

# ペイロード搭載型モデルロケットの製作

3515 佐藤 広基

3520 田口 優真

3534 武藤 雄大

## 要旨

モデルロケットの製作と打ち上げを行うため、モデルロケットの4級ライセンスを取得した後、自作の機体を2機製作して打ち上げを行う。

次に、生卵を割らずに打ち上げと回収を行うためには、飛行中に卵にかかる重力の大きさが関係していると考えた。そこで、センサーを使用し、飛行中の加速度を計測し、飛行中の機体にかかる重力を計算した。さらに、速度と重量の関係も調べるため、ツィオルコフスキー博士のロケット方程式の検証を行った後、実際に卵を搭載できる機体を製作し、安全な打ち上げと回収を試みた。

現在、市販の機体1機、自作の機体2機のA8-3エンジンでの打ち上げに成功した。また、実際に卵を搭載できる機体を製作し、スイングテストやパラシュート放出実験などの実験を行った。

## 本論

### 1. 目的

ペイロードとして生卵を搭載し、割らずに回収できるモデルロケットの製作を目指す。

### 2. 方法

#### (1) 使用した器具・装置など

パソコン	Open Rocket	画用紙
色紙	ビニール	ビニールテープ
ゴム	タコ糸	モデルロケットエンジン(A8-3)
ストロー	発射コントローラ	発射台
高度測定器	alphaIII	Altimeter two
リカバリーワディング	瞬間接着剤	木工用ボンド
両面テープ	カプセル	ヘアピン
モデルロケットエンジン(C6-3)	スタンド	

#### (2) 実験手順

- ① モデルロケットの打ち上げに必要な4級ライセンスの取得を行う。
- ② 自作の機体を2機製作する。 1号機：Open Rocket(パソコンソフト)を使用して設計した機体  
2号機：alphaIIIを模造した機体
- ③ スイングテスト、パラシュートの確認を行う。
- ④ 打ち上げ、考察を行う。
- ⑤ ①で使用したalphaIIIに重りを載せ、打ち上げる。
- ⑥ データをもとに、考察を行う。
- ⑦ 結果を元に、3、4号機を製作する
- ⑧ スイングテスト、パラシュート放出確認を行う。
- ⑨ 打ち上げ、考察、まとめを行う。

## 2. 結果

### (1)モデルロケットライセンスの取得

初めに、モデルロケットのライセンス講習を受け、**alphaIII**の打ち上げを行い、打ち上げに必要な4級ライセンスを取得した。

### (2)自作の機体の製作及びシミュレーション

自作の機体を図1のように製作した。



図1 左：1号機 右：2号機



図2 スイングテストの様子

同時にモデルロケットのシミュレーションソフト『Open Rocket』を用いて、それぞれの機体の飛行状態をシミュレーションした。その結果が表1である。

表1 機体の諸元とシミュレーションの結果

	1号機	2号機
全長	36.4cm	31.5cm
重さ(エンジン含む)	46.7g	41.5g
直径	24mm	24mm
使用エンジン	A8-3	A8-3
予想到達高度	66.6m	77m
予想最高速度	36.4m/s	38.7m/s
予想フライト時間	19s	22.1s

