

ARLISS2009 報告書

九州工業大学スペースダイナミクス研究室 KINGS-P 稲田 安浩

大学名：九州工業大学

指導教官：平木 講儒 准教授

リーダー：稲田 安浩

メンバー：後藤 譲二, 岡田 輝政, 谷川 元章, (大会不参加：津田 和博)

【機体紹介】

1. ミッション概要

ミッション概要を図 1-1 に示す。パラフォイルを用いたフライバックである。上空の強風に流されるのを避けるため、ロケットからの放出直後はパラシュートを展開して降下し、高度 1~2km 上空でパラシュートを切り離してパラフォイルを展開、目的地へ向かう二段展開方式を採用した。パラシュート切り離し・パラフォイル展開においては、図に示すように機体の姿勢を変化させ、可能な限り抵抗の軽減を図った。位置情報、制御履歴を取得すると共に、無線機により地上局にデータを送信する。

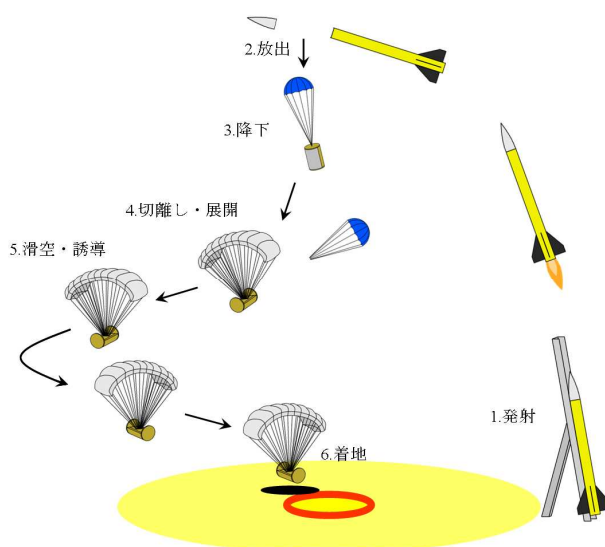


図 1-1 ミッション概要

2. CanSat 概要

2.1. 筐体

図 3-1 に CanSat の外観を示す。サイズは直径 140mm, 高さ 229mm, 質量は 955g である。筐体はシナベニヤと CFRP のハイブリッド構造であり、軽量かつ高強度を目指した。上部に GPS とパラシュート切離用のサーボモータ, ロケットからの放出検知用の光センサ, 正面

に制御用 H8 マイコン, 裏面に送信機を装備する.

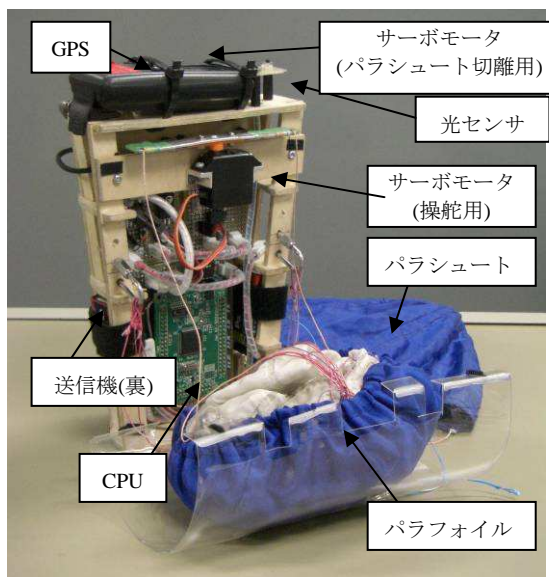


図 2-1 CanSat 筐体

2.2. パラフォイル

図 3-2 に使用したパラフォイルを示す. 翼幅 0.9m, 翼弦 0.38m, 翼面積 0.34m^2 , 質量 78g で, 水平速度 10.0m/s, 降下速度 7.7m/s, 滑空比 1.3 である.

