

# 3951 パラfoilによる滑空・着陸技術の予備検討

## Preliminary Study on Gliding/Landing Technology Based on Parafoils

○学 小田桐真司 (室蘭工大・院) 正 溝端 一秀 (室蘭工大)  
正 杉山 弘 (室蘭工大) 正 湊 亮二郎 (室蘭工大)  
学 花輪 佳子 (室蘭工大・院)

Shinji ODAGIRI, Kazuhide MIZOBATA, Hiromu SUGIYAMA, Ryojiro MINATO, Yoshiko HANAWA  
(Muroran Institute of Technology)

The goal of this study is to develop an autonomous guidance and control system for prospective spacecraft recovery using parafoils. As the first phase of such efforts, a parafoil flight experiment vehicle equipped with a propulsion system for running and taking off by itself was designed and fabricated, with the aim of acquiring know-how of handling parafoils and designing/fabricating vehicles. In addition, on-board avionics for measuring parafoil flight dynamics were designed and fabricated. Preliminary flight experiments were carried out in Muroran. Furthermore, a plan of establishing a system for lifting the vehicles up to an altitude and releasing them for parafoil opening and gliding is outlined.

**Key Words :** Parafoil, Recovery, Flight Experiment, Autonomous Guidance and Control, On-board Avionics, Reusable Launch System

### 1. 序論

今世紀の宇宙開発の大発展を見据え、先進諸国では、高い信頼性・運用性・経済性が期待できる完全再使用型宇宙輸送システムの開発に精力的に取り組んでいる。一方、国内の大学グループでは、有翼再使用小型打上げシステムの研究開発が進められている。単一の有翼機体形状によって全ての速度領域をカバーする固定翼機体の開発・運用を最終目的としつつも、比較的短期間に低リスクのシステム開発と運用を達成するために、高速飛行を固定翼形状、低速滑空・進入・着陸をパラfoilによって行う「パラfoil回収型システム」の開発を当面の目標とし、そのための基礎技術の構築を目指している。

パラfoilとは、NASAが宇宙機回収用に開発した翼形状を持つパラシュートである。これは滑空飛行、旋回操作および定点軟着陸が可能なので、宇宙機を安全かつ確実に回収できると期待されている。

パラfoilを用いて自律的に滑空・着陸させるための誘導則・制御則を構築するためには、パラfoil飛行体の空力特性および運動特性を詳細に同定する必要がある。これまで風洞試験・飛行試験・自動車曳航実験によってパラfoilの飛行特性を検討した研究は国内に何例かあるが、自律的誘導則・制御則を構築するには飛行特性データの蓄積が不十分である。

### 2. 研究目的

本研究では、大学独自の小型再使用打上げシステムの回収を想定し、翼幅5m級のパラfoil飛行実験機を試作し、飛行実験を行うことを通して、パラfoilの取り扱いや、飛行体設計・製作のノウハウを獲得することを狙う。

また、落下開傘・滑空実験のための熱気球を用いた落下開傘飛行実験システムや、飛行特性計測・解析のためのアビオニクス系を試作する。

### 3. 翼幅5m級パラfoil飛行実験機の試作

#### 3.1 パラfoil概要

パラfoilとしては翼幅5m級のfoilカイトを使用する。その各部名称をFig.1に、諸元をTable1に示す。

パラfoilは大きく分けてキャノピーとラインによって構

成される。キャノピー前縁にはエアーインテークが設けられており、ここから流入した空気のリム圧によって翼形状が形成・保持される。コントロールラインを引くことによって抗力が増え、引いたラインの方向に旋回が可能である。

また、翼幅5m級のパラfoilの回収重量を翼幅10m級パラグライダーとの比較によって試算すると、約15kgと見積もられる。

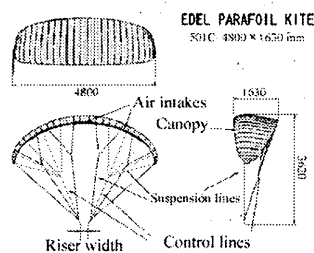


Fig.1 Configuration of the 5m span parafoil-kite.

