

操舵性を持った無人航空機用緊急パラシュート

An Emergency Parachute system for the Controlled Descent of Unmanned Aircraft.

田村 博* , 大高 悦裕**

Hiroshi TAMURA and Yoshihiro OHTAKA

Abstract : Unmanned aircraft do not operate with the same high level of safety as is expected of manned aircraft. As a result, there is a constant risk of accidents associated with their operation. This paper documents the study of an emergency parachute system that enables the controlled gliding and safe landing of unmanned aircraft.

Key word: unmanned aircraft , emergency parachute , flight dynamics , aeronautical engineering

1. はじめに

近年、小型無人航空機（ドローン）は、世界的にも法整備が進むと共に、規制緩和や政府の成長戦略にも後押しされながら、その有用性や関連する周辺機器技術の急速な発展と相乗して、市場的にも急成長している分野であり、空撮・測量・監視・観測用途をはじめ、輸送業務へもその活躍の場を広げようとしている。コンサルティングを行っている株式会社矢野経済研究所⁴⁾が2016年の8月に発表した資料によると、図-1のように2020年には民間用ドローンの世界市場規模が1兆円強へ拡大すると予測している。



図-1 無人航空機の世界市場成長予測

しかしながら、急速に市場が拡大するなか、機体に関するハードとソフトは、まだ発展段階にあり、安全面における課題を抱えている。今後の市場成長により、無人航空機の活用範囲の拡大、保有機数の増加に伴い、操縦者の経験や技量不足などの人的要因や、機械的あるいは電気的な内

部要因、バードストライク、電波障害や気象の問題などの外的要因による墜落事故発生リスクがあり、一定数の事故は避けられないと考えられる。現在、無人航空機用には、落下傘型の緊急パラシュートは販売されていて、装備している機体もあるが、開傘降下時は主に風などの影響を受けてどこに落下するか分からないなどのリスクがある。現状の無人航空機は落下を前提とした危機管理設計が十分ではないため、「無人地帯」での飛行が前提となっている。また国によっては商用の無人航空機には、その大きさや機体重量に関係なく緊急パラシュートの装備を義務化している国もある。2015年12月10日に航空法が改正されたからの無人航空機による事故報告は、国土交通省のホームページ⁶⁾で定期的に更新掲載されるようになった。2016年12月28日までの事故報告内容を、無人航空機の機種別件数ならびに比率として図-2に示す。

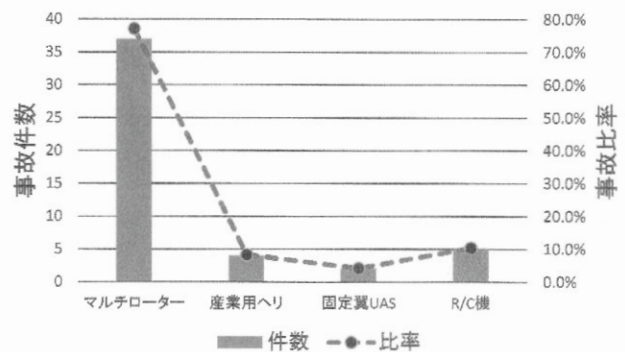


図-2 無人航空機の事故件数と比率

2017年2月1日受理

* 理工学部 機械工学科

** 株式会社 シーズプロジェクト

無人航空機を活用して高高度を飛行する事が多い空撮事業社には、より安全で安心して空撮業務を行える装備が必要と考え、緊急時には操舵して意図した場所へ軟着陸できる緊急パラシュートシステムを株式会社シーズプロジェクトと共同で研究開発を行うこととなった。

2. 事前検討

2.1 無人航空機用の落下傘式パラシュートと課題

無人航空機の落下時のリスク低減策として現在、数社から落下傘式パラシュート⁵⁾が販売されている。エアバッグのような射出式(図-3 中国 DJI 社)のものと、投下式(フランス Opale Paramodels 社)である。いずれも落下速度を緩和させる程度の機能を持たせているだけである。



