

守口門真商工会議所青年部との協働による滑空機製作の取り組み¹

Collaboration with Moriguchi-Kadoma YEG for crafting a free flight glider

植田芳昭 ²	摂南大学理工学部機械工学科
諏訪晴彦	摂南大学理工学部機械工学科
橋本正治	摂南大学理工学部機械工学科
下元一輝	摂南大学テクノセンター
桑田寿基	摂南大学テクノセンター
寒川哲夫	摂南大学理工学部

UEDA, Yoshiaki	Department of Mechanical Engineering, Faculty of Science and Engineering, Setsunan University
SUWA, Haruhiko	Department of Mechanical Engineering, Faculty of Science and Engineering, Setsunan University
HASHIMOTO, Masaharu	Department of Mechanical Engineering, Faculty of Science and Engineering, Setsunan University
SHIMOMOTO, Kazuki	Techno-Center, Faculty of Science and Engineering, Setsunan University
KUWATA, Toshiki	Techno-Center, Faculty of Science and Engineering, Setsunan University
SAMUKAWA, Tetsuo	Faculty of Science and Engineering, Setsunan University

Abstract

Our team “Moriguchi-Kadoma YEG × Setsunan University” has successfully challenged to 42nd Japan International Birdman Rally. The collaboration team, between Moriguchi-Kadoma YEG group and the student member gathered from the department of Science and Engineering at Setsunan University, was set up at about one year before the Birdman Rally. Then, the Moriguchi-Kadoma YEG group led the student member to work for making a design and crafting a glider. This paper briefly describes our experience of the way to the design and craft of our free flight glider.

キーワード： 滑空機, 設計製作, 飛行実験, 産学連携

Keywords: free flight glider, design and craft, flight test, academic-industrial collaboration

1. はじめに

毎年7月下旬に琵琶湖で開催される読賣テレビ主催の「鳥人間コンテスト(滑空機部門)」に, 守口門真商工会議所青年部(以下, 守門 YEG)と本学のメンバーが協働で出場した。本プロジェクト

¹【原稿受付】2019年9月7日,【掲載決定】2019年12月25日

²【主著者連絡先】植田芳昭 摂南大学, 准教授 e-mail: yoshiaki.ueda@mec.setsunan.ac.jp
〒572-8508 大阪府寝屋川市池田中町17-8, 摂南大学理工学部機械工学科

は、守門 YEG のなかで「地域発展に繋がることで何かできないか」という議論が起こり、「その発展には未来を担う学生が必要不可欠である」という思いから、近隣大学である本学に依頼が入り、チーム“守口門真 YEG× 摂南大学”が発足したというのが経緯である。それにより、コンセプトを“Chain dream development 夢×挑戦×継承＝地域発展”と掲げ、地域への活力、希望に満ちた未来への旗印となるべく守門 YEG 主導で本プロジェクトは始動した。本学教職員からは、航空研究部顧問として諏訪晴彦と植田芳昭の 2 名、技術アドバイザーとして橋本正治、テクノセンターからは桑田寿基と下元一輝の 2 名、CAD 演習室からは寒川哲夫が参加している。

今年度の本コンテストのスケジュールは次の通りであった。

- 前年度の 12 月中旬に出場者に向けた説明会の開催。
- 2 月中旬に機体図面と出場申込書（機体の技術的観点およびチーム発足のエピソード等を含めた内容を記載）の提出。
- 4 月初頭に書類審査の合格通知書が届く。

機体図面を提出するまでの数ヶ月間は、毎週木曜日に本学 CAD 演習室で製図の基礎知識や CAD の操作方法に関するレクチャーから始め、紙飛行機による航空力学の勉強、小型模型（1/12 スケール）の試作、提出用の機体設計（第 2 節参照）を行った。また、その間（12 月初旬～中旬にかけて）、大阪府立大学「堺・風車の会」と大阪工業大学「Umeda Lab.」の鳥人間チームへ製作風景の見学に伺っている。

書類審査合格を受けてから、翼桁および胴体桁に用いるカーボンパイプの製作発注を行い、ゴールデンウィーク頃に納品された。それから、機体の製作方法（第 3 節参照）の検討を始め、製作方法が確立したのは 6 月中旬であった。その後は、あらかじめ試験飛行の日程を 7 月 7 日に設定していたので、それに間に合やすように急ピッチでの製作となった。守門 YEG の方々と本学学生による突貫作業により、機体製作は試験飛行までになんとか間に合やすことができ、試験では良好な結果が得られた。試験飛行が終わった後も、機体細部のデコレーションの修正や、パイロットのフライト訓練、機体を 4tトラックに積み込むためのラックの製作といったことでメンバーには多忙な日々が続いた。

大会会場では、前日の機体検査で数箇所の不備が指摘されたものの、一連のプロジェクト活動で培った知見と忍耐力により、それら不備は全て無事修正することができ、大会当日の滑空機部門に出場するための許可がおりた。

本稿では、今回の取り組みについて、主に機体設計と製作を中心として報告する。

2. 機体設計

第 42 回鳥人間コンテストに初出場した「守口門真 YEG × 摂南大学」チームは、これまでに人力飛行機を製作したことのある経験者が一人もいないという完全初心者チームとして結成された。そのため、完成機体の総重量や機速といった、設計の初段階で決めるべき諸元の値を実感として理解できていないことが多く、機体の設計計算に入る前にこれまでの出場チームの機体諸元データ（特に、パイロットを含めた機体の総重量、機速、重心位置、主翼幅、尾翼のモーメントアーム）の調査から始めた（例えば、文献^(1, 2, 3, 4, 5, 6, 7)参照）。

機体の設計を行うにあたって、まずはプラットフォームからの離陸方法およびその後の飛行方法（技術的な機体コンセプト）を決める必要がある。たとえば、熟練したチームの場合、プラットフォームから落下した機体の引き起こしを、湖面ギリギリまで我慢し、その後、地面効果（Wing-in-Ground Effect: WIG）を利用して、滑空距離を伸ばすという飛行方法をとることがある⁽⁸⁾。このような飛び方をする場合、機体操縦の応答が良い方が有利であることから、主翼面積を大きくせず、機速を大きめに設定しておく。それに対して、我々のチームはパイロットも含めて完全初心者であることから、プラットフォームから離陸した直後にわずかな引き起こしで安定した滑空ができるように、巡航時の