Table 1 Specification of the 5m span parafoil-kite.

MODEL	EDEL PARAFOIL KITE 501C
Span [mm]	4800
Chord at root [mm]	1630
Wing Area [m <sup>2</sup> ]	6.69
Number of Cells	20
Weight [kg]	1.1
Max Payload[kg]	15

#### 3.2 機体系概要

機体系の立体図をFig.2に、諸元をTable2に示す。

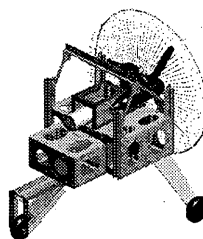


Fig.2 A 3-D image of the experiment vehicle for taking-off and ascending.

Table 2 Specification of the experiment vehicle for taking-off and ascending.

Width [mm]	674
Height [mm]	576
Length [mm]	656
Weight [kg]	9.8

この機体は、自力離陸・上昇を行うための推進機器、筐体、降着装置、および無線操縦機器で構成される。機体全備重量は、試算された回収可能重量15kgより余裕を持たせ、10kg程度にしてある。筐体は、十分な強度と計測機器搭載のための空間を確保できるようにセミモノコック構造とする。降着装置は容易に換装が可能な構造にし、夏季は滑走性と転覆角を考慮した3輪タイプ、冬

季はスキッドタイプ、と状況に応じて付け替える。推進機器としては2ストロークグローエンジン O.S-MAX160FXRING と直径16inch×ピッチ10inchの3枚羽根プロペラ、および燃料タンクを搭載する。エンジンのスロットル調整と旋回操作は、地上からの無線操縦によって、機上のサーボアクチュエータを介して行う。

4. 機上アビオニクスを試作

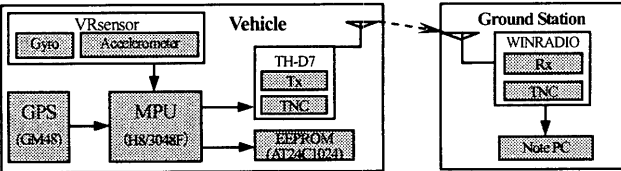


Fig. 3 The block diagram of the avionics under construction.

Table 3 Specifications of the on-board avionics.

On-board equipment	Model	Working Voltage [V]	Power-Consumption[W]
MPU	AKI-H8/3048F	+5	0.3
GPS sensor	GM-48	+5	0.7
VRsensor	GU-3013	±12, +5	73.9
Transmitter with TNC	TH-D7	+6	1.8

搭載空間及び重量に制限があるため、機上アビオニクスはできるだけ小型・軽量にする必要がある。そこで、MPU として H8/3048F を採用したエンベッドシステムとする。今回試作するアビオニクス系の諸元を Table 3 に、システムブロック図を Fig. 3 に示す。GPS および VR センサにより機体の位置・速度・加速度・姿勢角・角速度を計測し、その情報を時刻情報とともに MPU を介して 1Mbit のシリアル EEPROM に保存する。GPS および VR センサのサンプリングレートはそれぞれ 1Hz、12Hz とする。これにより、約 13 分間のデータを EEPROM に保存することができる。同時に、GPS と VR センサの計測データを MPU で 1 つに結合し、TNC・トランシーバを介して地上局に送信する。地上局では、受信したデータを TNC を介して PC に表示し、目視で確認できるようにする。地上局へのダウンリンクの手法については現在検討中である。

将来的には、コントロールラインの操舵量計測のためのポテンショメータ、対気速度計、および気圧高度計も統合したアビオニクス系を構築することを計画している。このシステムを用いてパラフォイルの飛行特性を詳細に計測・解明することを目指している。

5. 熱気球を用いた落下開傘飛行システム

5.1 落下開傘飛行実験システムの試作

パラフォイル飛行実験機を高所から落下・滑空させるためのプラットフォームとして、熱気球を用いた落下開傘飛行実験システムを現在構築中である。熱気球系は、球皮、バーナー、バスケット、LPG シリンダー、耐圧防爆防水型電磁弁、および電磁弁制御盤で構成される。各種規制のため熱気球を無人かつ係留状態で上昇させる必要があるため、LPG シリンダーとバーナーの間に耐圧防爆防水型電磁弁を2個直列に配置して、電磁弁の ON/OFF を制御盤で行えるようにし、地上から遠隔操作でバーナー燃焼を制御する。落下開傘飛行実験のシーケンスの概要を Fig. 4 に示す。