図-3 落下傘式パラシュートの例

また、無人航空機用の落下傘式パラシュートを販売しているフランスの Opale Paramodels 社³⁾の各種パラシュート面積、機体重量による落下速度をグラフ化したものを図-4に示す。これによると、最良値でもパラシュート面積

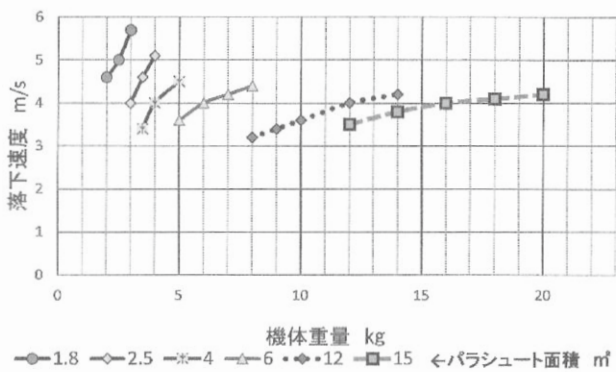


図-4 無人航空機用落下傘式パラシュートの落下速度

12 m²のもので機体重量が 8 kg で落下速度が 3m/s 強となっている。(2 kg の機体でも落下速度は 4.5m/s) 落下傘式パラシュートでは、落下時の任意誘導は不可能であり、着陸点を選ぶことができないため、風の影響などを受けて想定外の場所に着地することもある。最悪の場合、人に危害が

及ぶほか、建造物への衝突、落下時の衝撃による機体の破損、川・池・湖・海などへの水没、それに伴う収集データの喪失といった 2 次的被害を引き起こす可能性がある。

2.2 本研究の目標値設定

図-5 に示すように上空で無人航空機に何らかのアクシデントが発生し、高度の損失が始まり墜落の危険性を感知した場合、急激な高度損失から 3 秒以内にパラシュートが開き、滑空態勢に入ることができる。滑空しながらパラシュートの左右操舵を行い、安全な場所へ移動して軟着陸できる。滑空比²⁾は 3 以上を目標とする。

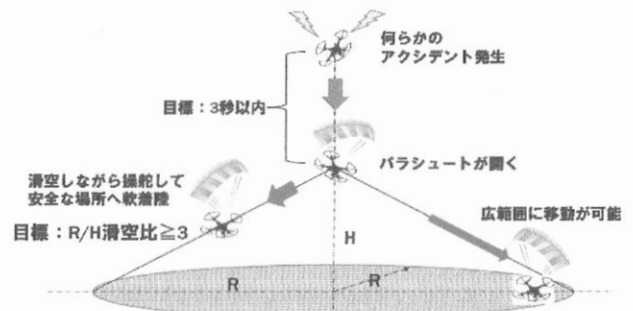


図-5 緊急パラシュートの動作イメージ

2.3 パラシュートの種類と操舵方法の検討

操舵ができるパラシュートとして、スカイダイビング用のパラシュートや、パラグライダー用の体重移動(重心位置移動)で旋回できるエマージェンシーパラシュートや滑空比を得るために、パラグライダーのキャノピー(翼)¹⁾そのものを検討した。

各種調査と予備実験などにより、2012 年頃よりパラグライダー用に進化を遂げてきている、シングルサーフェイス(1枚翼式)が有望と考えた。

同形式は通常のパラグライダー用キャノピー(翼)と比較して生地の下分が無く軽量であり、畳み易く、微風でも開きやすく適度な滑空比を持つなどの特徴を有しているため本件に適していると判断した。(図-6)

