板での翼端支持方法

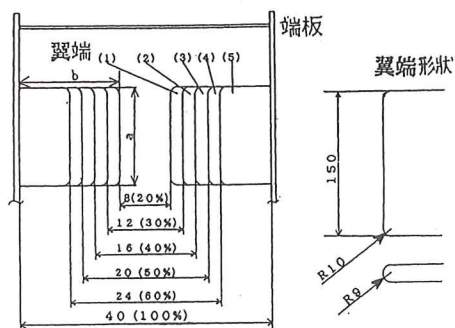


図13 翼端干渉試験翼寸法

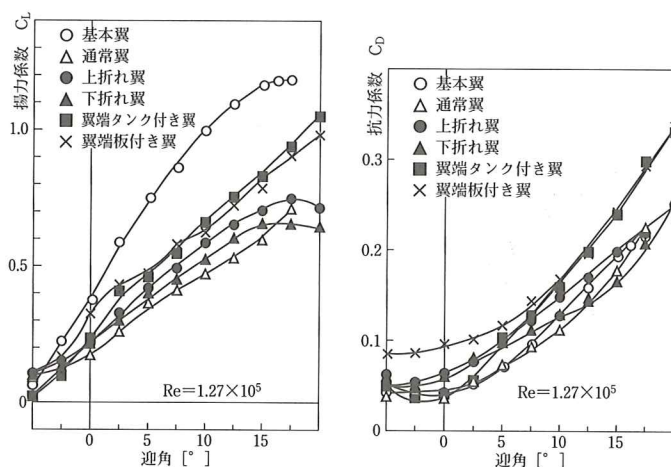


図14 翼端形状の比較試験結果

主要目表

項目	数値
全 長 (m)	6.225
全 高 (m)	1.950
翼 幅 (m)	15.97
平均翼弦 (m)	1.09
主翼面積 (m ²)	17.4
アスペクト比	14.7
機体重量 (kgf)	47.4

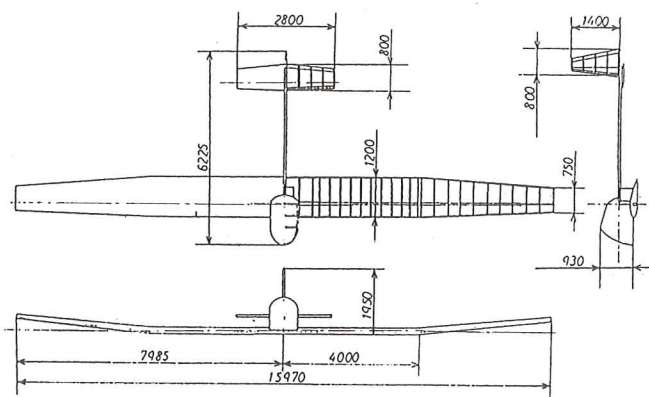


図15 NIAS G-3 グライダーの3面図と主要目表

す。

この結果から、迎角と揚力係数の関係では上折れ翼、下折れ翼、翼端タンク付き翼、翼端板付き翼の全部が通常翼よりも良好な特性を示したが、迎角と抗力係数の関係では4種類の翼端共に通常翼の抗力係数より大きくなって、翼端効果が見られなかった。翼端渦流減少のために吹下ろし速度が減り、そのため実質迎角が増大する影響などをもう少し深く分析することや、模型の精度をもっと上げて製作すべきことなど、未だ問題や研究不足の点が残っていると思われるので、今後更に詳しく研究を進めて行くことにした。

4. 実機的设计製作およびその研究について

今迄述べた予備研究を基に、先ず実機のNIAS G-3 グライダーを設計、製作した。その3面図と主要目表を図15に示す。ところが、試験飛行前に強い突風が真横から吹いて垂直尾翼スパーが根元ねじ孔部で折損し、予定していた飛行をするには至らなかった。卒研生にとっては期待していた飛行が出来ず落胆した処であるが、スパーの折損によって応力集中破壊という貴重な体験が出来たのだから、丸々無駄ではなかったと思われる。

主要目表

全 長	6.188	m
全 幅	15.070	m
全 高	1.950	m
主 翼 面 積	17.00	m ²
アスペクト比	13.36	
翼 型	クラーク Y (14%)	
機 体 重 量	49.50	kgf
全 備 重 量	99.50	kgf
翼 面 荷 重	5.85	kgf/m ²

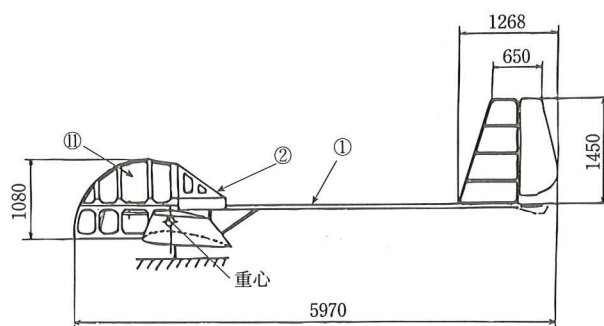


図16 NIAS G-4 グライダーの側面図と主要目表



図17 グラウンドで試験飛行中の G-4 グライダー

続いて破損した尾翼の設計を改め、併せてコクピットもスムーズな形状に作り替え、NIAS G-4 グライダーとして完成した。そしてキャンパス・グラウンドで試験飛行を行い、その解析などを実施した。その側面図と主要目表を図16に、キャン