5.2 落下開傘型飛行実験機

熱気球を用いた実験に備え、推力機器を持たない落下開傘型飛行実験機を設計・製作した。その立体図を Fig. 5 に、諸元を Table 4 示す。着陸時の衝撃や安定性を考慮して4輪式としている。天候条件等によってスキッドタイプに換装が可能である。また、筐体及び降着装置結合部を自力離陸・上昇型実験機と共通化している。

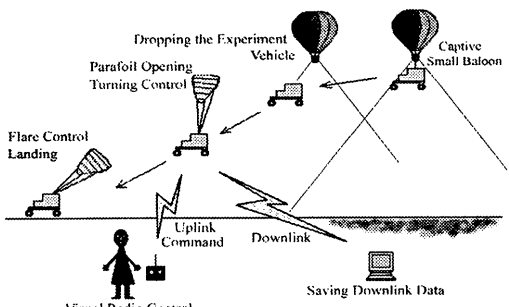


Fig. 4 Sequence of the dropping experiment using a small hot-air balloon.

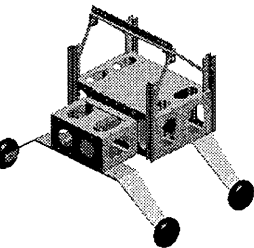


Fig. 5 A 3-D image of the experiment vehicle for falling and parafoil opening.

Table 4 Specification of the experiment vehicle for falling and parafoil opening.

Width [mm]	674
Height [mm]	572
Length [mm]	391
Weight [kg]	6.6

5.3 落下開傘予備実験

熱気球を用いた落下開傘飛行実験に備え、開傘、滑空を正確かつ確実に行えるようノウハウの蓄積を狙って、落下開傘予備実験を行った。

開傘試験の手法としては、高度差約 12m のところから吊索の付け根を一箇所に集め、畳んだパラフォイルに錘を取り付け、落下・開傘させる。4.6kg の錘を用いた落下試験では、約 8m 落下したところでほぼ開傘し、着地直前には全開となった。ごく短時間ではあるが、滑空飛行が観察された。錘重量を徐々に増やしたところ、開傘に要する高度に変化は見られなかったが、滑空状態は窺えなくなった。今後は、より高度差のある場所からの試験を行う。

滑空試験の手法としては、高度差約 30m、斜度 45°の斜面から開傘した状態で風上に放出する。放出直後に機速が離陸速度に達していなかったために、失速やローリング運動などの不安定な挙動が見られた。その後、機速が増したことによって、それらの挙動は次第に減衰し、安定した滑空を始めた。離陸点と着陸点の位置から推算された滑空比は約 3.0 であった。

6. 結言

本研究では、翼幅 5m 級のパラフォイル飛行実験機の試作し、予備実験を行った。また、機上アビオニクスの試作と並行して、熱気球を用いた落下開傘飛行実験システムを構築した。機上アビオニクスについては、地上試験で約 13 分のデータ取得に成功した。落下開傘予備実験では、パラフォイルの開傘に要するおおよその落下距離は 8m 前後ということが判明した。今後は、試作した機上アビオニクスを実験機に搭載し、飛行データの取得を試みる。また落下開傘に関わるノウハウの習得、ならびに滑空性能の改良を継続する。

参考文献

[1] 吉田拓史, "大学連携による再使用打上システムの検討とパラフォイル回収実験機の試作," 室蘭工業大学大学院修士論文, 2002.  
[2] 東昭, "パラグライダーの特性," JASPA, 日本航空協会, 1996.  
[3] 赤坂剛史, "パラグライダーの飛行性に関する研究," 東海大学大学院博士論文, 1998.  
[4] 藤沢幸徳, "H8 マイコン完全マニュアル," オーム社, 2000.