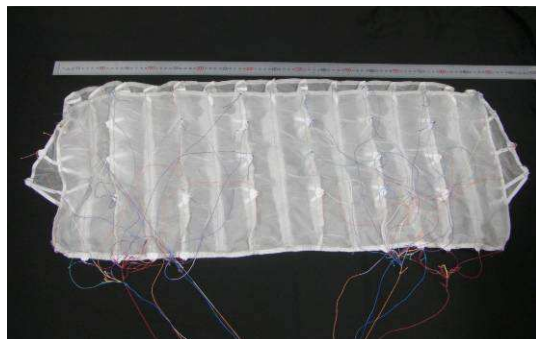


図 2-2 パラフォイル

2.3. 誘導方法

H8 マイコンは 2 秒間隔で GPS 受信機からデータを受け取り, その位置, 高度, 方位情報を基に旋回方向とコントロールラインの操作量を決定する.

昨年度の大会では, 目的地付近で高精度の誘導制御を行うため, 目的地から離れた所 (>30m) では緩やかに旋回し, 目的地付近 ($\leq 30\text{m}$) では旋回半径を小さくする方法を試みた (Zone 方式). しかし, サーボモータを取り巻く電磁気環境の変化に起因する初期位置のずれにより左旋回しにくい状態になっていたことに加え, 上空での風が風速約 8m/s 程度の追い風となっていた. これらの要因により設定していた操作量では旋回不足であったため, 大きく操作をする 200m 以内の範囲に近づくことなく目的地から遠ざかってしまった.

そこでこのような失敗を避けるため、現在と数秒前の飛行軌跡を比較し、必要に応じてコントロールラインの操作量を変更する方式（増し引きアプローチ方式）を新たに採り入れた。

図 2-3 にその誘導方法を示す。方位角が設定した範囲内であれば、方位角に比例した操作量とする。範囲外であれば基準の操作量で旋回を試み、過去と現在の方位角を比較して先回が不足していると判断した場合は操作量を増やす。その操作量が妥当であると判断した場合はその操作量を規準とする。また旋回が過剰であると判断した場合は逆方向に操作し、操作量も増やす。

