

平成29年 缶サット甲子園 近畿地方大会

ミッション概要説明書

ミッション課題

「有人探査機の着陸装置における, 安全性の研究」

大阪電気通信大学高校 メカトロニクス部

2年	武田	亮	たけだ りょう
	川崎	歩	かわさき あゆむ
	田口	学	たぐち がく
	高松	宏匡	たかまつ ひろまさ
3年	山本	耕大	やまもと こうだい
1年	桶田	征志郎	おけた せいしろう
	岩崎	昂紘	いわさき あきひろ

1. ミッションの概要

近年、地球に類似する惑星などが新しくNASAの望遠鏡によって発見されている¹⁾。さらに、NASAは、2021年に小惑星の有人探査を計画していると発表した²⁾。また、バイオスフィア2研究では、大規模な閉鎖人工生態系施設による閉鎖された生態系の中での2年間の有人実験も行われ、惑星移住の可能性も研究されている³⁾。このような背景から有人探査が今後行われることになるといえる。

有人探査において一番もんだいとなるのは安全性だと考える。小惑星に着陸して調査活動を行って、地球に帰還することを考えると、宇宙飛行士、科学者等のクルーの人命をどうやって守るのか、また、調査や実験の機材、帰還用の機材を無事にその小惑星等に着陸させる必要があると考える。そこで、私たちは、まず着陸時の安全性を考えて、その探査機を模した機体を作製して実験を行い、その安全性の検証を行うことを今回参加する缶サット甲子園のミッションと定めることとした。

本ミッションでは、有人探査機モデル缶サット機体「ESPr :エスパー(Egged Space Probe)」の開発をして、その着陸時の安全性検証を行うことを考えた。主な検証内容は次の点である。

- ① 有人探査機モデルとして、宇宙飛行士モデル「生卵君 S」 搭乗スペースを確保し、缶サットに搭乗させた状態で実際に打ち上げ実験を行い、無事に帰還できることを確認する。
- ② 各種物理データの取得を行い、打ち上げから着陸までの運動状態の解析を行うようにする。特に、打ち上げと着陸前後の運動状態(速度・加速度)の解析を行って「生卵君 S」の帰還状態との相関関係に関する考察を行う。

【取得データ】 加速度・角速度・気圧(高度)・温度・速度計算・リアルタイム動画

- ③ 地上局との通信をリアルタイムで行い、打ち上げの状態を確認しながら、「生卵君 S」の様子を随時、動画でモニタする。

2. 目的と意義

2-1. 目的

宇宙開発が積極的に行われると、ロケットのトラブルなどによる事故が問題として挙がってくる⁴⁾。宇宙計画の目標の一つである有人飛行があり、既に詳細な検討がなされており、惑星有人探査への探査機はスペースステーションから発進することになっており、惑星間の通信・航行管制システムの確立、安全性の確保等が課題となっている。宇宙探査の各工程において、有人探査が行われるとなるとあらゆる場面での安全性が第一に考えなければならないことだと考える。

そこで私たちが注目したのは、着陸時の衝撃である。搭乗者の人命や機材の破損について考えたとき、この衝撃をいかに抑えるかが重要であると考えた。本ミッションでは、ロケットから放出された缶サットを落下の衝撃から守り、その様子を地上からモニタすることである。

350ml 缶サイズの有人探査機モデル缶サット機体「ESPr :エスパー」は、搭乗者を生卵に置き換えて、その生卵を割らずにいかに着陸させるかを第一の目的としている。そのために、ロケットを安全に最高点まで到達させるために安定した直進性を持たせる尾翼の設計と、減速機であるパラシュートに関して生卵の安全性を考慮した速度設計を行った。このシステムを開発すれば、落下衝撃の少なく安全の向上ができるのではないかと考えた。本ミッションは、危険な宇宙飛行において生じるトラブルでの乗員の安全確保、及び乗員の状態を地上から常にモニタできるような脱出機構の開発、検証実験である。

2-2. 重要性・技術的意義等

このシステムができれば、実際の有人探査機における事故などがどのようにして起こるのか、また、安全性を高めるための条件が考察できるので、事故が少なくなると考えた。また、広い意味で宇宙開発の際などに、トラブルや事故があった際に安全にロケットから脱出できて、搭乗員の様子も常時モニタできるためシステムはいろいろなどところで使われることになると思う。しかし、あまり複雑なシステムでは汎用性が低くなり今後の宇宙開発の広がりを考えるとあまり適していないと考えて、本ミッションでは、インターネットプロトコルを用いて通信を行ってIoT機器との連携は容易にすることを考えた。これから、宇宙開発における危険性の低減や安全性の向上、システムの単純化によって、宇宙開発、惑星間移動の安定化につながるのではないかと考えた。そしてこの本ミッションでのシステムは、日常生活でも見守りシステムや健康機器への応用も可能となるので、この過酷な状況での検証意義は高いのではないかと考える。ただし、今回は、ロケットや惑星探査機の機体本体の破損・破壊による緊急性を要する場合の脱出ミッションに関しては考慮できておらず、正常な着陸状態を検証すること以外考慮できていないので、緊急時に関する検証は今後の課題である。