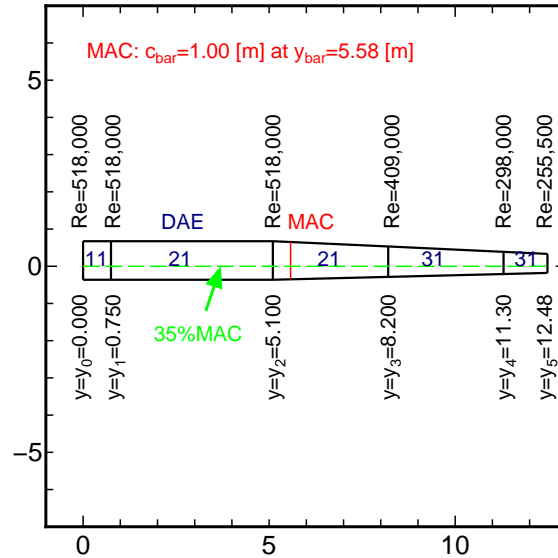


図1 主翼の平面形（※ 製作の都合上、外翼（ $8.2 \leq y \leq 11.3$ ）の翼型を DAE21 に変更した）。左側（胴体側）から順に、中央翼、内翼、中翼、外翼、最外翼と呼ぶ。

機速は遅め（ $V = 8.5\text{m/s}$ ）に設定した。さらに、機体総重量も製作段階で生じる予見できない不備にも対応できるように重め（ $W = 95\text{kgf}$ ；パイロット体重 55kg を含む）に設定した。

2-1 主翼の空力

上述のように設定した機体総重量と設計機速の値をもとに、機体総重量と揚力の釣り合いから、主翼面積を $S = 22.0\text{m}^2$ とした。主翼のアスペクト比が大きくなるほど誘導抗力は小さくなるが、大きく取りすぎると翼端失速を引き起こしてしまう。翼端失速を起こさない程度のアスペクト比として $A = 28.3$ に設定すれば、そのときの翼幅は $B = 24.96\text{m}$ となる。この寸法は、本機の機速が遅く、総重量が重いことに起因して、他チームの機体寸法に比べると若干大きめになっている[†]。

主翼の平面形は、誘導抗力が小さくなるように決定しなければならない。プラントルの揚力線理論より、スパン方向の循環分布が楕円分布であるとき、誘導抗力は最も小さくなることが知られている(9, 10, 11, 12, 13)。そこで、主翼接合部ごとに翼弦長を変化させながら、楕円循環分布からのずれが最小になるように平面形決定した(図1参照)。その際、翼端失速を防ぐために、断面揚力係数の最大値が翼根にくるように束縛している⁽³⁾。図1の平面形[‡]には、機速 $V = 8.5\text{m/s}$ のときの主桁各節目におけるレイノルズ数 $Re = Vl/\nu$ (l : 翼弦長) の値を示してある。本設計では、翼根から翼端までの各節間のレイノルズ数 Re に応じて、空力特性が良好な翼型を DAE11, DAE21, DAE31 の中から選択する(図2参照)。なお、空力特性の計算にはパネル法をベースとした手法(xflr5)を用いている。参考として、図3には中央翼と中翼での数値計算結果を示してあるが、この結果より失速角は 10° 付近にあることが分かる。この空力特性の結果を用いて、種々な迎角 α に対して、主翼の滑空比 C_L/C_D 、滑空速度 V_β 、沈下速度 v を計算すると表1のようになる。この計算結果から、迎角が $\alpha = 7^\circ$ 付近で滑空比は最大、沈下速度は最小となることが分かるが、上述のように DAE 翼の場合、迎角が 10° 付近で失速すること、および機体引き起こしのときの頭上げの影響を加味して、本機の迎角は $\alpha = 5^\circ$ とした。

[†] 空気密度を ρ 、翼の揚力係数を C_L としたとき、翼に働く揚力 L は $L = (1/2)C_L\rho AV^2$ のように表され、翼面の上部投影面積 A の1乗と機速 V の2乗に比例する。

[‡] 本機主翼の平均空力翼弦 (MAC) は、 $\bar{c} = 1/[(1/2)S] \int_0^{B/2} c^2(y) dy = 1.0\text{m}$ で、翼根からの距離は $\bar{y} = 1/[(1/2)S] \int_0^{B/2} c(y)y dy = 5.58\text{m}$ である。



図2 翼型 (DAE 11 は最大肉厚が大きいので、翼根部で外径の大きな主桁を通すのに適している)