パス・グラウンドで試験飛行兼慣熟操縦訓練中の同グライダーの写真を図17に示す。

又これと併行して、G-4 グライダーの『鳥人間コンテスト』への出場申請を行った。首尾良く入選するために、それ迄に実施して来た研究の報告書や、G-1 グライダーの会誌への投稿記事などを束ねて資料を作り、それを設計図面と共に同送した。そしたら、それが当たったのか一発で入選となり、いよいよ大会前日に G-4 グライダーを持って現地に出向いた。処が不運なことに丁度台風9号が現地を直撃し、大会は中止となって飛ぶことは出来なかった。但し、出場機は翌年も優先的に出場出来ることになった。

その翌年度、この G-4 グライダーに多少の改造を加え、NIAS G-5 グライダーとして完成、試

主要目表

全 長	6.188m
全 幅	15.000m
全 高	1.950m
主 翼 面 積	17.00m ²
アスペクト比	13.24
翼 型	クラーク Y
重 量(機体)	49.5kgf
重 量(全備)	99.5kgf
翼 面 荷 重	5.85 kgf/m ²

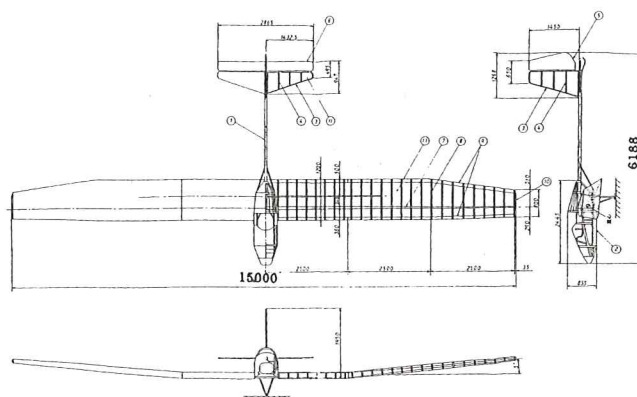


図18 NIAS G-5 グライダーの3面図と主要目表

験飛行の後コンテストに出場した。その三面図と主要目表を図18に示す。

これら G-3 ~ G-5 グライダーの設計、製作、研究については共通した部分も多いので、それらを総合し、いくつかの要点についてのみ以下に報告することにした。

(1) 基本寸法、目標重量および全体計画

1) 基本寸法と目標重量

グライダーの基本的寸法や性能関連寸法、重量などは、先ず従来出場して飛行実績のあるグライダーの諸元およびその飛行距離などを調べ、それを参考にして決定した。

図19に実績のある出場グライダーの全長や翼幅その他の値の調査結果から作成した関係図の主なものを示している。

尚グライダーを本学より琵琶湖迄運搬する必要があるため、近くの運送会社で使用可能な4トン積みコンテナトラックの寸法を調べ、それに入るような機体寸法或は主翼の分割寸法を決めた。

こうして、グライダーの目標値を全長5.8m、翼幅16m、重量33kgfと定めた。然し設計して行く中に、これらの値、特に重量などは大幅に増加してしまった。

2) 全体構造の設計方針

コンテストに出場するグライダーの基本構造をどうするか検討、研究を進め、その結果次の方針

で設計を行うことにした。

- 主翼、尾翼を持つ普通の形のグライダーとし、アスペクト比を適当に大きくすると共に重量を出来るだけ軽くして翼面荷重を低く抑さえ、滑空性能の向上を図る。
- 主翼は低翼とし地面効果を可能な限り利用出来る様にする。
- 主翼スパー、胴体はアルミ合金パイプとし（後号機ではCFRP製として更に軽量化を図った。）リブやフレームには可能な範囲で発泡スチロールを使用して軽量化を図る。
- パイロット搭乗は座席式とし、シートは特別な形として、両足を下に伸ばしてグライダーを持って走れる様な構造とする。シートは(有)オリンポス社より借用した。
- 操縦装置は片手のみで操作出来る方式とし、昇降舵と方向舵を制御する形とする。
- グラウンドで試験飛行をする場合は、コクピット下にアルミパイプ製のそりをつけ、出場の場合は主翼下に1本脚をつけて発進の確実性を狙う。

