

津田沼航空研究会における滑空機の開発について

-Project2018「Gardenia」の設計開発-

日大生産工 ○稲付 祐介 日大生産工 西澤 優里 日大生産工(院) 鈴木 亮雅
日大生産工 菅沼 祐介 所属無し 阿部 翔一

1. 緒言

津田沼航空研究会は鳥人間コンテスト選手権大会(読売テレビ主催)への出場を繰り返し、2014年以降は高速で滑空し、記録を伸ばすために設計コンセプトを高アスペクト比、高翼面荷重の機体とし製作を進めてきた。その結果2017年初優勝に輝いた。今大会出場機体「Gardenia(ガルデニア)」は「洗練された美しい機体」をコンセプトとし、例年の設計を引継ぎつつ設計方法、製作方法、各種試験方法や機体の再現性を一から見直し、研究開発を重ねてきた。その結果446.42mを記録し、歴代4位、学生記録更新、学生チーム初の連覇を達成した。本報告では、2018年度出場機体「Gardenia」の機体の開発を中心に第41回鳥人間コンテスト選手権大会滑空機部門において446.42mという大記録を樹立するまでに取り組んだ設計コンセプトの構築、設計、製作及び各種試験における改善点を踏まえつつ、津田沼航空研究会における滑空機の開発について報告する。

表 1 機体諸元

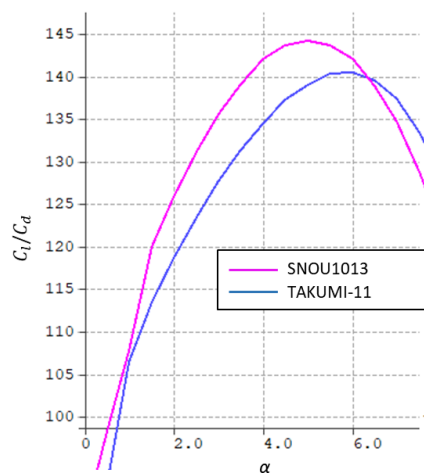
全長	5.71m
全幅	26.3m
全高	1.86m
全備重量	104.7kg
機体重量	40.0kg
重心位置	35%MAC
滑空速度	11.19m/s
操縦方式	重心移動



図 1 最良滑空速度時の高度と滑空比の関係

2. 機体コンセプトおよび設計

翼面荷重 5.58kgf/m^2 、アスペクト比 36.9 とし、昨年に引き続き二段上反角を採用した。フライト時の翼の変形による性能低下を抑え、低速時のロール安定を確保するために昨年よりも初期上反角を増やし、揚力によるたわみを抑えた設計とした。また、風を利用して距離を伸ばすフライトを目指し、これまでに得られたデータから、定常滑空時の上反角を 5.8deg 、垂直尾翼容積比は 0.0049 とした。表 1 に機体諸元を示す。さらに、パイロットと協議を重ね、地面効果を有効に活用し、記録を伸ばすため水面付近巡航時での機体の平面形の最適化を図った。2017 年出場機体と 2018 年出場機体のコックピットを除いたモデルの