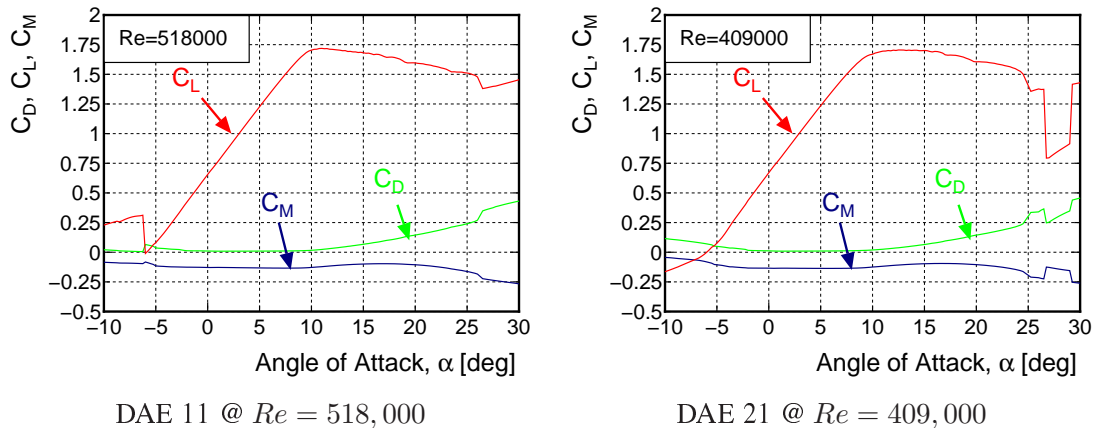


図3 中央翼 (左図) と中翼 (右図) における空力特性の計算結果

鳥人間コンテストの滑空機部門では、水面から10mの高さに設置されたプラットフォームから、およそ5~6m/sの初速で飛び出す。この速度では揚力が不足しており、機体は斜め下を向いて落下を始める。プラットフォームから2mくらい下がると機速はおよそ8.5m/sになり、主翼に揚力が始まる⁽⁸⁾。このとき、機体を引き起こし巡航飛行に移行するが、この引き起こしのとき翼には最大荷重がかかる。プラットフォームから離陸した機体が速度 V_T に達した後、半径 r の円軌道に乗って機体を引き起こす場合、質量 M の機体には遠心力と重力の合力 F が働くので、その荷重が最大に達するのは機体が水平に戻った瞬間で、 $F = M(V_T^2/r + g)$ となる。これが揚力と釣り合うので、荷重倍数は $n = F/(Mg) = 1 + V_T^2/(gr)$ となる。プラットフォームから飛び出した後の引き起こし速度を $V_T = 10\text{ m/s}$ と仮定し、引き起こし半径を $r = 6\text{ m}$ と設定すれば、荷重倍数は $n = 2.7$ となる。

風圧中心は $x_{cp} = 0.25 - C_M/C_L$ で与えられるので^(9, 10, 11, 13)、図3の値を利用して風圧中心を求めると、図4のようになる。紙面の都合上、図4では中央翼と中翼についての結果を掲載している。この結果から、風圧中心はどの翼断面においても前縁から31~46%の位置にあるので、主桁の位置を35%MACとする。機体重心はC.G. = 33%MACとする。失速角($\alpha = 10^\circ$)のとき、風圧中心は最も翼前方に寄り、およそ30%MACの位置にある。このとき、主桁には若干の振り上げモーメントが働く。迎角 5° (定常巡航時)のとき、風圧中心は35~36%MACの位置にある。このとき、主桁には若干の振り下げモーメントが働く。本機では、主桁(メイン・スパー)に働く振りモーメントおよび曲げモーメントの対策として、翼根から中翼まで後桁(リア・スパー)を採用する。

定常飛行時における主翼桁のたわみ $\delta(y)$ は、たわみ曲線の微分方程式 $d^2\delta/dy^2 = -M/(EI)$ を積分することにより求めることができる。ただし、断面2次モーメント I は、主翼桁の断面形状(中空円筒)から求め、縦弾性係数 E は、用いるカーボンのプリプレグの品質と積層数によって決まる。各桁ごとに内外径および積層数が異なるので(主桁の径はスパン方向に細くなっている)、曲げ剛性 EI の値も各桁ごとに異なる。モーメント M としては、翼根からスパン方向にとった位置 y での揚

表 1 迎角 α に対する主翼の滑空比 (C_L/C_D)，滑空速度 (V_β)，沈下速度 (v)

α [deg]	C_L [-]	C_D [-]	C_L/C_D [-]	V_β [m/s]	v [m/s]
-2	0.0659	0.0	N/A	32.379	N/A
-1	0.0463	0.0	N/A	38.630	N/A
+2	0.0898	0.00816	110.0	8.7715	0.07971
+3	1.0128	0.00844	120.0	8.2594	0.06883
+4	1.1267	0.00865	130.3	7.8308	0.06012
+5	1.2390	0.00906	136.8	7.4675	0.05460
+6	1.3486	0.00964	139.9	7.1576	0.05116
+7	1.4537	0.01055	137.8	6.8940	0.05003
+8	1.5506	0.01200	129.2	6.6751	0.05166
+9	1.6333	0.01420	115.0	6.5040	0.05655

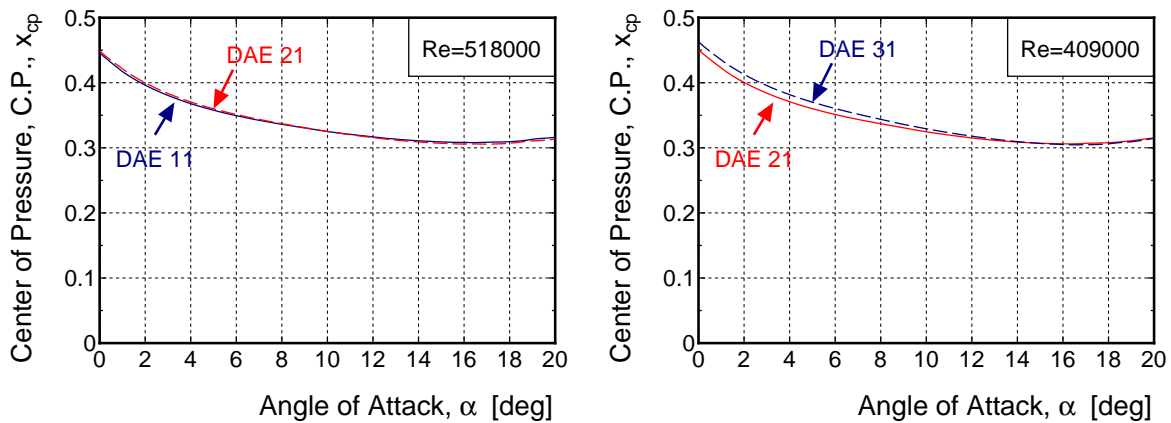


図 4 迎角 α に対する風圧中心 x_{cp} の変化 (左図：中央翼，右図：中翼)

力 $L(y)$ から桁重量を引いた荷重によって働く曲げモーメントを用いればよい。上述のように，曲げ剛性 EI の値は各桁ごとに異なるので，先の微分方程式は数値的に解くことになる。