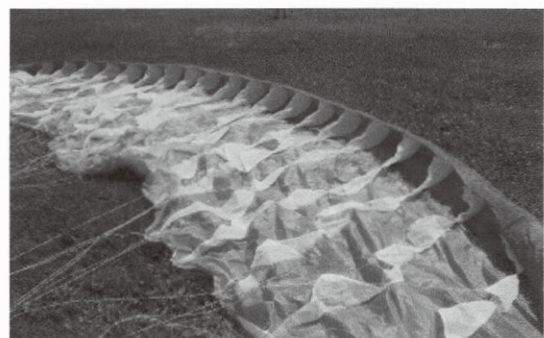


図-6 シングルサーフェイス翼の一例(パラグライダー)

重心位置を移動して方向操舵をする方法は、図-7 に示す通り、パラグライダー型の翼（キャノピー）にコントロールバーと呼ばれる操舵装置を連結し、そのコントロールバーを傾けることにより、翼の揚力成分に左右の分力を発生させ旋回操舵を行う方法である。通常のパラグライダーのように翼の後縁側をブレイクコードと呼ばれる索を引いて翼に抵抗をつけて操舵する方法¹⁾（図-8）の2種類を実験し、操舵性と滑空比を検証した。なお、実験場所である本学のグラウンドでは、無人航空機に関する航空法や国土交通省が定める安全運航に準じて行っている。

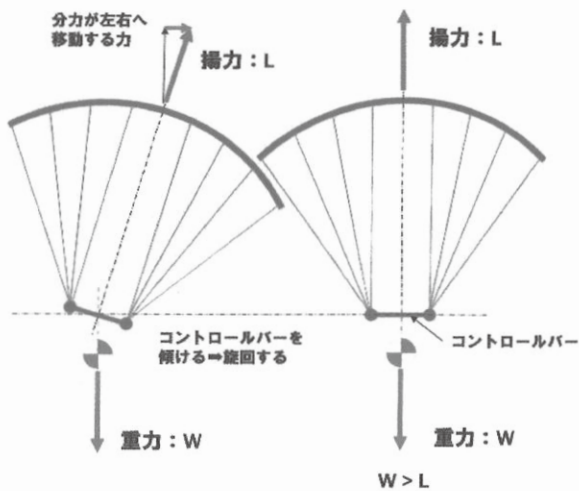


図-7 重心位置を移動して操舵する方法



図-8 パラグライダーの操舵方法

2.4 操舵性と滑空比の計測

操舵性と滑空比を実験計測するために図-9（重心位置を移動して操舵する実験機-1）と図-10（通常のパラグライダーの操舵をする実験機-2：シングルサーフェイス翼）に示すような、ラジオコントロール模型のモーターパラグライダー機を準備して、動力飛行にて上空へ上げ、高度 50m

に達してから動力を切り、滑空状態にして操舵旋回性や滑空比を計測した。なお、高度はテレメトリー気圧高度計で読み取り、滑空距離をレーザー距離計で計測した。（図-11）

なお、実験機の諸元を表-1、実験結果を表-2 に示す。

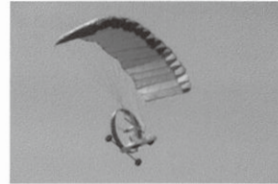


図-9 実験機-1



図-10 実験機-2

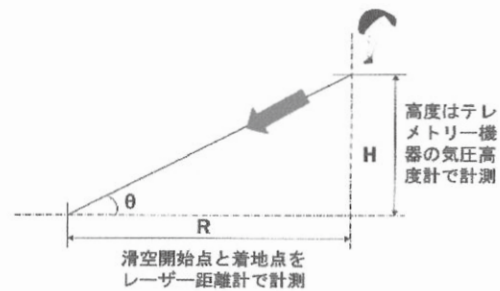


図-11 滑空比の計測方法

表-1 実験機の諸元

	実験機-1	実験機-2
機体名称	ハラブレインズボーツ	ハックハックXXS
機体の総重量	0.83 kg	0.27 kg
翼長	1.12m	1.0m
翼面積	0.97 m ²	0.50 m ²
翼面荷重	0.85 kg f / m ²	0.54 kg f / m ²