(2) 各部の設計、製作

以上の方針にて必要に応じて試験、研究を行いながら設計を進め、機体を製作した。その主なものは以下の通りである。

1) 主翼の強度計算と強度確認試験

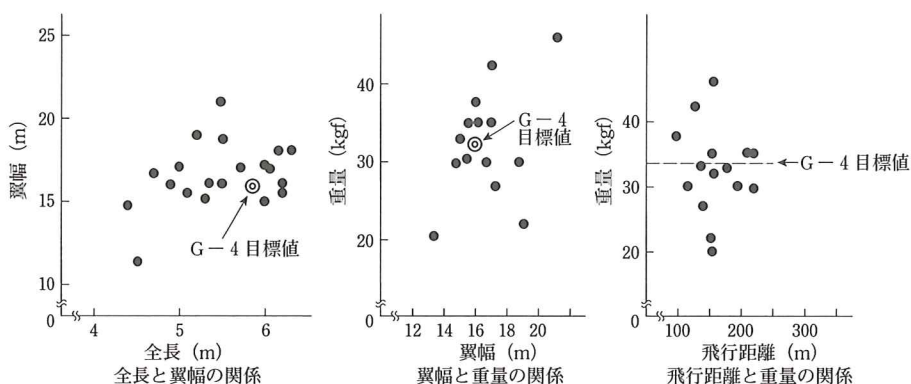


図19 鳥人間出場グライダーの基本数値図

主翼にかかる揚力によって、翼には大きな曲げ応力が生じる。これを翼端から翼端迄通しているスパー（主桁）で支える様にする。NIAS グライダーでは、このスパーを初めはアルミ合金パイプで、後には CFRP（炭素繊維強化プラスチック）パイプで作成した。翼の揚力分布は図20に示す様に、短形分布と楕円翼理論分布の中間の形として計算した。又その場合の荷重倍数は、鳥人間コンテストで高さ10mより斜め下に飛び出し、引き起こしをした時の遠心力を自重に加えて算出して、少し安全を見て2とした。こうして算出したスパーに対する曲げモーメントおよび曲げ応力図の一例を図21に示す。

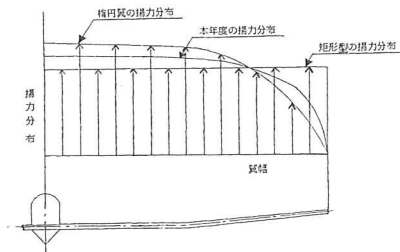


図20 主翼揚力分布線図

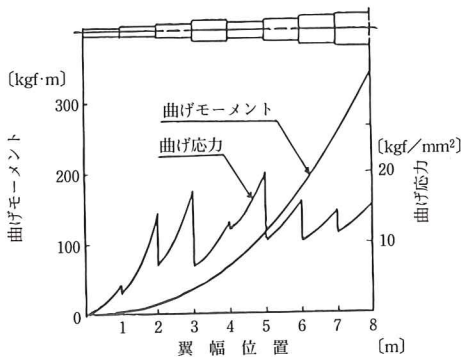


図21 主翼スパー曲げモーメントおよび曲げ応力図 (G-4 グライダー)

更にスパーの中心をクレーンで釣り、その左右全長にわたって荷重倍数2の揚力分布に相当する荷重をFC インゴット或は砂袋でかけて、スパーの強度を確認すると共に、変形量を計測して計算値と比較した。図22にその試験中の写真を示し、

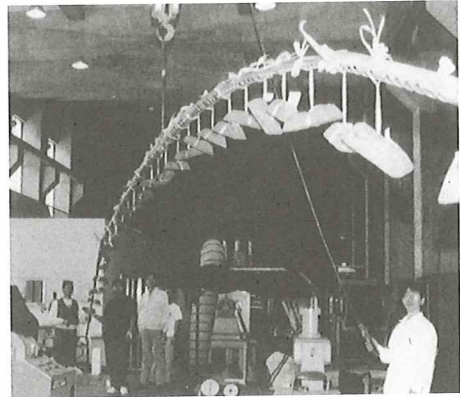


図22 主翼スパーの荷重試験 (G-4 グライダー)

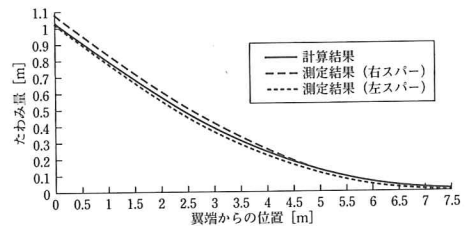


図23 主翼スパー変形量 (G-5 グライダー)

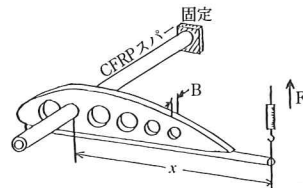


図24 リブとスパーの接着強度試験の図

又図23に変形量の計算値と実測値を示している。

尚主翼の設計に於ては、主翼迎角が増すと揚力の中心（風圧中心）が前方に移動し、そのために翼の振りが生じて主翼が振り破壊をすることがあるので、充分の検討が必要となる。併せてスパーのパイプとリブの接着強度も問題になるので、図24に示す様に、スパーとリブの振り接着強度に対しても試験を行い、迎角が過大になった時でも安全であることを確認した。

2) 尾翼の設計

尾翼は安定性、操縦性を確保するために取りつけられている。その面積は尾翼容積係数の式と、

これ迄にコンテストに出場したグライダーの資料を基に計算して決定した。尚操縦舵については、G-3 グライダーでは全尾翼可動式（フライング・テール方式）としたが、G-4 グライダー以後はG-6を除いて安定板と舵とを分けた設計とし、舵の制御装置の強度保持を重視した。更に垂直尾翼の面積を大きくし、横方向の安定性と操縦性能を向上させた。図25に尾翼の構造の1例を示している。

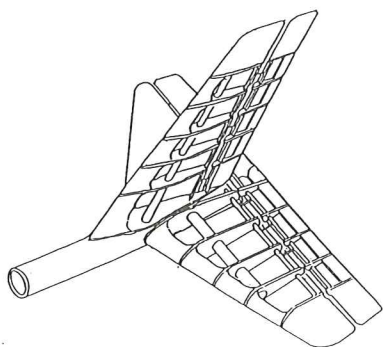


図25 尾翼の構造図 (G-7 グライダー)

3) 胴体、コクピットおよび脚の設計

胴体は主翼の揚力と尾翼より受ける力、胴体の自重と操縦者の体重などを考慮して強度計算を行った。材質は軽量化を狙ってアルミ合金パイプを使用した。(後号機ではCFRP製に変更した。)