2-2 水平尾翼— 縦の安定性 (ピッチング) —

水平尾翼はアスペクト比が小さいので，飛行中には翼端失速しない。翼型として NACA0009 を用い，水平尾翼容積を $V_H = 0.39$ ，モーメントアームを $l_H = 3.9 \text{ m}$ に設定する。そのとき，尾翼面積は $S_H = 2.2 \text{ m}^2$ ，翼幅は $B_H = 3.1 \text{ m}$ となる。詳細は割愛するが，尾翼には負の揚力が働くことで，主翼のモーメントと尾翼のモーメントが釣り合い，機体の縦安定を保つことができる。本機では，水平尾翼の迎角を $\alpha_H = -1^\circ$ とする。この水平尾翼に関する諸条件は，縦の安定条件を満たしていることを確認している⁽¹⁰⁾。

水平尾翼はテーパー翼とし，その平面形を図 5 に示す。本機の水平尾翼では尾翼全体を動かすオールフライング方式を採用し，桁 (ピボットポイント) は翼弦の 25% の位置とする。

2-3 垂直尾翼— 方向安定性 (ヨーイング) —

垂直尾翼面積を大きく取ることによって風見安定が強くなりすぎると，スパイラルモード不安定になってしまうので，垂直尾翼容積を $V_V = 0.0075$ ，モーメントアームを $l_V = 4.6 \text{ m}$ とする。そのとき，

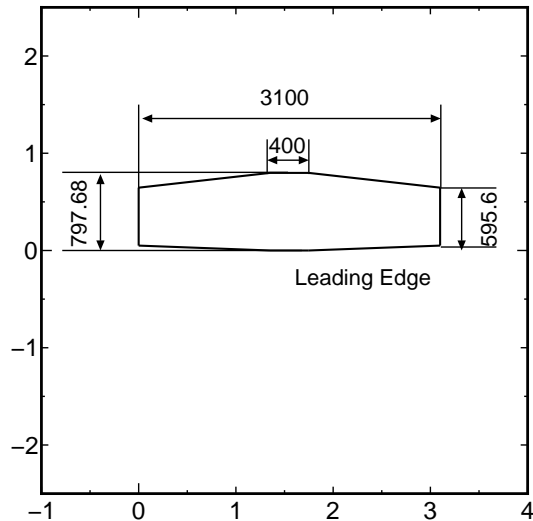


図5 水平尾翼の平面形

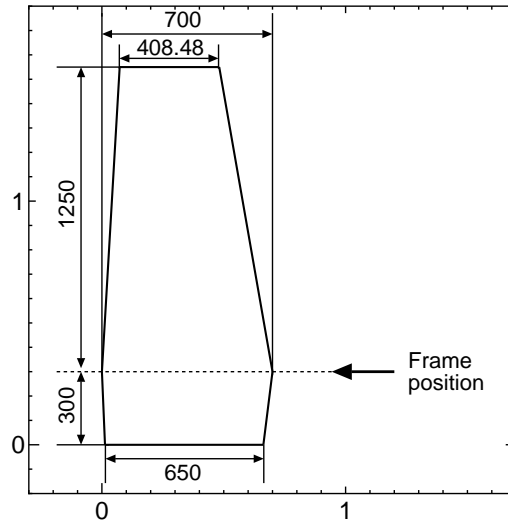


図6 垂直尾翼の平面形

垂直尾翼面積は $S_V = 0.8953 \text{ m}^2$ となる。本機の垂直尾翼では、水平尾翼と同様にオールライニング方式を採用し、桁（ピボットポイント）は翼弦の25%の位置とする。方向舵として、ラダーの装着を検討するが、ラダーの効きを良くするには、垂直尾翼面積を大きく取るか、 $C_{L_{\max}}$ の大きな翼型を使う必要がある。尾翼面積を大きく取りすぎると風見安定が強くなりすぎるので、 $C_{L_{\max}}$ の大きい（翼厚の厚い）翼型（NACA0009）を用いる⁽³⁾。図6に垂直尾翼の平面形を示す。離陸時に、垂直尾翼がプラットフォームに接触しないように、胴体より下側は短くしている。

以上の設計計算の内容を纏めると表2のようになり、それをもとに描いた提出図面が図7である（ただし、図7はその後数箇所の図面修正を行った）。

3. 機体製作

今回は初出場ということもあり、カーボン桁の製作発注（外注による）は書類審査の発表後に行ったため、桁の納品は5月のゴールデンウィーク前であった。それから機体の製作方法の考案を始めたので、機体の製作期間は実質1ヶ月ほどという超突貫工事であった。本節では、機体製作の中で特に重要である主翼の製作について述べる。

3-1 リブ形状の切り出し

カネライトフォームからリブ（厚さ10mm）の切り出しは、本学テクノセンター所有のレーザーカッターにより行った（図8参照）。その際、リブを主桁に取り付けるための罫書き線も入れておく。

リブは主桁に310mm間隔で取り付けられ、各リブの間は翼下面20%（翼弦長比）から翼上面60%まで、厚さ3mmの外皮プランクで覆う。この外皮プランクは、翼前縁部では「外皮プランク作成用治具」を用いてカネライトフォームから切り出し、それ以外の部分では同じく厚さ3mmにスライスしたカネライトフォームをリブ側面に貼り付ける。

ストリンガーの位置は、外皮プランクの糊しろとして利用することも加味しつつ、翼前縁付近での風圧に外皮プランクおよび熱収縮フィルムが耐えうるように所定の本数を決定する。今回用いたストリンガーは、10×5mmの角材（ハードバルサ）である。