表-2：滑空比と操舵性の実験結果

	実験機-1	実験機-2
滑空比	4～5（風速：2.0m/s）	2～3（風速：1.7m/s）
操舵性	無動力滑空にて機首変更ができる程度	無動力滑空にて 180° の旋回が可能

以上の実験結果より、翼形状としてシングルサーフェイス（1枚翼）翼にて操舵による旋回性能は十分に確保できることが判った。また、シングルサーフェイス（1枚翼）翼よりも一般的なエアークラウドを持ち、ラム圧により袋状の翼形状を形成するパラグライダー翼やスカイダイビング用のパラシュート翼形状の方が、滑空比は良好である事が確認できた。しかしながら両機とも動力飛行時を想定して最適な迎え角になるように翼の取り付け角度が設定されているため、無動力滑空状態では、翼（キャノピー）

の前傾角が大きくなり良好な滑空比 (L/D) が得られていない。よってシングルサーフェイス翼でも滑空を行う最適な迎え角設定ができれば、目標の滑空比 (3 以上) は得られる可能性がある。

3. 解決すべき技術課題

3.1 想定される状態

上空でトラブルが発生した場合を想定し、各段階と落下高度ならびに滑空比の関係を図-12 に示す。

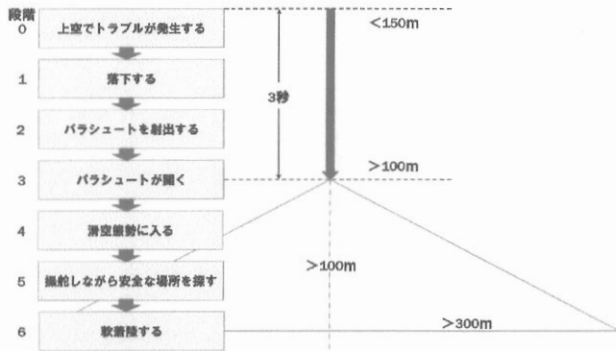


図-12：緊急状況と落下高度、滑空比の関係

3.2 解決手順

3.2.1 操舵機構

操舵機構として、図-13, 14 に示す 2 種類を設計した。図-13 は機体の上部に操舵装置を持ち、機体が水平状態で滑空することを想定している。図-14 は機体の下部 (脚の下) に操舵装置を持ち、機体の上下が逆転して滑空し着陸時にもカメラなどのペイロードが直接損傷しないことを想定している。



図-13 上部操舵装置式

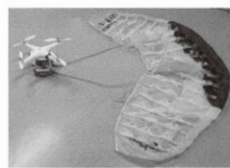


図-14 下部操舵装置式

3.2.2 滑空試験による滑空比計測

図-15, 16 に示すように、操舵装置を機体の上部、下部に搭載した機体はどちらも良好に滑空し、適度な操舵感覚が得られた。

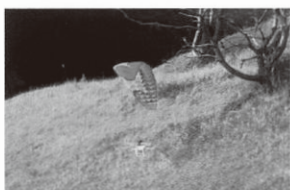


図-15 上部操舵装置式



図-16 下部操舵装置式

シングルサーフェイス翼の面積は、図-13 が 1.1 m²、図-14 が 1.5 m²となっていて、機体重量を変化させ数回の滑空試験を行った。実験時の風速は向かい風 0.5m/s で行い、投下時の高度は気圧高度計、滑空距離は投下場所と着地点をレーザー距離計で計測し滑空比を計算した。実験結果を図-17 に示す。