コクピット内で、パイロットが腹ばいで乗るか、座る形にするか検討した結果、シートに座って操縦する形に決定した。シートはFRP製とし、安全性を重視して着水後直ちに機外に出られる様に規定通りクイックリリースを使い、又シートをゴム束で後より引っ張って、墜落した時に衝撃が少なくなる様にした。

コクピットは操縦者を保護し、又その形状は速度、性能に影響を与える部分である。その設計に際しては、スペース、視界の確保、緊急時の脱出、風圧に対する強度、空気抵抗などに配慮した。更に製作を容易にするために発泡スチロール、バルサ材を使用して作成した。図26に胴体とコクピット

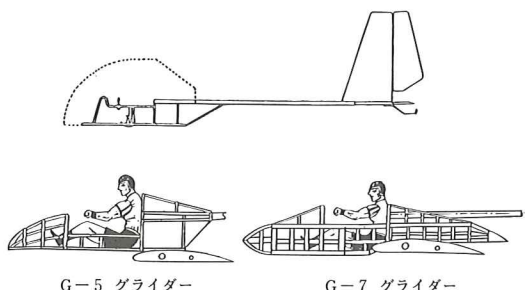


図26 コクピット側面図

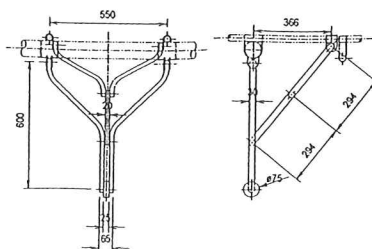


図27 コンテストでの発進用脚 (G-5 グライダー)

トの側面図を示す。

発進用の脚はコンテスト用に製作されるもので、プラットフォームから飛び出す時に機体を安定させ、又パイロットおよび補助する人が機体を無理なく保持し押し易い様に、主翼スパーの下に取り付けた。出来るだけ軽く作る様に1本脚とし、アルミパイプで図27に示す形に製作した。飛び出した後に装備品を落とすことは、ルールで禁じられているので、この脚は着水する迄取り付けただで飛行することになる。

4) 操縦装置

操縦装置は水平尾翼のエレベーターで上下方向を、垂直尾翼のラダーで左右方向を、1本の操縦レバーのみでコントロール出来る様にした。これを右手で左右に動かすとラダーが、前後に動かせばエレベーターが動く様になっている。左手はコクピットフレームを握って身体を保持する様にする。操縦レバーからエレベーターとラダー迄はそれぞれ2本のステンレスワイヤで結合した。尚墜落時にパイロットがこの操縦装置で怪我をしない様に、操縦装置全体をアクリル板で覆い、その周りを更に厚い布で覆った。図28に操縦装置の概略

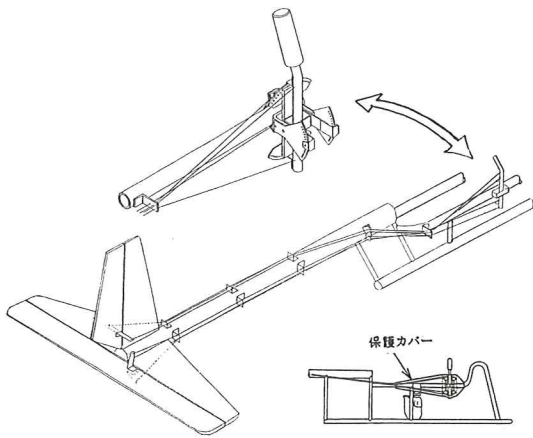


図28 操縦装置概略図

図を示している。

5) パイロットの安全性について

パイロットの安全については設計審査で大変きびしいチェックが行われ、危険な処があると先ず入選はむつかしい。図29に G-7 グライダーに於ける安全性の説明のために提出した図を示す。慎

重に安全対策を検討し、設計の中に盛り込んでいる。

6) 飛行試験と飛行解析

キャンパス・グラウンドで10数人の学生がV字形に並び、パチンコ式にゴムひもでグライダーを引っ張って飛行させた。そしてグライダーの飛行距離、高度をビデオで連続的に撮影し、それを解析して飛行高度、飛行距離、速度などを把握した。映像を解析する場合、正確に飛行距離、高度を測るためには、測定用のボールを多数作り、それに赤白で高さのスケールを塗り分け、これを5分間隔で飛行経路に沿い、且つ平行に学生諸君が持って並び、これを映像の中に同時に写し込んでスケールとし解析した。

2度の飛行試験より得られた飛行解析結果を図30に示す。Case 1の結果より、距離50~80m、速度10~12m/sあたりで、飛行状態が安定していることが伺える。実際の場合に、プラットフォームから仮に速度4 m/sで発進した後、速度約10 m/sになる様に高度を下げて増速するには、エ