表2 機体設計諸元

機体		主翼	
全長	6.84 m	翼型	DAE11, DAE21, DAE31
全高	2.185 m	翼面積 S	22.0 m ²
全幅	24.96 m	翼幅 (スパン) B	24.96 m
総重量 W	95.0 kgf	平均空力翼弦 (MAC) \bar{c}	1.00 m
重心位置 C.G.	33 % MAC	空力中心位置 C.P.	30 ~ 40 % MAC
操舵方法	エレベータ・	アスペクト比 λ	28.3
	ラダー方式	上半角 ϕ	6.0° (撓みの利用による)
巡航速度 (機速) V	8.5 m/s		
水平尾翼		垂直尾翼	
翼型	NACA0009	翼型	NACA0009
翼面積 S_H	2.2 m ²	翼面積 S_V	0.895 m ²
翼幅 (スパン) B_H	3.06 m	翼幅 (スパン) B_V	1.55 m
アスペクト比 λ_H	4.25	アスペクト比 λ_V	0.584
モーメントアーム l_H	3.9 m	モーメントアーム l_V	4.6 m
水平尾翼容積 V_H	0.39	垂直尾翼面積 V_V	0.0075

* 空気密度 $\rho = 0.119 \text{ kgf}\cdot\text{s}^2/\text{m}^4$

3-2 翼補強材

上述のように、リブ間には $10 \times 5 \text{ mm}$ 角のハードバルサ材をストリンガーとして用いる。ストリンガーは、主翼上面 7%, 14%, 30.6%, 60%, 下面 5%, 12%, 55% の位置に取り付ける。外翼と最外翼では後桁が通らないため、上面 75% の位置にもストリンガーを追加しておく。

主翼の振れを防止するために、リブ間に渡って、主桁と後桁を交差するようにケブラー紐 ($\phi 1.0 \text{ mm}$) を張る。後桁が通らない外翼と最外翼には、リブの前縁から 70% の位置と主桁をケブラー紐 ($\phi 0.25 \text{ mm}$) で張る。

各桁 (中央翼, 内翼, 中翼, 外翼, 最外翼) の両端に位置するリブの後縁部には、補強材として板厚 3 mm のハードバルサ材から切り出して作成した後縁補強材をリブの片面に貼る。同じく、主桁まわりにも板厚 3 mm のハードバルサ材から切り出したリング状の板材をリブ片側に貼り付けて補強する。リブ間 (幅 310 mm) の後縁には、バルサ材で製作した後縁材を貼り付ける。このようにして製作された翼桁の一部を図 9 に示す。

今回製作した本機の左右両主翼の重量差は 45 g (実機体重量 44 kg) であった。本機の主翼は翼幅が約 25 m もあるため、製作においてもミリメートル・オーダの精度 (取り付け角度についても同様) が要求される。それを実現するためには、本節で略述した製作方法以外にも様々なノウハウ (特に、治具, 接着剤, 両面テープ, スチロールカッター用のニクロム線, 熱収縮フィルムの扱い方) が必要となる。紙面の都合上、本稿では割愛するが、実際の機体は、本節で取り上げた主翼だけでなく、尾翼 (水平, 垂直), コックピット, フェアリング, 操舵系 (ワイヤー・リンケージ方式を採用) から構成されており、それらについても主翼と同様に、できるだけ軽量にかつ精度良く製作することが求められる。

4. 各種試験

4-1 主桁のたわみ試験

機体が機速 V で飛行しているとき、主翼には翼根から位置 y に主桁の重量 $W_{\text{spar}}(y)$ (下向き) と $L(y)$ の揚力 (上向き) が作用する (図 10 参照)。主桁の単位長さあたりの重量 $W_{\text{spar}}(y)$ は、主桁の