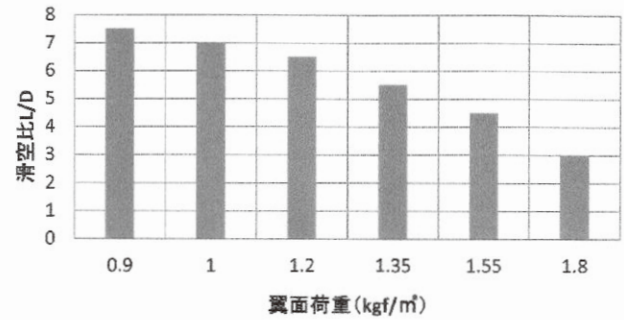


図-17 翼面荷重と滑空比

3.2.3 適正翼面荷重の推測

今回、墜落を想定した実装実験を行う機体は、DJI 社製のファントム-2 とし、機体にパラシュート装置を組付けて飛行可能な総重量を 1.5 kg 以下と想定した。パラシュートを 100 g 以下、パラシュートの射出装置または投下装置を 250 g 以下で設計・試作を行う計画とした。

図-17 より、最低限確保する滑空比を 3 以上とし、パラシュート重量と機体総重量より試算を行い、パラシュート面積を 0.85 m²、翼面荷重 1.76 kg f/m² と仮定した。

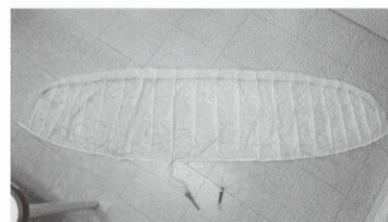


図-18 試作したシングルサーフェイス翼

表-3 翼面積 0.85 m²シングルサーフェイス翼の諸元

翼長：1.9m	重量：90 g	翼厚比：15%
M. A. C：0.433m	素材：ナイロン	索：アラミド繊維

注：M. A. C は空力平均弦²⁾

3.2.4 開きやすいパラシュートの畳み方

機体想定重量のおもりを付け、投下実験を行った。パラシュートの折り畳み方を数種類変えて行った実験の結果、パラシュートが開く時間は 3 秒以内、落下高度が 10m 程度で開傘可能な畳み方を確認できた。

現状で、最適と考えられる折り畳み方を図-19, 20 に示

す。最初にパラシュートを翼弦方向に翼型形状が維持できるように、ジャバラ折り（アコーディオン式）をして重ねていく。

次に、それを3つ折りにして空気を含まないように全体的に小さくしていき、射出装置へ装填（図-22）して、上部のフタをロックする。

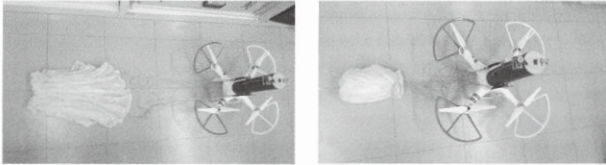


図-19 翼弦方向にジャバラ折り 図-20 さらに三つ折りにする

3.2.5 射出式機構と射出力の試算

射出装置は、圧縮コイルバネでパラシュートを射出する機構を設計した。（1次試作品は操舵装置込で340g）

図-20 状態のパラシュートを真上に1m射出できれば、機体の落下速度を利用してパラシュートが開くと想定し、重量90gの物体を真上に1m投げ上げるための力学計算を行い、装置として必要な射出力を得るための圧縮コイルバネのバネ定数を算出した。