**Simulation 2**  
垂直運動 vs. 時間

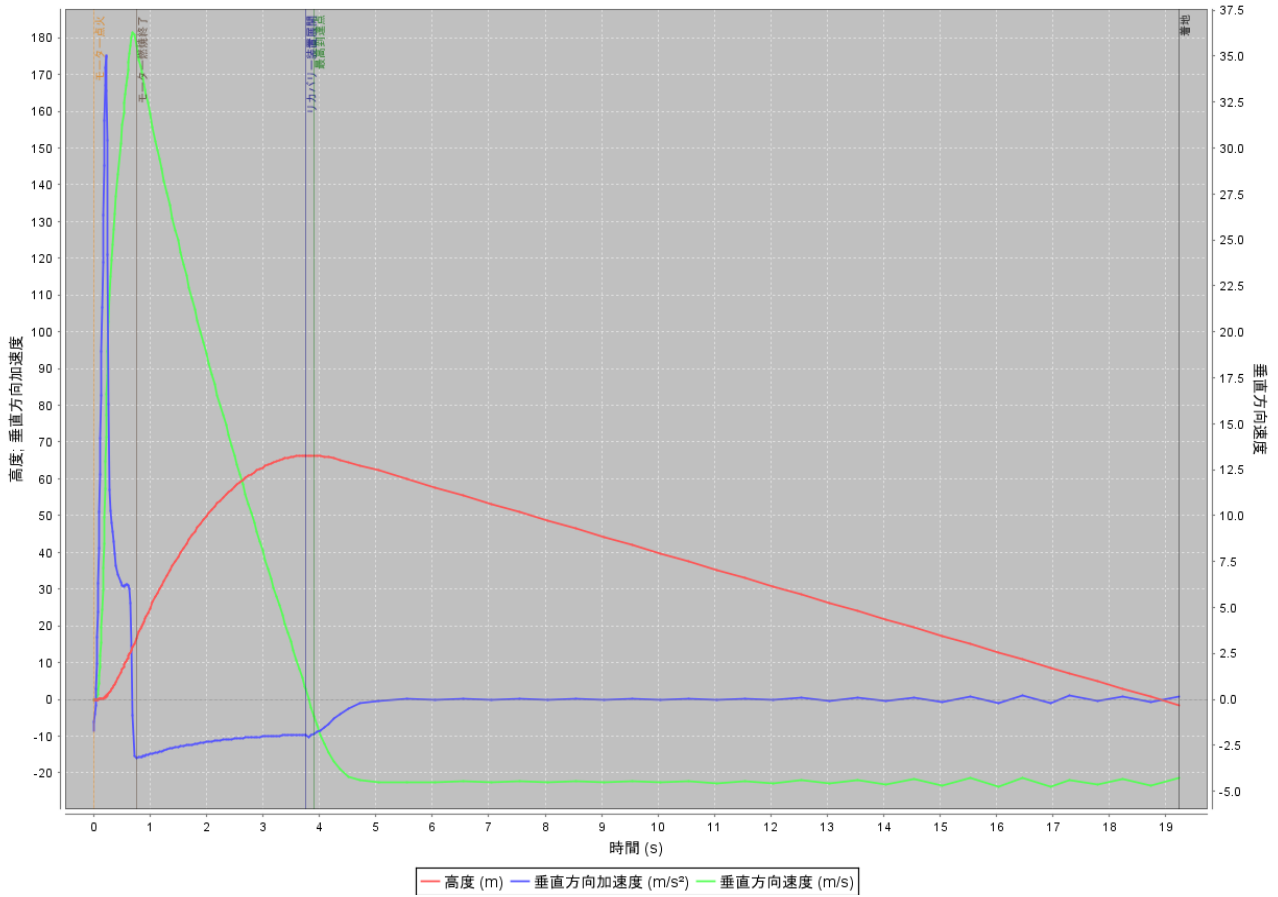


図3 1号機のシミュレーション結果

**Simulation 2**  
垂直運動 vs. 時間

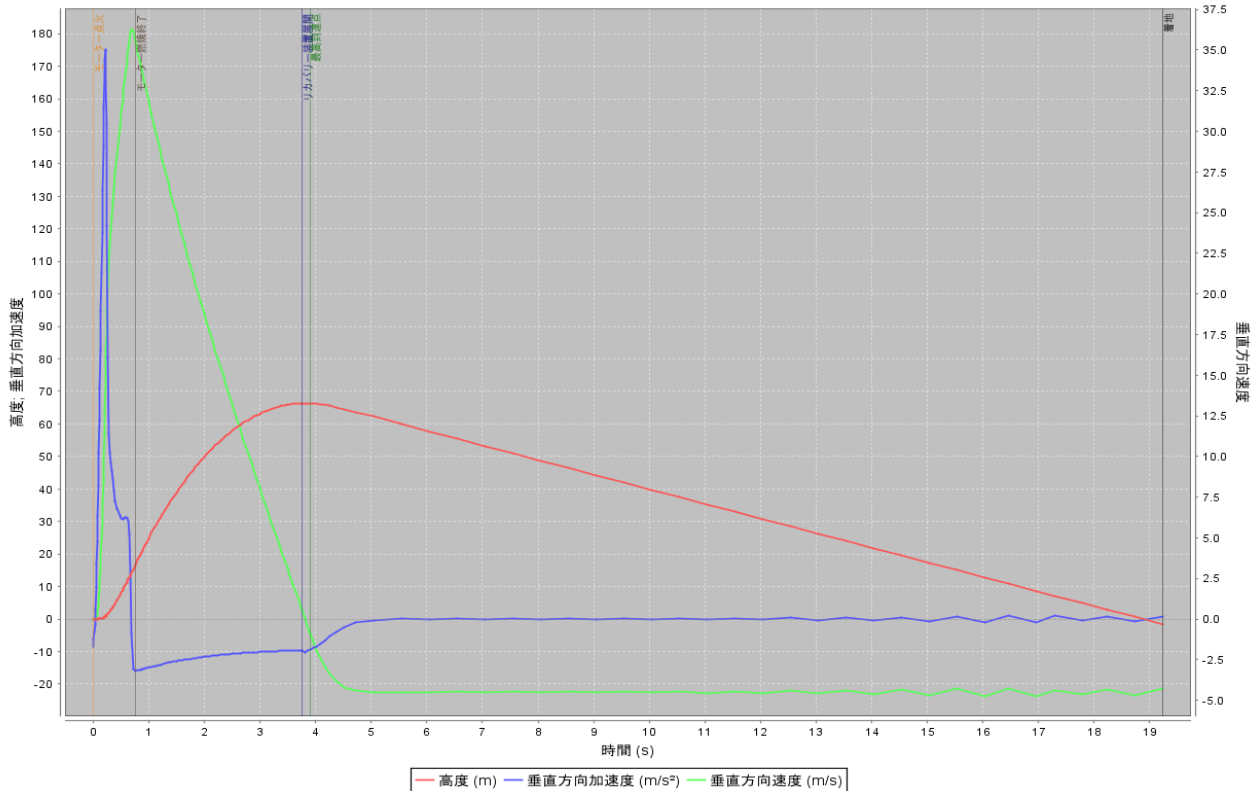


図4 2号機のシミュレーション結果

### (3)自作の機体の打ち上げ

ア.1号機・・・打ち上がったが、パラシュートの素材が硬かったためパラシュートが開かずそのまま落下。

**最高到達高度 18m**

イ.2号機・・・打ち上がったが、ノーズコーンが上手く分離せずそのまま落下。

**最高到達高度 27m**

この結果とシミュレーションで出した結果を比較すると、1号機2号機共にシミュレーションで出した値を下回った。

### (4)ロケット方程式の導出

ロケットについて様々な観点より調査を進めて行くと、ロケットの速度と質量の関係を表したロケット方程式というものがある事を知った。

ロケット方程式とは、ロシアの科学者であるコンスタンチン・エドゥアルドヴィチ・ツィオルコフスキー博士(Konstantin Eduradovich Tsiolkovskiy : 1857-1936)が導き出した方程式で、博士はこの式により人類が人工衛星を飛ばせることを予言した。この式がなかったら人類は人工衛星や宇宙開発利用ができなかったほど重要な方程式である。

そこで、このロケット方程式は自分たちが打ち上げる機体にも適応しているのか調査するため、まずはロケット方程式を自分たちで導き出した。

#### 【ロケット方程式の導出】

時刻 $t$ において質量 $m$ のロケットが速度 $V$ で飛行している また、推進剤の後方への噴出速度を $u$ とする。

$$\begin{aligned}
mV &= (m - \Delta m)(V + \Delta V) + \Delta m(V - u) \\
&= mV + m\Delta V - V\Delta m - \Delta m \cdot \Delta V + \Delta m \cdot V - \Delta m \cdot u
\end{aligned}$$

$\Delta m \cdot \Delta V$ を2次の微小量として無視すると  $m\Delta V = u \cdot \Delta m$  これを微分形で書くと

$$\Delta V = \frac{dV}{dt} \Delta t, \Delta m = -\frac{dm}{dt} \Delta t \quad \left( \frac{dm}{dt} < 0 \text{ より } \Delta m \text{ は正} \right) \text{ より}$$

$$m \frac{dV}{dt} \Delta t = u \cdot \left( -\frac{dm}{dt} \right) \Delta t \quad \therefore m \frac{dV}{dt} = -u \frac{dm}{dt} \quad \text{よって } \frac{dV}{dt} = -\frac{u}{m} \frac{dm}{dt} \text{ が得られる。}$$