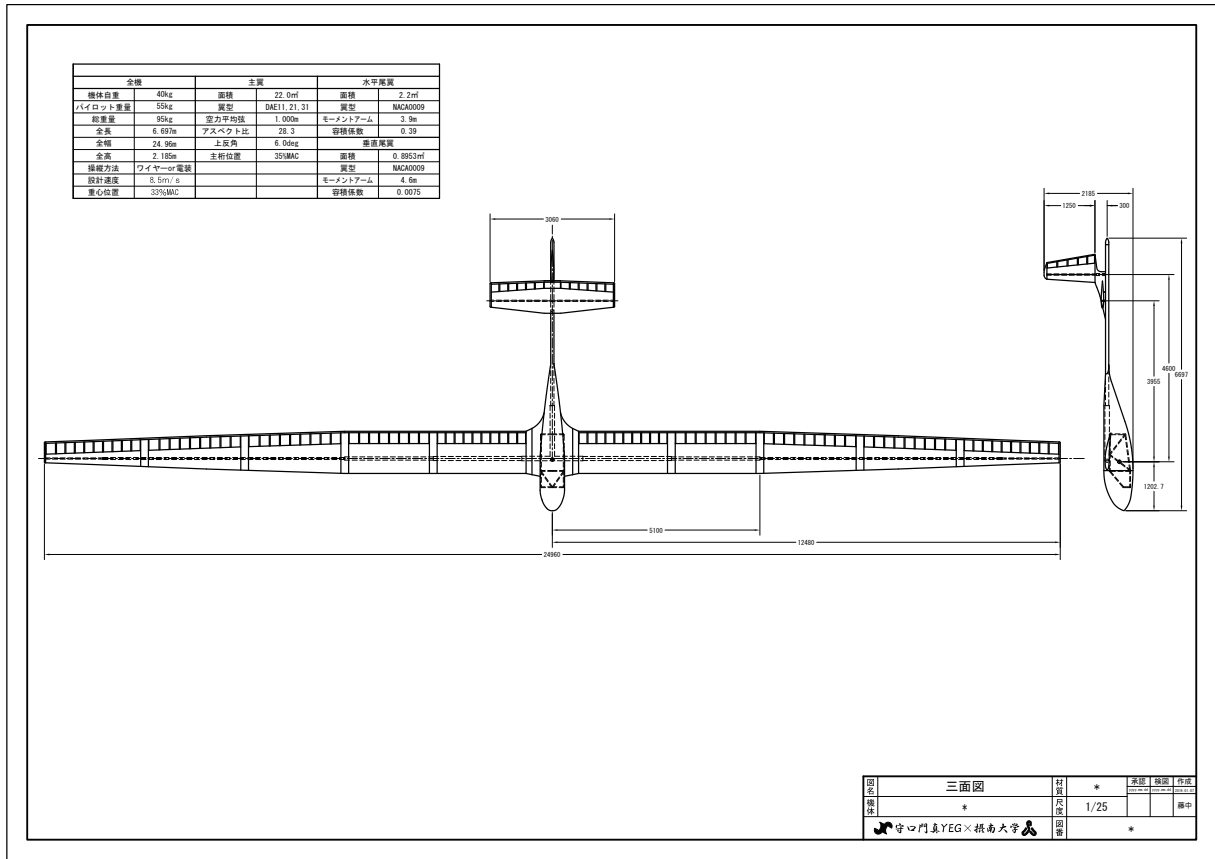


図7 機体設計図面



図8 レーザーカッターにより切り出したリブの例

製作発注先から頂いた計算書から判断でき、スパン方向の揚力分布は各翼断面毎に数値計算して求めることができる。その際、主桁の径はスパン方向に段階的に細くなるため、主桁の重量 $W_{\text{spar}}(y)$ はスパン方向に一樣ではないこと、同じく、テーパー翼の場合、スパン方向に翼弦長が変化するので揚力 $L(y)$ も翼根からの距離 y によって変化することに注意せねばならない。

桁の荷重試験では、翼に働く揚力から主桁の自重を差し引いた荷重に相当する錘を、所定の間隔ごとに主桁に吊るすことにより撓みを測定する。主翼に働く揚力と主桁の自重の向きについて、実際の飛行時と桁試験時を比べたものが図10である。図10(左図)に示すように、飛行時、主桁の翼根 ($y = 0\text{m}$) には微小区間 dy からのモーメントとして、 $dM(y) = y \times [L(y) - W_{\text{spar}}(y)]dy$ が作用する。他方、桁の荷重試験では、飛行時に主翼の翼根に働くモーメントに相当する錘 $W_{\text{weight}}(y)$ を $\Delta y = 0.5\text{m}$ ごとに吊るすことによって行う。この方式で行う場合、図10(右図)に示すように、荷重試験では揚力方向と桁の自重方向が同じになってしまうため(重力方向に $L + W_{\text{weight}}$)、荷重試験のための錘の重量 W_{weight} を決定するには、次式のように $2W_{\text{spar}}(y)$ を揚力 $L(y)$ から引いておく必要

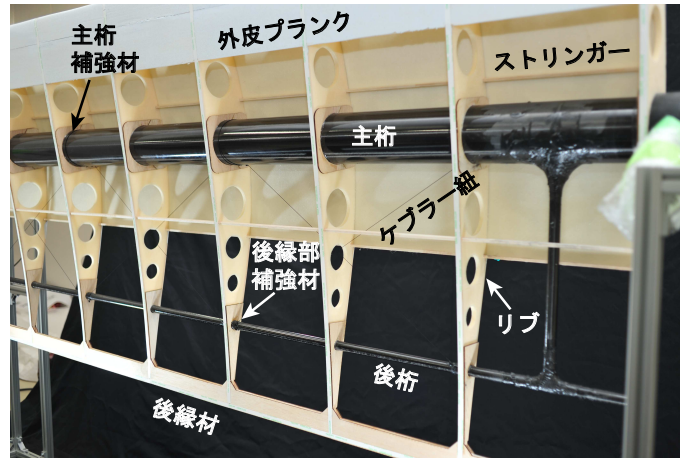


図9 製作した主翼（一部）の写真。

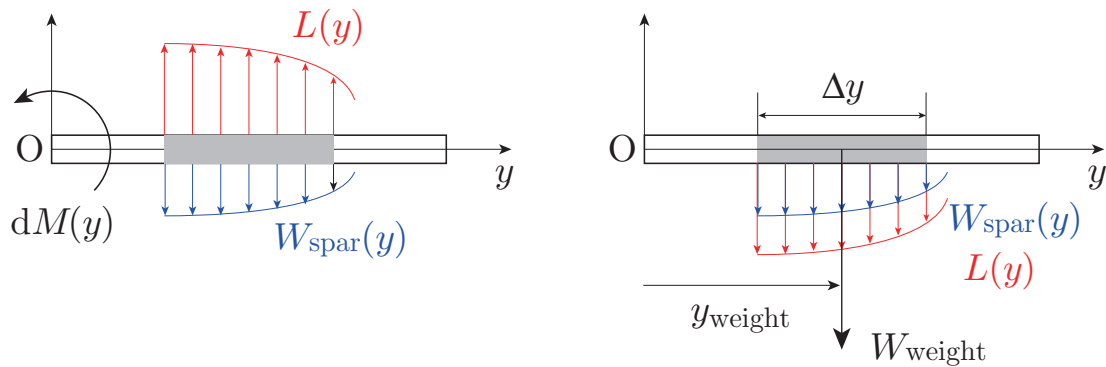


図10 主桁に加わる力の飛行時（左図）と荷重試験時（右図）の比較

がある。

$$y_{\text{weight}} W_{\text{weight}} = \int_{y_{\text{weight}} - \Delta y/2}^{y_{\text{weight}} + \Delta y/2} y \times [\beta L(y) - 2W_{\text{spar}}(y)] dy \quad (1)$$

ただし、 y_{weight} は重量 W_{weight} の錘を吊るす翼根からの距離、 Δy は錘を吊るす間隔である。係数 β は荷重倍数に関する。巡航時（1.0G）は $\beta = 1.0$ であるが、引き起こし時において機体には（引き起こす時の回転半径にもよるが）およそ 2.0G がかかるため、本荷重試験では $\beta = 1.5$ とした。

図11-12 は、実際の主桁荷重試験の様子である。荷重試験の段取りは次の通りである。

- (1) 高さ 5 m の足場を組み、全部位を接続した状態の主桁を慎重に設置する。
- (2) 本試験では、式(1)から算出される重量 W_{weight} の水をペットボトルに入れ、それを錘として用いる。あらかじめ所定量の水（重量 W_{weight} ）を入れておいた 2 本のペットボトルを紐で結び、主桁の錘を取り付ける所定の位置（ y_{weight} ）に吊るす。
- (3) 主桁の撓みは、基準となる高さに水糸を張っておき、そこからの高さを測定することによって求める。
- (4) 錘は $\Delta y = 0.5 \text{ m}$ 間隔で吊るし、1.0G および 1.5G の場合について試験を行う。