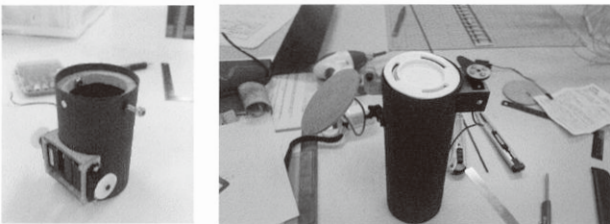


図-21 操舵装置

図-22 射出装置

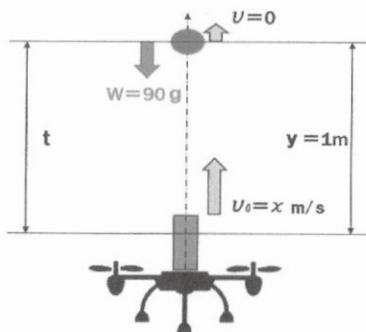


図-23 射出能力を試算する概要図

v_0 : 射出速度 m/s

v : 頂点での速度=0 m/s

t : 頂点に達する時間 s

ここでは、簡略化のため空気抵抗や射出装置内の摩擦抵抗は除外して考えると

$$v = v_0 - gt \quad \dots (1)$$

$$y = (1/2)gt^2 \quad \dots (2)$$

$$v^2 - v_0^2 = -2gy \quad \dots (3)$$

上記(1)~(3)式を利用して、射出初速 $v_0=4.4\text{m/s}$ 、頂点に達する時間 $t=0.45\text{s}$ を得る。

この数値をもとに、エネルギー保存則とフックの法則よりバネ定数 k を算出すると(4)式より $k \approx 27\text{N/m}$ となる。

$$(1/2)kx^2 = mgx + (1/2)mv_0^2 \quad \dots (4)$$

装置の精度や摩擦、空気抵抗を考慮し余力として安全率1.3を掛けて、 $k \approx 35\text{N/m}$ の圧縮コイルバネとした。

3.2.6 射出実験

この条件をもとに、バネを試作し装置に組込んだ。射出装置の内径($\phi 70\text{mm}$)に収まる缶(外径 $\phi 52\text{mm}$ 、高さ 105mm)に水を入れてパラシュートの重量 90g に調整し、同装置の射出実験を行ったところ、射出高さ $y=0.94\text{m}$ を得た。

空気抵抗や装置内の摩擦を考慮すると、ほぼ計算通りの機能を発揮できた。しかしながらパラシュートを実装すると装置内でパラシュートが広がろうとして、装置の起動時にパラシュートが装置内でこすれてしまい、高く飛び出す威力は無くなってしまったが、パラシュートを射出装置外へ放出することは可能であった。（図-24）

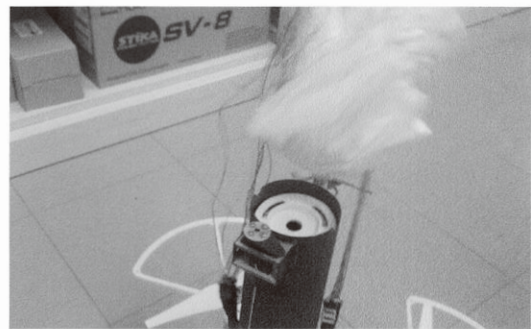


図-24 : パラシュート射出の瞬間

本装置で上空を飛行していて、緊急パラシュートを射出した場合、機体は空中に浮いているため地上での射出実験とは異なり、射出力による反動で機体が挙動し、思わぬ方向を向く可能性があるため、射出時における鉛直方向の反力を計算した。その結果、瞬間的に 3N (300g) 弱の反力（瞬間的に重量が増える方向）がかかると算出した。

緊急パラシュートと同重量のおもりを上空で射出する実験を行ったが、機体には心配される異常な挙動はなく、おもりは鉛直方向に射出できる事を確認した。

瞬間的な反力であるが、機体の高度や姿勢を維持する制

御には、外見上ほとんど影響は見られなかった。また緊急時には、機体が墜落状況にあるため、射出時の反動は考慮する必要はない。

3.2.7 投下式の機構

緊急パラシュートは、投下放出するだけで、機体の自由落下時による空気抵抗や落下速度を利用して開くことが判っているので、図-14の機体を用いて、図-25に示すようなパラシュートの投下装置を考案し試作した。