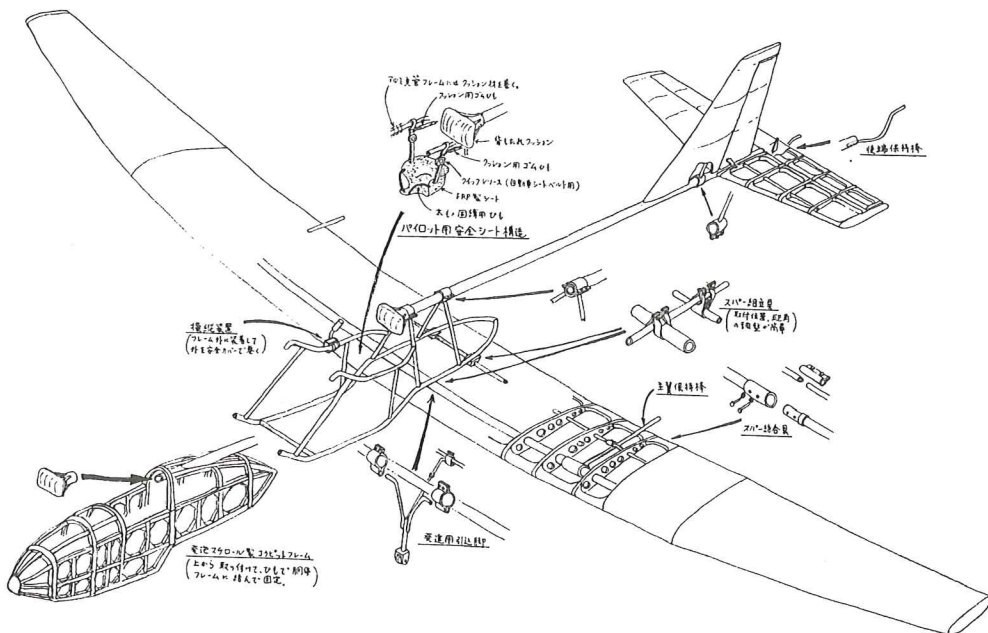
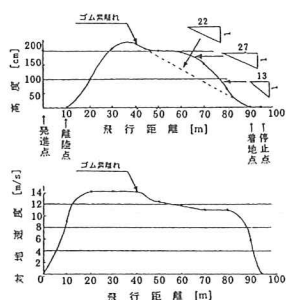


図29 NIAS G-7 グライダーの安全構造説明図

[CASE 1]



[CASE 2]

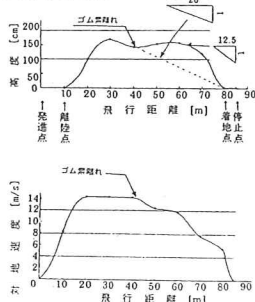


図30 飛行試験結果

エネルギー保存の法則で概略計算を行うと、約5m下降すれば良いことになる。Case 1の解析結果では、速度が10m/sあたりでは平均滑空比が約22となっているので、5mの高度からでは約110m滑空が可能と推測される。Case 2で同じ推定を行えば、約140mとなる。2回の試験結果に数値のばらつきがあるので、正確な推測は困難と考えられるが、パイロットの操縦操作や風向き、風速がうまく味方すれば、飛行距離は140mよりもっと伸びることも有り得ると考えられる。

5. 鳥人間コンテストでの飛行結果とその解析

『第22回鳥人間コンテスト』は平成10年7月31日および8月1日の2日間、滋賀県彦根市の琵琶湖水泳場で行われ、NIAS G-5 グライダーはこの大会に初参加した。この大会は滑空機部門、人力飛行機部門、チャレンジ部門があり、G-5 グラ

イダーは滑空機部門に出場した。そして高さ10mのプラットフォームより発進し、77.00mを飛行して出場機数28機中12位の成績を記録した。出場した大学生チームの中では熊本工業大学（現崇城大学）航空工学研究会の208.01m、神奈川工科大学航空研究会の174.62mに次いで3位であった。全体の1位はチーム・ハマハマで364.08mという大会新記録で飛び、滑空機部門全体の平均飛行距離は111.91mであった。大会に於けるG-5 グライダーの飛行状況を図31～32に示す。



図31 プラットフォームよりいざ発進



図32 琵琶湖上を悠々飛行中のG-5 グライダー

その後、G-5 グライダーの飛行中の連続写真を使って飛行軌跡、距離、高度、時間、グライダーの傾斜角度を測り、飛行解析を行った。そして飛行状況を把握すると共に、翌年度の飛行を推定した。図33にG-5 グライダーの連続飛行写真を示す。

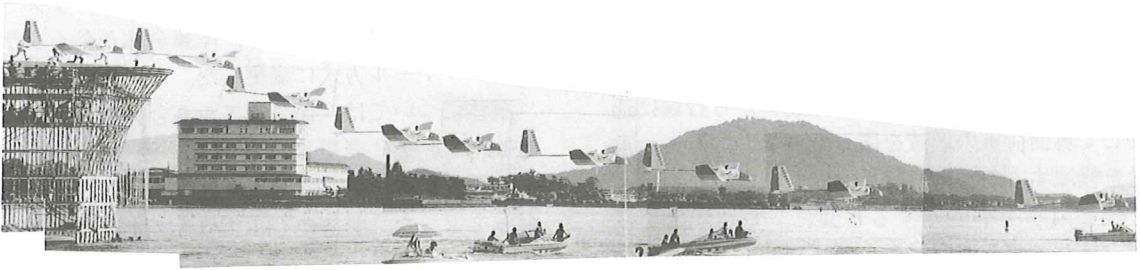


図33 NIAS G-5 グライダーの飛行経路 (1998. 7. 31)