図 11 主桁の荷重試験の様子

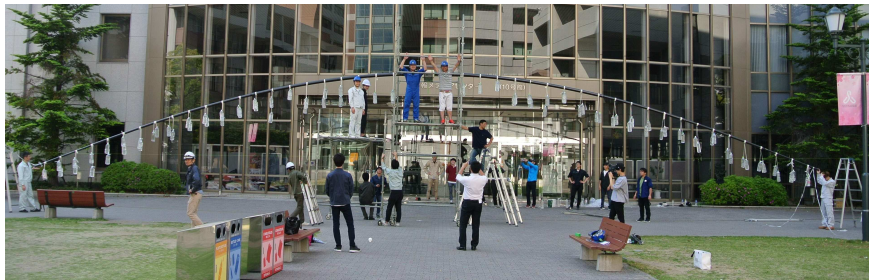


図 12 主桁の荷重試験（1.5G）の様子

実際の荷重試験では、図 13（左図）に示す重量の錘を 0.5 m 間隔で主桁に吊るし、その撓みを測定した。撓みの測定結果は、図 13（右図）の通りである。主桁に 1.0G の荷重をかけた場合、錘の全重量は 114.5 kgf であり、主桁の撓みによる実際の上半角は $\phi = \tan^{-1}(2.155/12.48) = 9.8^\circ$ となる。

4-2 機体重量測定と重心調整

本機の重心位置は主桁の中心から平均空力翼弦 \bar{c} の 2% 前方にある。実際には、 $0.02 \times \bar{c} = 18 \text{ mm}$ であるので、主桁（外径 113.4 mm）表面上に位置している。幸いにも、今回は機体全体（全長 6.84 m、全幅 24.96 m）を組み立てることのできる広い製作場所を提供して頂いたこともあり、機体の重心調整は機体全体を天井から吊り下げる方式で行った。図 14 のように、固定具に挿入したステー（主桁上の重心位置と平行に設置）の中心を吊り下げ式の秤（クボタ計装 KL-HS-Q-05：秤量 500 kg）で吊るし、パイロットを含めた全機重量の測定と重心位置の調整を行った。

4-3 試験飛行

2019 年 7 月 7 日（天候：晴れ時々曇り、気温 31°C、風況：北西の風 0.1 m/s）、摂南大学寝屋川キャンパス職員専用駐車場にて、機体の飛行試験を行った（図 15 参照）。飛行試験は以下の要領で実施し、主翼は揚力を受けて左右両翼とも等しく上方に反ることを確認した。

- (1) 駐車場にて機体を組立てる（機体は台車の上に載せておく）。太陽熱を浴びると熱収縮フィルムは収縮してしまうので、応急処置として主翼（外翼、最外翼以外）をブルーシートで覆っておく。
- (2) メンバー全員で（主翼を中心に）機体全体を支持し、台車ごとゆっくりと牽引する。
- (3) 同じ要領で、牽引速度を上げる（およそ 5 m/s）。

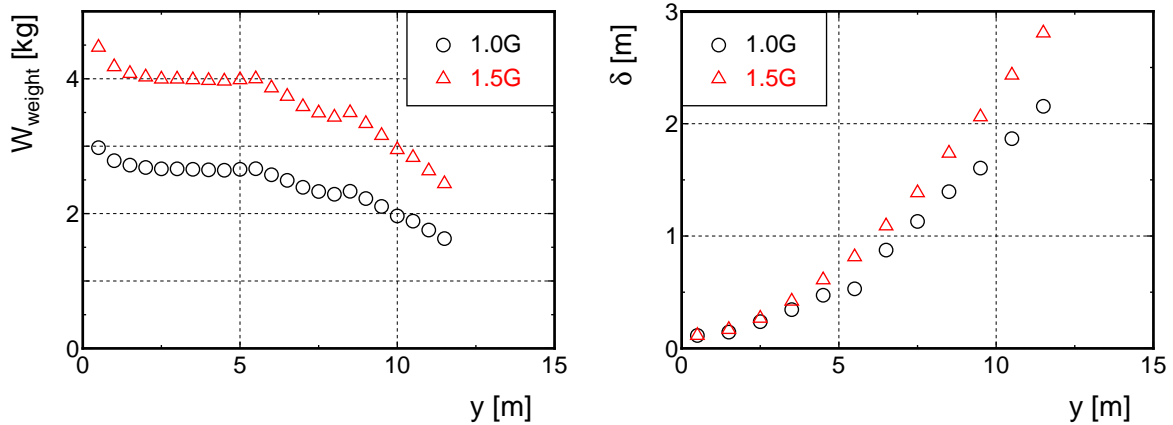


図 13 主桁の荷重（曲げ）試験における錘の重量（左図）と撓みの測定結果（右図）

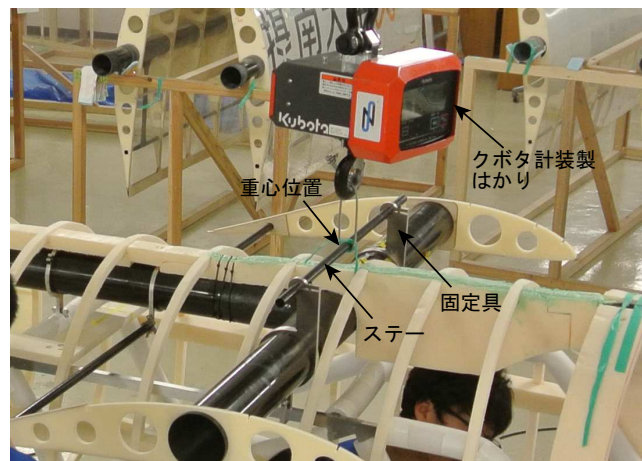


図 14 重心調整

- (4) 台車を外し，メンバー全員で機体を支持し（持ち上げて），滑走する。
- (5) 台車を外した状態で，大会当日に機体を押し出す補助員 4 人（パイロット，主翼の右舷・左舷に各 1 名，機尾に 1 名）で，機体を持ち上げて滑走する．滑走速度がおよそ 3 m/s のとき，主翼は揚力を受けて左右等しく反り上がることを確認した．