図 2 SNOU1013 翼型と TAKUMI-11 翼型の $Re=650000$ 時の揚抗比の比較

Development of a Glider Tsudanuma Aero Team
- 「Gardenia」 in Project2018 -

Yusuke INATSUKI, Yuri NISHIZAWA, Ryoga SUZUKI, Yusuke SUGANUMA
and Shoichi ABE

最良滑空速度における高度と滑空比の比較を図1に示す。高度が下がるにつれて滑空比の差が開いており、高度 10m で滑空比の差は 0.95 にとどまっているが、高度 1m でその差は 2.13 にまで広がった。これは、自重と揚力によるたわみを上反角と近似し、フライト時の主翼に発生する振り、機体の前後方向のたわみを考慮し水面付近で楕円循環分布となり誘導抗力が最小となるよう平面形を決定した結果である。主翼翼型は人力飛行機における高速機用に開発された FX76-MP160 をベースとした翼型 SNOU1013 を新たに開発した。これは前年度機体で使用された TAKUMI-11 に比べ、2.6deg(主翼取付時)に C_l 値を 2.03% 向上させるとともに、限界まで薄翼化することにより C_d 値を 3.88% 削減し、揚抗比(C_l/C_d)で換算すると 5.83% の性能向上を達成し滑空性能を向上させた。図2に新翼翼型 SNOU1013 と前年度の翼型 TAKUMI-11 の揚抗比の比較を示す。さらに、図3に示す α - C_m 図から新開発翼型を使用した機体はこれまでのものに比べ低迎角でのピッチング応答が敏感な特性を持つことを示していることがわかる。これはハンググライダーで練習を積むパイロットに適した操作性を持った機体にするためであり、パイロットの引き起こし動作を容易にした。翼端に使用した翼型 SNOU1003 はこれまでの翼端に使用していた TAKUMI-7034 をさらなる低 C_m 値化を目標として改良したものであり、振りモーメントを減少させ、翼端失速を防止させた。また、水平尾翼にはこれまで対称翼型である NACA0009 を用いてきたが、Eppler205 をベースとした逆キャンバーを持つ SNOU0202 翼型を開発し、巡行時(全機迎角 0deg)で 23.1%、ダイブ時(-7deg)で 21.9% の抗力係数の削減を達成した。その結果、離陸直後の加速力が増大し、高速での巡行が可能となった。図4に全機迎角に対する抗力係数の変化を示す。これらの空力的な設計は Xflr5 を用いて行った。図5に解析で用いたモデルを示す。前述した通り、パイロットはハンググライダーで飛行技術を習得するための訓練に取り組む。ハンググライダーはピッチング慣性モーメントが極端に低く、応答が敏感である。そのため出場機体もピッチング方向の重心制御方式をとり、ハンググライダーに近い操縦性を目指し、2015 年以降設計コンセプト

ト「機体とパイロットの一体化」を掲げ、ピッチング慣性モーメント削減を図ってきた。今年はそのレベルをさらに向上させるべくテール桁、水平および垂直尾翼に使用する桁、さらにそれらを接合するためのパーツに至るまで全ての設計を見直し、一新した。結果として昨年から約 600g の軽量化に成功し、ピッチング慣性モーメントの大幅な削減を達成した。

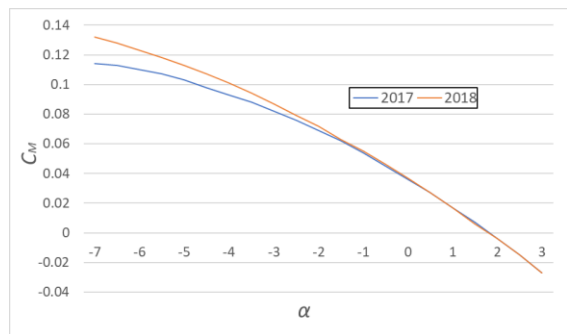


図3 全機迎角と C_m 値の関係

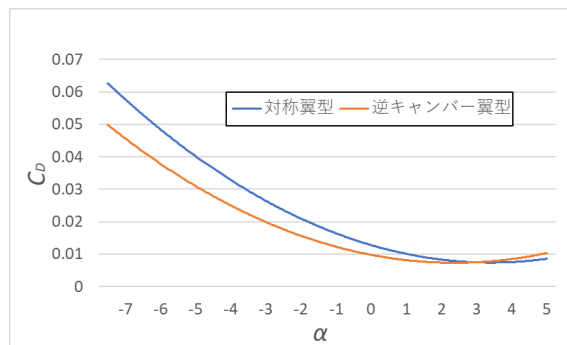


図4 全機迎角に対する水平尾翼抗力係数の変化

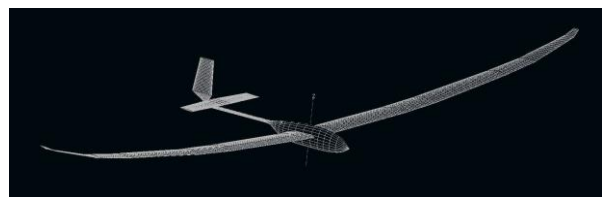


図5 Xflr5 解析モデル

3.機体製作

当研究会では長年にわたり翼構造は基本的に同じ構造を採用してきた。しかし、設計値の再現性は決して高いものではないということが指摘されてきた。そのため、今大会出場機体は翼の製作を一から見直し、設計値の再現性の高い翼を目指した。