その飛行解析については次の様に行った。まずグライダーの進行角度をX（進行）方向距離とY（高さ）方向距離から求める。グライダーの傾斜角度は写真から求める。そうして、進行角度から傾斜角度を引き、主翼の取り付け角度 5° を加えて飛行時の実迎角とする。この実迎角より揚力係数、抗力係数を求めて揚力、抵抗力を求める。グライダーの全抗力は主翼の抗力の3割増しと推定した。次にX方向、Y方向に作用する力を揚力、抗力、重力より算出し、それよりそれぞれの方向の加速度を計算し、時間 $t=0.1$ 秒毎に区分求積して、XY両方向の速度、飛行距離或は高度を求める。尚初期値は、連続写真より、速度X方向 4.45 m/s 、Y方向 -0.14 m/s 、飛行距離X方向 0 m 、高度Y方向 10.88 m とした。尚揚力は風速を当日の状況から 1.5 m/s と仮定して、X方向の速度を補正して計算をする。この計算をコンピューターで計算して飛行軌跡を求めた。（図34、Bラインを参照）

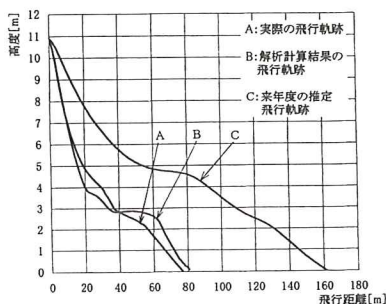


図34 飛行解析結果の比較図

又以上の解析方法を利用して、翌年度の機体G-6 グライダーのデータを基に、迎角の変化をスムーズに仮定して（即ち操縦を適当に行って、迎角がスムーズに変化したと考える。）G-6 グライダーの飛行軌跡を推定した。その場合、初期値、揚力係数と抗力係数の特性などは前と同じと仮定した。これらの飛行解析結果のグラフを図34に示す。これを見ると、G-5 グライダーの実績の飛行軌跡（Aライン）と計算結果（Bライン）はかなり似ているので、この計算でおおむね飛行軌跡が推定出来ると考えられる。又翌年度のG-6 グライダーの推定飛行軌跡（Cライン）は200mには今一步、という結果になっているが、もっと性能の良い翼に変更し、更に軽量化、低抗力化すれば、飛行距離をも少し伸ばすことは不可能ではないと思われる。

6. 次のコンテスト出場を目指しての設計製作

(1) NIAS G-6 グライダーの設計

鳥人間コンテストに出場したG-5 グライダーは、重量が重かったためなどで77mの飛行記録に終わった。そこで翌年度は200m以上の飛行が出来る様に軽量化を図って全面改良することにした。

改良するに当たって、軽量化に併せて発進を容易にするために、パイロットが機体を保持して走り易い様に高翼式とし、又コクピットを、パイロットが座る形からうつ伏せの形にして、断面積を極

力縮小し、抵抗を減らすことを狙った。

主翼の設計については、翼形をクラーク Y から鳥人間グライダーで多用されている DAE-11 への変更を検討すると共に、翼幅を15尺から17尺に延長して翼面荷重の低減を図った。又、スパーの重量を軽減するために材料を CFRP に変更し、パイプ径と肉厚を小さくすると共に、先端部はテーパ付パイプを使用した。尚スパーの最大応力は荷重倍数を2として51.3kgf/mm²となったが、CFRP 抗張力85kgf/mm²に対しては充分余猶のある数値と見た。上反角については、G-5 グライダーでは結合部にアルミ合金パイプを使用して5°の曲げ角をつけていたが、このアルミパイプの重量が大きいので、G-6 グライダーでは飛行中のスパー撓み量が大きくなり、上反角効果が生じることを期待して、上反角を0とし、結合用アルミ合金パイプを大幅に小形化した。この様な軽量化設計の結果、新しいスパーの重量は7.96kgf となって、G-5 グライダーのスパー重量の約半分に低減することが出来た。

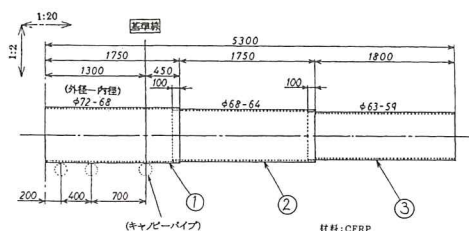


図35 胴体パイプ寸法図 (G-6 グライダー)

主要目表

全 長	5,983mm
全 幅	17,160mm
全 高	1,831mm
主 翼 面 積	19.20m ²
アスペクト比	15.05
翼 型	DAE-11
重 量(機体)	32.60kgf
重 量(全備)	82.60kgf
翼 面 荷 重	4.30kgf/m ²

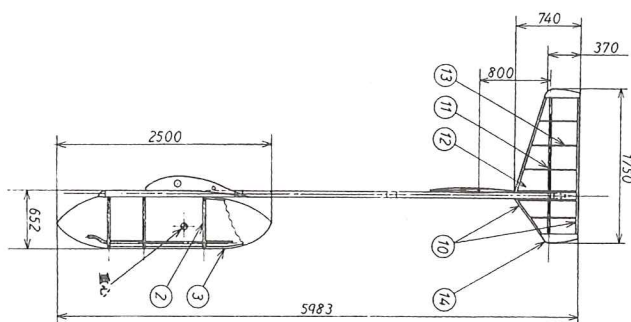


図36 NIAS G-6 グライダーの側面図と主要目表

更に垂直、水平尾翼も軽量化のために、ラダー、エレベーター操縦方式から、尾翼全体が動くフライング・テール方式に変更した。

胴体については、従来のアルミ合金パイプから CFRP パイプに変更すると共に、胴体後方に向かって直径を小さくする段付きパイプとして重量軽減を狙った。胴体の CFRP パイプ寸法図を図35に示す。