5. 大会本番

鳥人間コンテスト（滑空機部門）は，2019 年 7 月 27 日（天候：台風による強風雨，気温 25°C）に琵琶湖・松原水泳場で開催された．当日は，図 16 の天気図に見られるように，ちょうど我々のチームが滑空する時（午前 9 時）に台風が直撃し，プラットフォーム上では機首に対して右翼前方から風速 5.8 m/s を超える強風が吹いている状況であった．そのため，プラットフォームで待機中も主翼は浮き上がってしまう状態で，テイクオフと同時に本機は右舷からの強風に煽られ，記録は 11.4 m であった．残念ながら，離陸時に機体は強風に煽られたものの，ほとんど完全な形状を保ったまま（大きな損傷無く）水面に着水した．後日，このような安全性を第一に考えた機体の設計製作が評価されたようで，我々のチームは「The Fresh Birdman 賞」を受賞することとなった．



図 15 飛行試験の様子

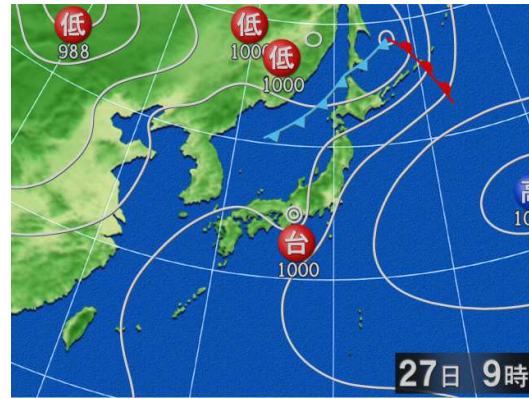


図 16 滑空時の天気図⁽¹⁴⁾

6. おわりに

完全初心者集団として、守口門真商工会議所青年部と本学学生による協働チームが第 42 回鳥人間コンテスト（滑空機部門）に出場し、機体の設計・製作から実際のフライトまでを体験した。本プロジェクトを通して、学生は職人の方々から「ものづくり」だけでなく、広報活動から大会出場のための段取り（バスやトラック、ホテルの手配、スケジュールの作成など）に至るまで多岐にわたる経験を積ませて頂いた。

あいにく大会当日の悪天候の影響もあり、正式記録としては残念な結果ではあったが、非常に限られた製作期間の中で、強風に煽られても損傷の少ない機体を完成させることができたという点においても本プロジェクトは成功であったと考えている。このプロジェクトに参加した学生は理工学部生が中心であったことから、滑空機の設計から製作を通して、職人の方々から実際の「ものづくり」を学ぶことができ、彼らにとって将来に繋がる非常に有益な体験となったのではないかと考えている。

謝辞

本プロジェクトは、守口門真商工会議所青年部（守門 YEG）と本学航空研究部および機械工学科・流体工学研究室を中心とした学生による産学連携の協働プロジェクトとして遂行されました。書類審査に合格してから機体の製作に着手し始め、2ヶ月先に迫っている大会本番までに機体を完成させることができたのは、歳の差が 32 もあるチームのコラボレーションが上手く機能したことによります。そのような協働活動が成功した背景には、リーダーとしてチームを纏めて頂いた松阪寛司様（守門 YEG 会長）、設計チームの責任者として学生に図面のイロハからご教示頂いた藤中康平様、製作チームの責任者として機体製作の陣頭指揮をとって頂いた佐野了介様、事務局・顧問として広報活動から協賛金集めまでご尽力頂いた平井良治様、サポートチームの責任者としてメンバーの移手段・宿泊先の確保等、裏方作業を一手にお引き受け頂いた小山樹様をはじめとする守門 YEG の方々が学生をお導き頂いたことに尽きると考えます。また、本プロジェクトの活動開始当初から摂南大学後援会の皆様には様々な形で応援頂きました。皆様方に対しまして、ここに謝意を表します。

参考文献

- (1) 人力飛行機解体新書, <https://be-birdman.com/> (最終閲覧日: 2019 年 9 月 5 日)
- (2) 九州大学鳥人間チーム, <http://www.aero.kyushu-u.ac.jp/birdman/> (最終閲覧日: 2019 年 9 月 5 日)

- (3) F-tec (東京大学), <http://f-tec.jpn.org/ftechistory/tansei7> (最終閲覧日: 2019年9月5日)
- (4) Kyoto Univ. Birdman Team ShootingStars, <http://shootingstars.hannnari.com/index.html> (最終閲覧日: 2019年9月5日)
- (5) MaPPL (首都大学東京), <http://tmu-mappl.jp/> (最終閲覧日: 2019年9月5日)
- (6) SOLAE (豊田工業大学), <http://solae.webcrow.jp/link.html> (最終閲覧日: 2019年9月5日)
- (7) 鳥科 (東京理科大学), <https://www.ed.tus.ac.jp/torica/> (最終閲覧日: 2019年9月5日)
- (8) 濱尾豊他, “鳥人間コンテスト出場者ガイドブック,” (2018).
- (9) 山名正夫・中口博, “航空機設計論,” 養賢堂 (1969).
- (10) 加藤寛一郎・大屋昭男・柄沢研治, “航空機力学入門,” 東京大学出版会 (1982).
- (11) 牧野光雄, “航空力学の基礎,” 産業図書 (2012).
- (12) Miline-Thomson, L.M., “Theoretical Hydrodynamics,” 5th edn, (2011), Dover.
- (13) 和栗雄太郎, “模型飛行機の科学 —フリーフライト機の理論と設計,” 養賢堂 (2005).
- (14) GOO 天気, <https://weather.goo.ne.jp/past/chart/20190727/> (最終閲覧日: 2019年9月5日)