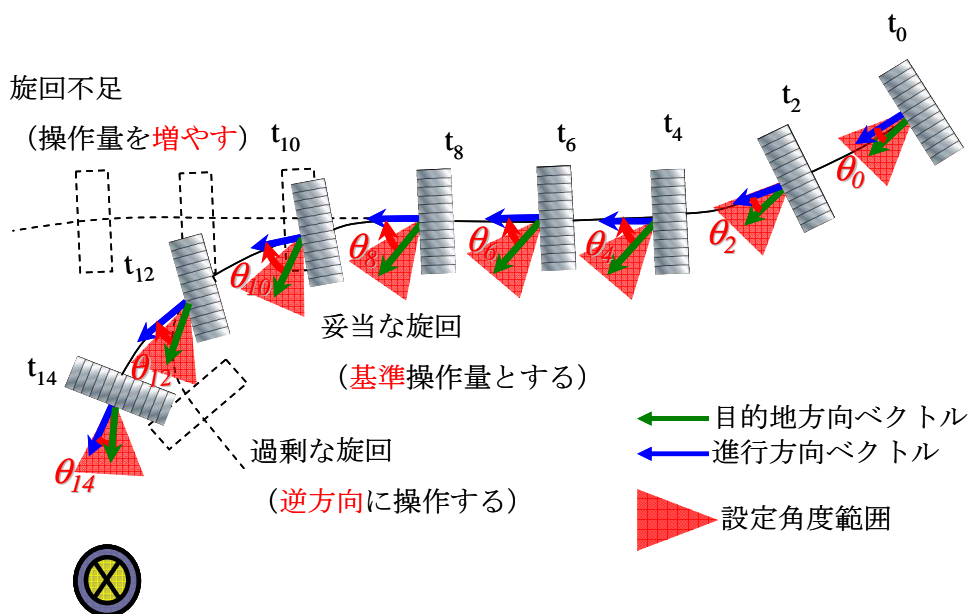


図 2-3 制御方法

【苦勞したこと・工夫したこと】

昨年度製作した筐体はシナベニヤ製であった。この材料では、パラfoilで滑空後に着地した場合は問題ないものの、パラfoilの展開に失敗し、自由落下で地面に衝突した際の衝撃には耐えられず、実験中に筐体が大破してしまうケースが多かった。そのため、予備機を何機も製作する必要があった。そこで今年度は、シナベニヤに CFRP 製の板を張り付けることで軽量かつ高強度化を図った。この改良により、筐体の強度は格段に向上し、自由落下した場合でも筐体が破損するケースは激減した。

また、昨年度の CanSat では、パラfoilで滑空する際の速度不足が問題であった。そこで今年度は、パラfoilで滑空する際に、機体の前後に取り付けていた円盤状の部品を半円状にすることで前方投影面積を減らし、滑空時の筐体の抵抗低減を図った。この改良により、パラfoilでの水平飛行速度を昨年度の 7.6m/s から 10.0m/s に高速化することができた。

さらに、昨年度はパラシュートからパラfoilへの展開成功率の悪さが問題であった。

今年度はパラフォイルの機体への収納方法を変更したことで、展開成功率が格段に向上した。この改良により、パラフォイルのコントロールラインの設定に余裕ができ、上記のパラフォイルでの滑空速度向上にも役立った。

【成果】

1回目：距離 1720m（制御履歴なし）

パラシュートが切り離されていない状態（切離用サーボが不動作）で着地しており、二段展開が機能していなかった。また GPS の電源が OFF になっていた。原因として、光センサの不動作、ロケットの振動・衝撃による GPS の電源 OFF が考えられたため、機体上部に GPS 保護用のカバーを新たに取り付けました。またロケットへの収納方法も変更した。

2回目：距離 1340m（制御履歴なし）

上記の対策を施して2回目に臨んだが、1回目と同様な結果になってしまった。パラシュート切離用が作動しておらず、パラシュートが切り離されていないかった。

【今後の課題・感想】

上記に示した通り、計 2 回の打ち上げのどちらも制御履歴が取得できない結果となってしまった。要因としては、光センサの不動作、GPS の電源 OFF が考えられる。

光センサについては、ロケットからの放出後に太陽光を検知することで、制御と履歴の記録を開始するプログラムになっていたが、落下後、制御履歴を取得していなかったため、光センサが反応しなかったと考えられる。しかし、地上試験では正常に動作しており、降下中に何らかの不具合が生じていた可能性がある。

GPS については、使用している GPS が強い衝撃を受けると自動的に電源が OFF になるタイプのものであるため、ロケット打ち上げ時の振動や衝撃、または地上に着地した際の衝撃で電源が OFF になった可能性がある。

よって以下の 2 通りの原因が考えられる。まず 1 つが、ロケット打ち上げ時の振動・衝撃で GPS の電源が OFF になった場合である。この場合、光センサが反応しても、高度情報が取得できないため、パラシュート切離し高度の判別ができず、パラシュートの切離しができない。結果としてパラシュートを展開したまま地上に着地したと考えられる。GPS には防振対策を施していたものの、更なる対策が必要となる。

もう 1 つは、GPS が OFF にならず、光センサが反応しなかった場合である。この場合、CanSat は落下中であってもまだロケットの中にあると誤認しまう。使用したプログラムでは、余計な電力消費を避けるため、放出を検知するまでは制御と制御履歴の取得を開始しない設定になっていた。よって光センサが反応しなかったことで、放出後も制御や制御履歴の取得を開始せず、そのまま地上に着地したと考えられる。GPS は地上に落下した衝撃で電源が OFF になってしまった。

以上これら 2 通りの原因が考えられるが、断定するまでには根拠が不足しており、今後追実験を行う必要がある。

今回の ARLISS では、制御履歴を取得することができず、ほぼ結果が残らない形となってしまった。今後は上記の原因を追究し、機体をさらに発展させ、来年度に向けて活動を行う予定である。