こうして設計した G-6 グライダーの計算重量は32.6kgf で、前の G-5 グライダーの49.5kgf に対して34%減となった。その側面図と主要図表を図36に示す。

この設計図に、前回出場機の反省点、その後の研究内容、設計計算書などを付けて出場申請した処、残念ながら選に洩れて次は出場出来ないことになった。従ってこの機を製作せず、そして同じ機体を翌年再申請する訳にも行かないので、新たに G-7 グライダーを設計することにした。

(2) NIAS G-7 グライダーの設計

平成12年に出場すべく、直ちに G-7 グライダーの設計に着手した。そして前年度審査に洩れた理由として、低翼機から高翼機に変えて一貫性を持たせなかったのがまずかったのではと考え、再び低翼機に戻し、設計を更に洗練した改善形で進むことにした。こうして改めて設計した G-7 グライダーの側面図と主要目表を図37に示す。

そして製作を進めると共に、コンテストへの出

主要目表

全 長	7.28m
全 幅	17.00m
全 高	1.52m
主 翼 面 積	19.4m ²
アスペクト比	14.9
翼 型	クラーク Y
重 量(機体)	44.0kgf
重 量(全備)	95.0kgf
翼 面 荷 重	4.90kgf/m ²

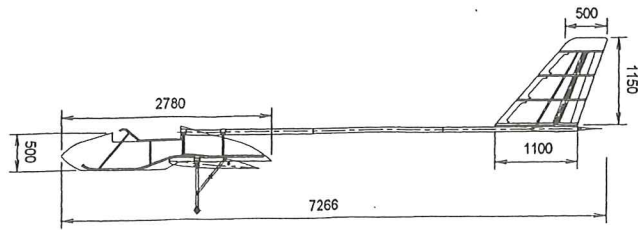


図37 NIAS G-7 グライダーの側面図と主要目表

主要目表

全 長	7.30m
全 幅	17.23m
全 高	1.52m
主 翼 面 積	19.4m ²
アスペクト比	14.9
翼 型	クラーク Y
重 量(機体)	44.0kgf
重 量(全備)	95.0kgf
翼 面 荷 重	4.90kgf/m ²

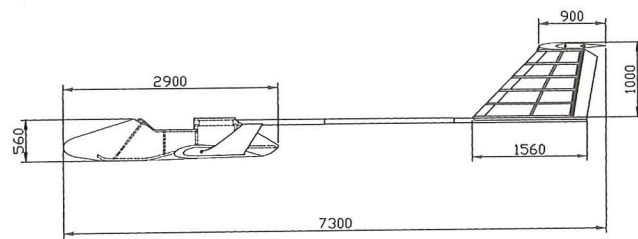


図38 NIAS G-8 グライダーの側面図と主要目表

場申請をした処、再び2年連続して落選ということになってしまった。この機体は完成したが、丁度グラウンドの移設工事にぶつかり、工程の都合もあって飛行は出来ず、次のG-8グライダーへの改造に回される運命となった。

(3) NIAS G-8 グライダーへの設計、改造

G-7グライダーからG-8グライダーへ改造するに当たり、設計審査にパスし易い様に意欲的な設計とすることにして、水平尾翼をTテイル方式に変更し、更に翼端には院生が研究した新形振れウイングレットを装備することにした。その他に抵抗を減らすために、コクピットを極力流線形化した。こうして現在機体を改造、製作中である。これは平成13年夏のコンテストに出場すべく、春に出場申請する予定である。今度こそ審査に合格して琵琶湖上にG-8グライダーを飛ばせたいと願っている。

図38に NIAS G-8 グライダーの側面図と主要目表を示す。又図39に G-8 グライダーが琵琶湖上を飛行している姿を夢見て描いたスケッチを示している。

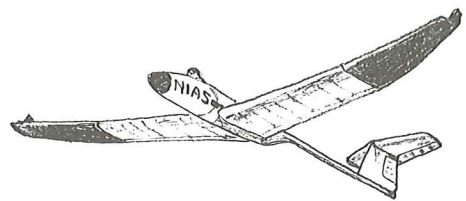


図39 NIAS G-8 グライダーの予想スケッチ

7. 結 論

- (1) 先に報告した NIAS G-1 プライマリーグライダーの実績を基に、3年計画で諸研究の後に

新しいグライダーを作り、第22回鳥人間コンテストに出場することが出来た。(実際は台風来襲のため4年目の出場となった。)そして77.00 \bar{m} を飛び、28機中12位の成績を得た。