ロケットが $t = 0$  から $t = t_f$ まで燃焼したとすると

$$\int_0^{t_f} \frac{dV}{dt} dt = -\int_0^{t_f} \frac{u}{m} \frac{dm}{dt} dt \quad \therefore \int_0^{t_f} dV = -\int_0^{t_f} \frac{u}{m} dm$$

ここで、ロケットの燃焼による速度増分を $\Delta V$ と表しているのので、

$$\Delta V = V(t_f) - V(0) = -\int_0^{m(t_f)} \frac{u}{m} dm$$

$u = \text{const.}$  (定数)とすると

$$\Delta V = -u \int_0^{m(t_f)} \frac{1}{m} dm = -u \int_0^{m(t_f)} (\log_e m)' dm = -u [\log_e m]_0^{m(t_f)}$$

$$\Delta V = -u (\ln m(t_f) - \ln m(0)) = u (\ln m(0) - \ln m(t_f))$$

$$\Delta V = u \ln \left( \frac{m(0)}{m(t_f)} \right) = u \ln \frac{m_{\text{initial}}}{m_{\text{final}}} \quad \text{よって}$$

この式に値を当てはめていくことで最高速度と質量の関係を求めることができる。

#### (5) センサーを搭載したロケットの打ち上げ

自作の機体にはセンサーを搭載することができなかった。そのため、センサー搭載可能で安全且つ正確に測定することができる alphaIII を使用した。センサーは市販の Altimeter Two を使用した。

今回 alphaIII にセンサーを搭載し、ノーズコーンに油粘土で製作した重りを取り付け打ち上げを試みた。



図5 Altimeter Two と 10 円玉の比較



図6 打ち上げの様子

重りは 0g、10g、20g を用意した。結果は表 2 の通りである。

表 2 センサー搭載ロケット打ち上げの結果

	±0g	+10g	+20g
使用エンジン	A8-3	A8-3	A8-3
最高高度	31m	28m	17m
最高速度	25m/s	25m/s	17m/s
燃焼時間	0.79s	0.74s	0.78s
最高加速度	6.9G	9.1G	6.1G
平均加速度	3.3G	3.4G	2.3G
降下速度	7m/s	8m/s	8m/s
飛行時間	7.4s	5.7s	4.0s

また、以上のデータを元に(4)で求めたロケット方程式に沿ってグラフ化した。(図7)

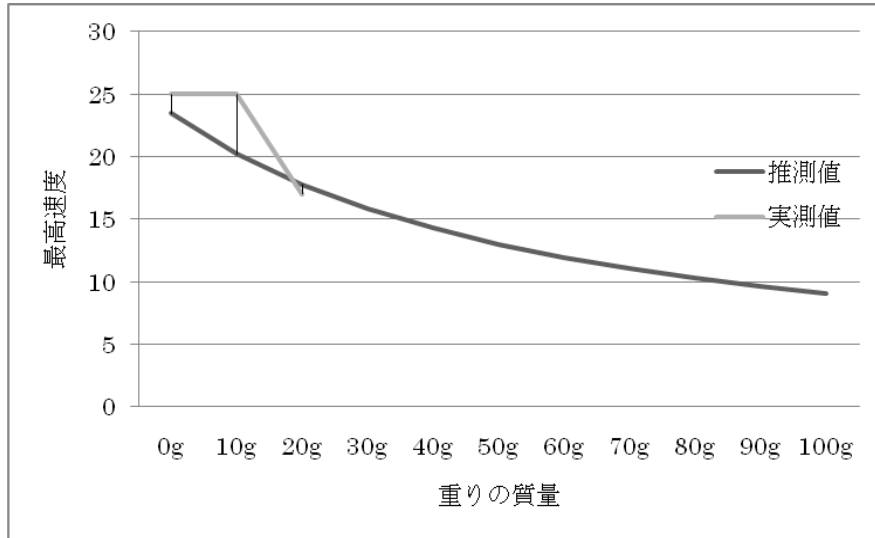


図7 最高速度の推測値と実測値

(6)3、4号機の製作

センサーの稼動確認ができたため、実際に卵を搭載できるロケットを製作した。

その後、シュミレーションソフトを用いて、飛行状態をシュミレーションした。結果は次のようである。

表3 機体の諸元とシミュレーションの結果

	3号機	4号機
全長	38.4cm	38.5cm
重さ(エンジン含む)	149g	158g
直径	50mm	32mm
使用エンジン	C6-3	C6-3
予想到達高度	90.9m	65.8m
予想最高速度	38.8m/s	27.9m/s
予想フライト時間	17.8s	19s