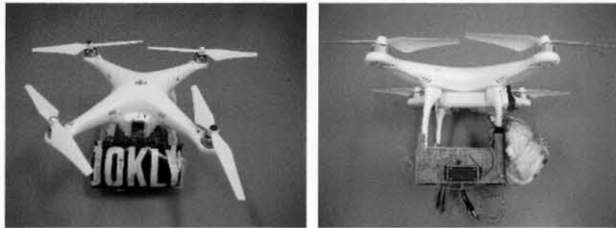


図-25：投下式パラシュートの機体

パラシュートは、射出式の時と同様の手順で折り畳み袋状のカバー内に収めている。サーボモーターによりカバーを固定しているフックを遠隔操作により外して、パラシュートを放出投下する方式となっている。

3.3 実装実験

3.3.1 射出式の実験

墜落時を想定して、上空でモーターを停止させてからパラシュートを射出する実験を行った。

コントロールによりモーターの回転を停止させるまでに約1.5秒かかる。自由落下の場合1.5秒間に11m降下(空気抵抗を無視して)するため、パラシュートが開く安全高度を考慮して高度65mから落下を行うと、図26,27に示すようにパラシュートが2秒以内で開き、滑空しながら360度旋回を行い、安全に着地することができた。



図-26：射出の瞬間 → パラシュートが開く



図-27：滑空状態 → 360度旋回し着陸態勢へ → 指定点に着陸
実測の結果、滑空比は3以上確保できた。また、滑空中

の沈下速度は1.58m/s以下であり、図-4に示す他社製品の落下傘式パラシュートの半分以下にすることができた。

なお、実験日(2016/9/30)の気象データを表-4に示すが、風速は実験中における地上高1.5mでの平均風速を記載している。

表-4：実験日の気象データ

実験日	場所	時間	天気	気温 °C	湿度 %	風速 m/s	風向
2016/9/30	大学グラウンド	11時	曇り	26.5	60.5	0.4	東
2016/11/4	大学グラウンド	14時	晴れ	25.2	38.5	0.6	南

3.3.2 投下式の実験

投下実験の様子を、図-28,29に示す。機体には、滑空時の高度変化や滑空速度を算出できるようにGPSと気圧高度計を設置した。搭載機器名は下記の通り。

- ① GPS：双葉電子工業 SBS-01G
- ② 気圧高度計：双葉電子工業 SBS-02A

得られたデータから各段階における高度差、時間差、対地速度を計算した結果を表-5および6に示す。

表-5：センサーから取得した高度と時間の関係

	離陸時	⇒	パラシュート 投下時	⇒	滑空開始	⇒	着地
標高高度m	67		156		137		67
高度差 m			89		19		70
時間 s	0		115		117		175
時間差 s			115		2		58