3.1 翼構造

これまでの製作ではリブの精度にこだわっていたが、そのリブ同士の間では製作段階で外皮にたわみが発生していた。そこでリブ間をこれまでの190mmから145mmへ狭くし、外皮厚を1mmから2mmへと変更した。外皮位置は、これまで定常滑空時のみを考え、前縁から65%となっていたが、ダイブ時の性能低下を抑えるため75%位置までとした。これらの改良により三次元的な翼型の再現率が向上した。また、主翼同士の結合部が剛性不足であると判断したため20mmスタイロエースに変更し、主翼のたわみによる変形を防いだ。下面側50%Chordにあったストリンガーは被覆フィルムの張力によって角が飛び出し²⁾、抵抗になっていると判断したため廃止し、結果として抵抗を下げるとともに重量増加を防止した。

3.2 主翼結合方法

翼結合部には図6に示すようにCFRP製の翼フランジを貫通するスペーサーを入れたのちボルトを通す構造とした。例年のCFRP製フランジに直接ボルトを通す構造では、各種試験を行うごとにボルト穴が摩擦などの負荷がかかることにより削れることが指摘されていた。これは主翼迎角が変わってしまうことにつながる問題であったため、このような変更を行った。

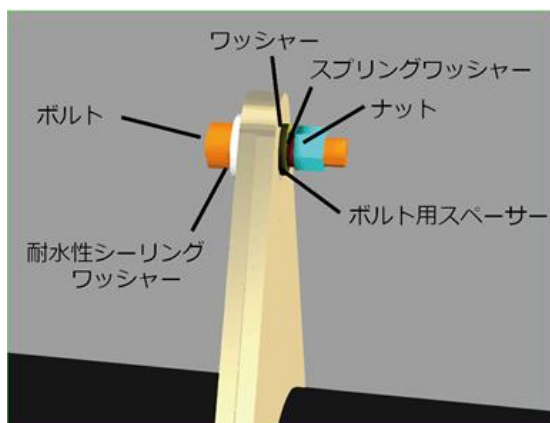


図6 主翼フランジ結合部

3.3 主翼結合部(上反角)構造

主翼結合部の上反角構造でも製作方法の見直しを行った。例年の構造は図7に示すようなCFRP積層板を手作業で切り出し、発砲ウレタンを充填したのちにGFRPパイプを被せるといったものであった。しかし、接合部一ヶ所あたり6枚の積層板を切り出さなければなら

ず、合計24枚もの数であった。これは班員が手作業で切り出すため、精度についても問題を多く抱えていた。このため2017年度機体「Squalo(スクアーロ)」の荷重試験の結果では無負荷状態で翼端に120mmの初期左右差が生まれていた。そこで、今大会出場機体「Gardenia」では精度の向上と製作工程数の削減を行うべく設計及び製作手法を変更した。偏心させたアルミ合金製の内部品をフライス盤で製作し、レーザー加工機で製作した治具を基準に取り付け、その後の工程は例年と同じ構造を採用した。工作機械を用いて材料加工を行うことにより手作業による誤差の発生を最小限に抑えた。図8が内部品を取り付けた状態である。その結果、工程数の大幅な削減と設計値の再現性が大幅に向上した。主翼桁荷重試験では無負荷状態の左右差が翼端で4mmであった。

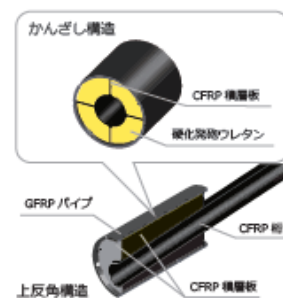


図7 2017年以前の主翼結合部構造

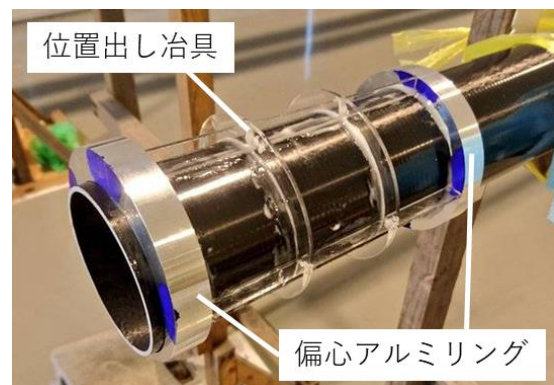


図8 主翼結合部(上反角)内部品取付状態

4. 各種試験

4.1 主桁荷重試験

当研究会ではフライトへ向け主桁荷重試験、機体重心測定、離陸走行練習、テストフライトの4種類の試験を行う。そのうち、荷重試験、重心測定を行う際の計算方法等に問題があったため、正確な試験とはなっていなかった。そこで2018年度はそれら各種試験を一から見直