- (2) 出場迄の研究として、出場グライダーをどのような形式にするかの模型グライダーの風洞及び飛行試験、翼形及び翼端形状の風洞による性能試験、諸設計改善および製作にかかわる試験、研究などを行った。そしてそれぞれに成果を得ることが出来た。
- (3) 飛行解析については、飛行するグライダーを横からビデオで撮影し、その映像から飛行軌跡、飛行性能などを解析した。それに併せて飛行軌跡の予想計算を行い、大体実績に近い結果が得られるようになった。これで今後の新しいグライダーで飛行距離を計算した処、160 \bar{m} 位になっており、目標の200 \bar{m} に達するには今一步の研究努力が必要と思われる。
- (4) 第22回のコンテストに出場後、更に記録を伸ばそうと、新しいグライダーを設計して出場申請を行っているが、残念なことに2年連続して選に洩れ、出場出来ていない。3年目の今年こそ、NIAS G-8 グライダーで申請し、見事にパスして是非出場したいと願っている。
- (5) この数年間、卒業研究の一環としてグライダーものづくり研究を進めて来た。これは本大学よりの『工学部にふさわしい作品募集』の予算支援があったので初めて出来たことであるが、この間実施した翼型の風洞試験、模型グライダーの設計製作と飛行試験、実物グライダーの設計製作と飛行など、卒研生にとって、実際にものを作り、楽しみながら(時には苦しいこともあったであろうが)ものつくりを研究し、身につけてくれたと思っており、工学教育上大変有効であったと信じている。本学が標榜する『ものづくり教育』の効果は大きいと考えられる。

謝 辞

ここに述べた NIAS G シリーズのグライダー設

計製作に関し、色々と御教示、アドバイスを戴いた安達株式会社 藤田伸之取締役、崇城大学 福原順一郎助教授、有限会社オリンポス 四戸啓社長、その他の各位に厚く御礼申し上げます。又グライダーの研究、製作などに色々と御協力戴き、御迷惑もかけた本学の先生方に対して、更に、熱心に研究に努力してくれた卒研生および大学院生(名前は参考文献中、卒業研究論文および修士論文の処に記載)に深く感謝致します。併せて毎年『工学部にふさわしい作品募集』の支援をして戴き、これらの研究を可能にして貰った本学当局に対し敬意と謝意を表します。

参考文献

- 1) 山名正夫, 中口 博共著: 飛行機設計論, 養賢堂 (1974)
- 2) 落合精一: 無尾翼レーンケンベ型, 模型航空, 第2巻第4号 (1943・5月号)
- 3) L・パズマニー著, 内藤子監修, 阿部郁重訳: 軽飛行機の設計法, 社団法人日本航空技術協会 (1971)
- 4) 飯田誠一: 飛ぶ——そのしくみと流体力学, オーム社 (1994)
- 5) 航空工学入門, 社団法人日本航空技術協会 (1994)
- 6) IRA H. ABBOTT, ALBERT E. VON DOENHOFF: THEORY OF WING SECTIONS, DOVER PUBLICATIONS, INC. (1959)
- 7) 牧野光雄著: 航空力学の基礎, 産業図書 (1980)
- 8) 長谷川 克, 植本多寿美著, 翼型 Vol. 1, 電波実験社 (1985)
- 9) 川端誠一: 航空工学教室, 鳳文書林 (1955)
- 10) 牧野光雄: 流体抵抗と流線力, 産業図書 (1991)
- 11) 西山哲雄: 翼型学, 日刊工業新聞社 (1992)
- 12) Pober T. Jones: 翼理論, 日刊工業新聞社 (1993)
- 13) 西尾年史, 橋本彰史, 大村義正, 小串信之: 平成5年度卒業論文 翼性能に於ける翼端形状効果の研究, 長崎総合科学大学機械工学科 (以下省略)
- 14) 足立直之, 内山 浩, 川又佐知子, 清水肇一, 本田博康, 湯川吉久: 平成7年度卒業論文 コンテスト用グライダーの設計とその模型の製作, 飛行試験

- 15) 磯村 茂, 畑田 亨, 古市久士, 吉川哲雄: 平成7年度卒業論文 グライダー用低レイノルズ数翼型の特性研究
- 16) 池内昭則, 狩野康義, 児玉修一, 谷野健治, 開内章光, 藤原利仁, 細川和彦, 吉村 渉: 平成8年度卒業論文 模型及び実物グライダーの設計と製作
- 17) 甲斐恒平, 児島隆文: 平成8年度卒業論文 風洞による翼型及び翼端形状の実験的研究
- 18) 井内洋滋, 石原直樹, 伊藤健吾, 小ヶ内純一, 刈茅大樹, 清川竜吉, 白井克人, 成 斗鉉, 山口裕巨, 黒木 剛: 平成9年度卒業論文『鳥人間コンテスト』グライダーの設計, 製作, 飛行, 解析
- 19) 石元和剛, 磯江 剛, 小泉俊行, 佐原大輔, 園田巳年生, 津田亘浩, 中田裕和, 古田善一, 前田武人: 平成10年度卒業論文 グライダーの軽量化設計・製作及び飛行試験 (鳥人間コンテスト飛行を目指して)
- 20) 荒木健太郎, 遠藤智徳, 河野潤一, 竹山幸男, 林 直哉, 松永篤憲, 松村直洋, 三谷和樹, 森岡友洋, 井上彰人: 平成11年度卒業論文 グライダーの設計・製作及び飛行解析 (鳥人間コンテストを目指してⅡ)
- 21) 岡本裕史, 加藤康孝, 松尾一成, 松尾国洋, 松尾順一郎, 松田元輝, 森下孝志, 赤嶺和宣, 岩朝公亮, 川越 周: 平成12年度卒業論文 グライダーの改造設計及び製作 (来年度の鳥人間コンテスト出場を目指して)
- 22) 伊藤健吾: 平成11年度修士論文 風洞によるウイングレット及び地面効果の実験的研究