注：高度についてはGPSから取得した標高で表示している。



図-28：投下の瞬間 → パラシュートが開く

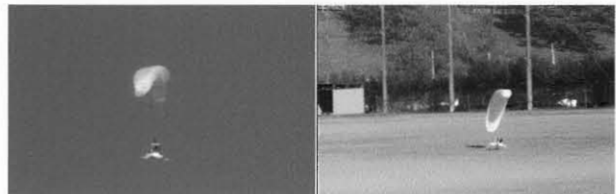


図-29：滑空状態 → 旋回しながら着陸態勢へ → 軟着陸

実験日(2016/11/4)の気象データは表-4の通り。

なお、投下式においても、墜落時を想定して上空にてモーターを停止させてからパラシュートを投下している。

パラシュートの開傘時間は、撮影していたビデオより計測すると、投下式も2秒以内に開き滑空態勢に入ることができた。

3.3.3 実験結果

搭載したセンサーから取得した滑空時間と滑空速度、および高度の関係を図-30 に示す。

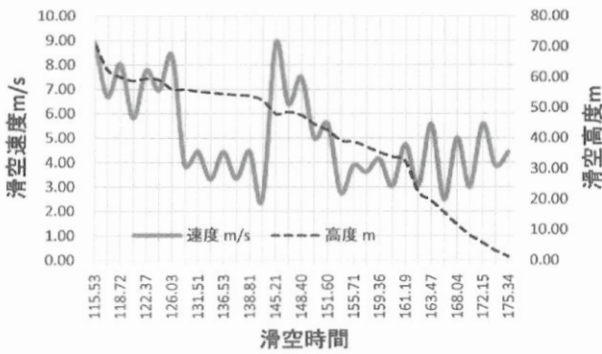


図-30：投下式パラシュートの滑空時間と滑空速度・高度

図-30の横軸は、飛行開始からの時間軸であり、パラシュートを投下した時間(116s)から、着陸(176s)までを表している。また、縦軸(左)は滑空時における移動の対地速度を表している。表-5と図-30より、滑空開始から着陸までの高度差は70mであり、その滑空時間が58秒であることから平均的な沈下速度は1.21m/sとなる。同時撮影のビデオと合わせて検証すると、滑空速度が7m/s以上を示している時は操舵旋回中である。表-6に示す滑空比²⁾は、滑空降下時の平均値としている。

表-6：射出式と投下式の諸元と実験結果

実験機体仕様	機体名	機体重量 kg	パラシュート面積 m ²	翼面荷重 kgf/m ²	沈下速度 m/s	滑空比
射出式	ファントム-2	1.52	0.85	1.79	1.58	3.50
投下式	ファントム-1	1.32	0.85	1.55	1.21	4.20

4. まとめ

項目 2.2 で以下の機能と性能の目標値を設定した。

- ① 落下後 3 秒以内にパラシュートが開傘する。
- ② 滑空態勢に入ることができる。
- ③ 滑空しながら左右の旋回操舵ができる。
- ④ 安全な場所へ移動できる。
- ⑤ 滑空比は 3 以上を確保する。

実証実験の試作品レベルでは、上記の 5 項目は全て達成することができたが、これらはいくまで基本性能が確認できた状態であり、諸条件を考慮した「製品化」に向けての可能性があるという段階である。射出式と投下式の試作と実験結果より、装置の大きさや重量などを考慮すると投下式の方が有利であると判断できる。

今後は、製品化を目標に改良を行う必要があり、現時点で考えられる改良点は下記である。

- ① 装置の小型軽量化。(有害抵抗軽減を含む)
- ② 急激な高度損失を感知して自動的に開傘する。
- ③ 機体サイズによる適正な翼面荷重の把握。

これらは、今後の研究テーマとして継続していく計画である。

5. 謝辞

本研究は、静岡市の株式会社シーズプロジェクトが、静岡県による平成 26 年度補正「ものづくり・商業・サービス革新補助金」(2 次公募分)に応募を行い採択された事案であり、共同研究のテーマ(期間：2016 年 4 月 25 日～2016 年 9 月 15 日、同継続～2017 年 3 月 31 日)をいただいた、同社社長大高悦裕氏の支援と協力に感謝します。

また大学施設を利用することにより、実験や実証、さらに試作などを迅速に行うことができ、短期間で結果を示せたことに感謝します。

参考文献

- 1) 赤坂剛史, パラグライダーの飛行性に関する研究, (博士論文, 1999 年) 第 4 章～6 章
- 2) 内藤子生, 飛行力学の実際, (日本航空技術協会, 1970 年) 35, 54, 88, 89 頁
- 3) Opalparamodels
<http://www.opale-paramodels.com/>
(参照日 2016 年 7 月 31 日)
- 4) 株式会社矢野経済研究所 プレスリリース
ドローン世界市場の調査を実施
<https://www.yano.co.jp/press/press.php/001568>
(参照日 2016 年 8 月 3 日)
- 5) Parachutedrone.com
<https://parachutedrone.com/en/>
(参照日 2016 年 12 月 12 日)
- 6) 国土交通省 ホームページ
無人航空機の飛行ルール
http://www.mlit.go.jp/koku/koku_tk10_000003.html (参照日 2017 年 2 月 10 日)