し、改善を行った。荷重試験ではスパン方向の曲げモーメントを考慮した試験に変更し、設計時のたわみの妥当性を確認するとともに短時間での精度の高い試験を可能にし、長時間を必要としていた試験の効率化を達成した。例年では、一定区間ごとに区切り、その区間に発生する揚力を集中荷重として区間中心にかけていた。しかし、曲げモーメントが考慮されていなかったため、翼端では誤差が溜まり1G時で約300mmもの設計値とのズレが生じていた。その誤差を減らすため、曲げモーメントを考慮した上で分布荷重を集中荷重と近似し、試験を行った。また、例年は曲げモーメントを考慮していなかったため誤差少しでも減らすため片翼25ヶ所に荷重をかけていたが今回の見直しにより片翼16ヶ所で妥当性のある試験が可能となった。結果として、翼端での平均誤差は14mmにまで減少した。主桁荷重試験の結果を表2および図9に示す。

表2 2018年3月実施の荷重試験結果

翼根からの距離(mm)	設計値たわみ(mm)	実測値平均(mm)	絶対誤差(mm)
4287.0	150.7	100.0	-51
6039.1	280.5	246.1	-34
8751.9	534.0	499.9	-34
12550.0	952.4	938.7	-14

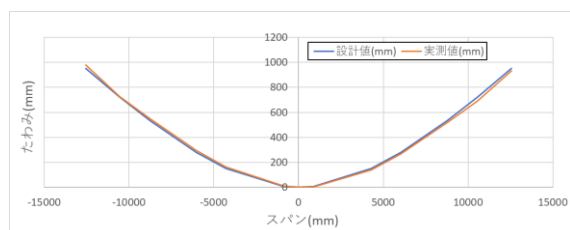


図9 荷重試験結果

4.2 重心測定試験

当研究会では主桁位置と重心位置を一致させている。そのため重心測定を行う際は主桁の中にさらにパイプを通し、パイロットの重心移動によって機体のピッチ方向を動かす訓練を行うことが可能となっている。しかしこの方法では中央翼以外の主翼を省いており主桁以外の構造物によるモーメントはこれまで考慮されてこなかった。正確に重心位置を合わせ本番フライトに臨むため、重心測定の際に省いている翼を計測し、その重量をコックピットフレームの計算した位置に取り付けることで、重心位置を合わせることが可能となった。結果として当日のフライトではパイロットが離陸直後に容易に理想とする搭乗位置に乗り込み、操縦することができた。

5.本番フライト結果および考察

大会当日は台風の接近により悪天候であった。プラットホーム上は大変滑りやすい状態で、離陸発進時に翼保持者が転倒する可能性が大いに考えられる状況であった。離陸時の風は常に変化しており、北～北西2～4m/sであった。悪環境のプラットホームで初速を稼ぐため、プラットホームからの直進発進を計画した。しかしフライト直前、プラットホーム上にて方向舵の異常が発生し動作停止となるアクシデントが発生した。そのため、飛行禁止区域突入の危険性を避けるため限界位置まで機体を風に正対させた。結果、離陸発進は無事成功し、右からの風を受け左方向へ飛行した。また、離陸直後から着水までの間にハッチが閉じないという問題も発生し、飛行距離の減少に繋がった。結果としては446.42mを記録し、歴代4位、学生記録更新、連覇を達成した。



図10 離陸した本番機の様子

6.結言

今年度は連覇及び大会歴代記録の更新を目標とし、機体の開発を行った。その結果を示す。

- (1) 翼に関する細部に至る設計・製作方法を見直し、連覇を成し遂げた。
- (2) 試験方法の見直しにより、より安全性・再現性の高い機体でのフライトが可能となった。
- (3) ハッチやラダー等の装備の故障が相次ぎ、満足のいくフライトとはならなかった。

今後はラダー等の装備の信頼性の向上、上位チームから立ち遅れているコックピットの設計・製作技術の向上を行い、歴代記録の更新を目指す。

「参考文献」

- 1) 西澤ら、津田沼航空研究会における滑空機開発について、日本大学生産工学部第50回学術講演概要、2017-12-2、6-14。
- 2) 堀ら、鳥人間コンテスト滑空機部門における木構造高アスペクト比機の開発、日本航空宇宙学会 第19回 スカイスポーツシンポジウム