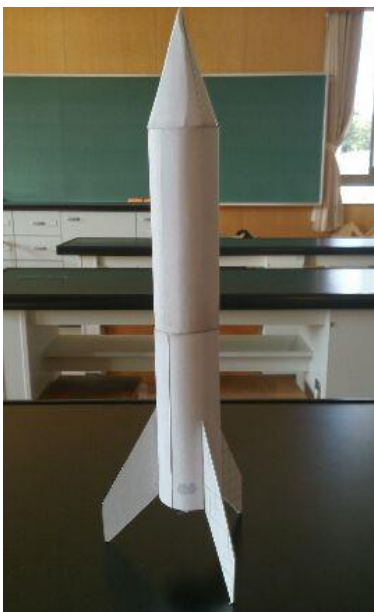


図8 3号機



図9 4号機

### Simulation 1

垂直運動 vs. 時間

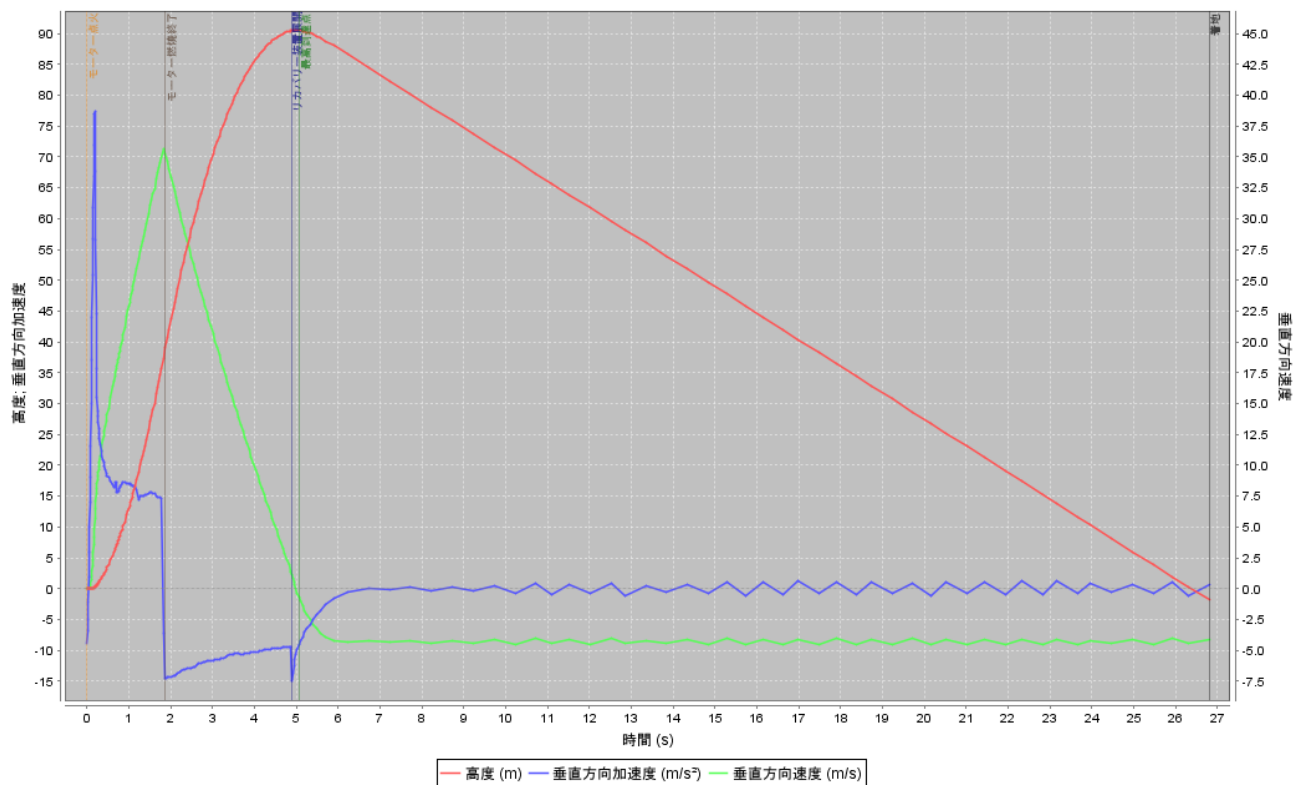


図 10 3号機のシミュレーション結果

### Simulation 1

垂直運動 vs. 時間

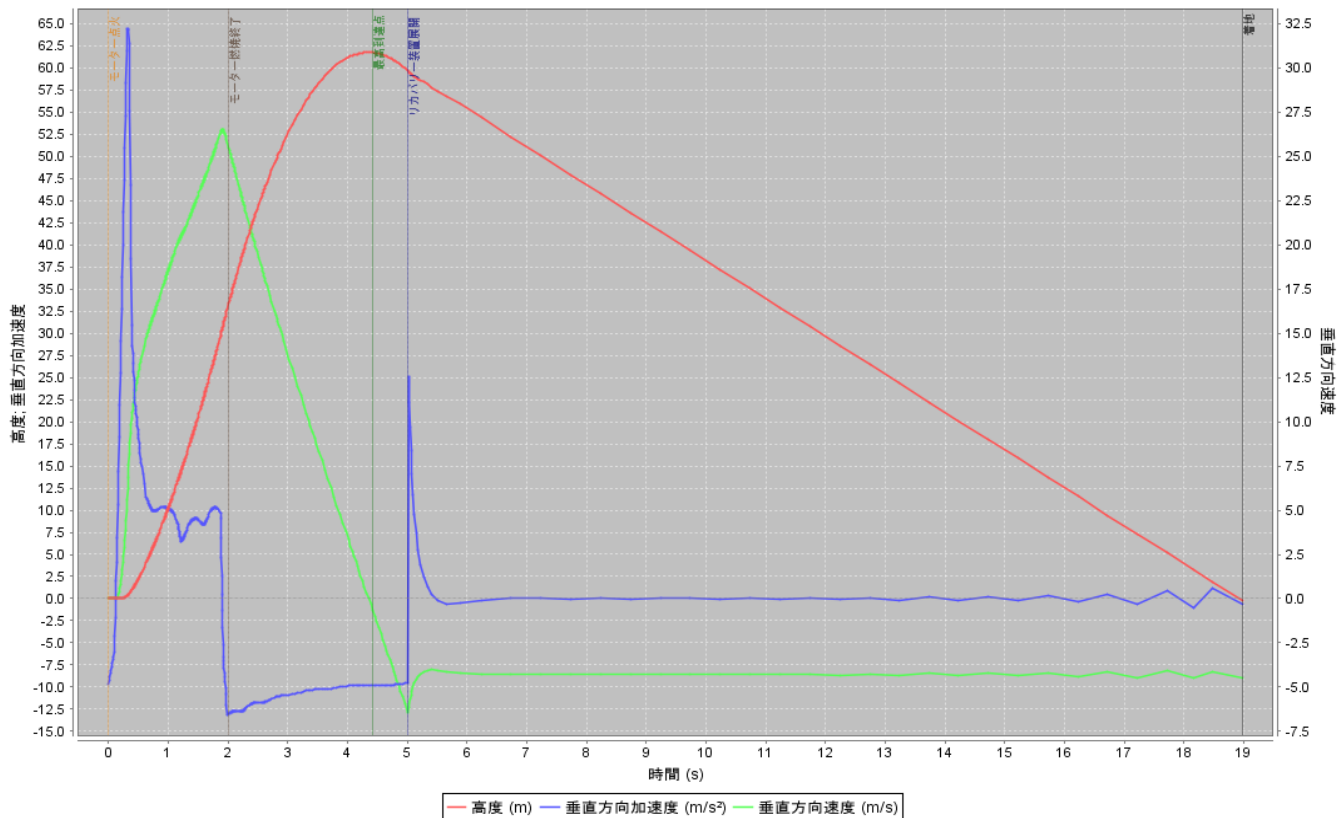



図 11 4号機のシミュレーション結果

表3 参考：ロケット4機の比較

機体外観				
全長	36.4cm	31.5cm	38.4cm	38.5cm
重さ(エンジン含)	46.7g	41.5g	149g	158g
直径	24mm	24mm	50mm	32mm
使用エンジン	A8-3	A8-3	C6-3	C6-3
予想到達高度	66.6m	77m	90.9m	65.8m
予想最高速度	36.4m/s	38.7m/s	38.8m/s	27.9m/s
予想フライト時間	19s	22.1s	17.8s	19s
予想フライト時間	19s	22.1s	17.8s	19s

また、その後、安全な打ち上げのため、①スイングテストと、②パラシュートの放出確認（図 12～図 15）の作業を行った。

### 【3号機】

#### ①スイングテスト

実際に機体を打ち上げたとき、重心 CG（重力中心）が CP（圧力中心）より先端部に近いところにあるという位置関係が成り立っていると、機体はぶれずに直進する。これを確かめるために機体に糸をつけ、振り回したとき、先端を前にして飛ぶか確認する。

**結果：**先端を前にして飛んだが、途中で機体がぶれてしまい、失敗。

#### ②パラシュートの放出確認

今回製作したロケットは前回製作したロケットよりもボディーの直径が太く、圧力が分散してしまうため、実際に打ち上げたときうまくパラシュートが開かない可能性があるため、実際にエンジンに点火して確認する。

**結果：**上部と下部は分離したが勢いはあまりなく、パラシュートが放出されなかった。また、エンジンとパラシュートを格納した位置が近かったためか、パラシュートが熱で溶けてしまった。



- ③1回目の実験を踏まえ、パラシュートの取り付け位置と格納位置を変え、②の実験を再度行った。  
**結果**：改良した3号機でパラシュートは放出されたが、前回と同じように熱で溶けてしまった。  
構造上これ以上改善の余地がないと思われる。



図 12 実験の様子



図 13 実験後の機体内部の様子

#### 【4号機】

##### ①スイングテスト

**結果**：機体は全くぶれることなくきれいに円を描いて飛んだ。

##### ②パラシュートの放出確認

**結果**：勢いよく先端部が飛び出し、パラシュートも放出された。しかし、こちらの機体もパラシュートが溶けてしまった。しかし、こちらの機体は、リカバリーワディングという難燃紙を多く入れることで防げるのではないかと考える。



図 14 4号機の実験の様子



図 15 実験後のパラシュートの様子

### (7) 4号機の打ち上げ

打ち上げは C 型エンジンという現時点で保有しているライセンスで取り扱える最大のエンジンを扱う。そのため、学校のグラウンドでは危険が生じる可能性があるため、外部の広い場所で打上をする予定である。

打ち上げ時には卵とセンサーを搭載する。

## 3. 考察

(2)(3)・自作の機体の打ち上げにおいては二機ともに打ちあがったが、1号機はパラシュートの材質と畳み方が不十分であり、2号機はノーズコーンがうまく分離しなかったため、設計上のミスで墜落してしまった。

・実際の機体を製作する際、設計時に示された材質と同じものを使用して製作できなかったため、機体の質量にシミュレーションとの誤差が生じ、シミュレーション通りの結果とはならなかった。

⇒ 設計段階から材質等にまで気を配り、慎重に機体を製作していきたい。

(5)・20gの時うまく打ち上げができず、他の二つと比べてデータが急激に落ちたのは、機体が重りの質量によって地面と垂直に進むことができなかったからだと考えられる。

・10gの時の結果がロケット方程式に当てはまっていないのは何らかの誤差が生じた可能性があるため、何度も打ち上げし、多くのデータより結果を求めることができたらさらに正確な結果が得られると考える。

⇒ 現時点では alphaIIIでしか測定できていないため、今後は卵等の大きさ・質量の物体をペイロードとして搭載できる機体を作成し、測定していきたい。

(6)(7)・3号機は卵を搭載することを第一に考えすぎてしまったため失敗した。

・4号機は今のところ安全に打ち上げができると考えられる。先に述べたような点や、これから取り付けるパラシュートなどや、打ち上げ時の気候条件なども安全な打ち上げ・回収には必要なので、配慮して制作を行う。

⇒ 「卵を搭載する」と「安全な打ち上げ」の両方の条件を満たすことが必要なため、今後も、熱で溶けにくい材質を用いてパラシュートを作ることや、パラシュートの開きやすい折りたたみ方、風に流されにくくするにはどうするか考える等、改善を行う必要がある。

## 4. 参考文献

アマチュア・ロケットィアのための手作りロケット完全マニュアル

日本モデルロケット協会 監修 久下洋一 著

模擬講義:ロケット方程式の導出と意味について (URL:<http://yumenavi.info/reference/g0034051.pdf>)