3. 実験検証内容

3-1. 機体の尾翼仕様決定予備実験について

本ミッションのロケットとモデル缶サット「ESPr: エスパー」の仕様検討について説明する。ロケットの尾翼の設計については、ロケット全長と重心を考慮に入れた理論式⁹⁾からいくつかの形状・サイズのパターンを試作して用意し、ペットボトルロケットにおいて簡易的な飛行実験を行い最適な仕様を決定した。

ペットボトルは、2リットルの容器を用いて機体製作を行った。そして、安定した飛行実験を行いたいと考えて、一定条件での飛行の様子を動画撮影し、その結果を確認してデータ分析を行った。まず、「ペットボトルに注入する水の量」と「空気入れの回数」を決める初期データを取得した。ペットボトルに注入する水の量350ml、空気入れの回数を30回として飛行条件の確認を行った(図1)。実験回数を10回行って、到達高さ H [m]に対する打ち上げ箇所からの水平距離 W [m]として、 $\tan\theta$ の値を計算して、「×」印は動画データを取得する固定カメラのフレームから外れたものである。その結果を確認した(表1)。



図1. 飛行実験検証実験の様子

表1. 飛行実験初期データ取得結果

	H	W	$\tan\theta$
一回目	5	2.5	0.5
二回目	4.8	1.8	0.375
三回目	×	×	×
四回目	4	0.8	0.2
五回目	×	×	×
六回目	4	0.4	0.1
七回目	×	×	×
八回目	4.8	2.5	0.52
九回目	×	×	×
十回目	×	×	×

結果は、10回中5回が大きく水平方向にはずれずに、ほぼ同程度の高さ H [m]の値が得られたので、尾翼のサイズを変えた実験を行う際に、50%で実験を評価可能な飛行実験が可能であると考えた。そこで、3回の実験を行い、そのうち評価可能な結果となった各データを比較して評価を行った。尾翼の形状は平行四辺形として、幅と長さを変えて9種類作成した。式1)によってペットボトルロケットの各部の値によって尾翼のサイズを設計する理論式を示す⁵⁾。安定性の高い値を検討するために行った飛行実験の条件を表2に示す。尾翼の縦のサイズを大、中、小の3種類で、幅をそれぞれに大、中、小の3種類で試作を行った。

式1)

- $C_s = (X - G) / d$: 安定比
- $G = (W_R a + W_E b) / (W_R + W_E)$: 重心
- $X = x(a, l)$: 圧力中心

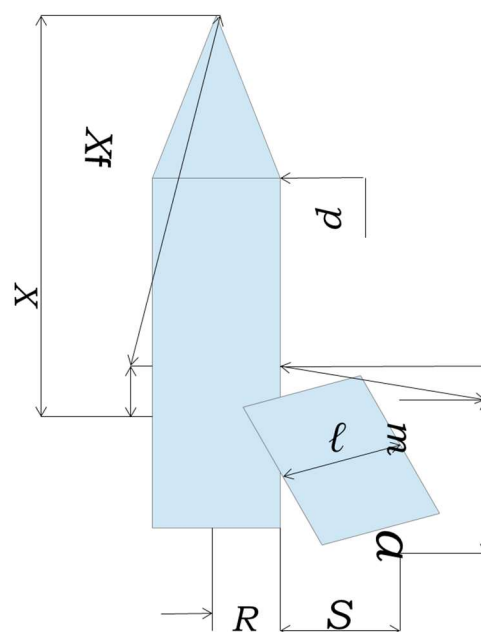


図2. ペットボトルロケットの各値

表2. 尾翼サイズ検討飛行実験条件

type	a	ℓ	コメント
A	11.2	6	縦(a):小 横(ℓ):変化させる→フィンの幅を広く
B		7	
C		9	
D	16.7	9	縦(a):中 横(ℓ):変化させる→フィンの幅をさらに広く
E		11.2	
F		16	
G	22.4	12	縦(a):大 横(ℓ):変化させる→フィンの幅をもっとも広く
H		15.2	
I		22.1	

表3. 尾翼サイズ検討飛行実験データ取得結果

タイプ	1回目		2回目		3回目		$\ell(\text{cm})$
	高さ $H[\text{m}]$	$\tan\theta$	高さ $H[\text{m}]$	$\tan\theta$	高さ $H[\text{m}]$	$\tan\theta$	
A	9	0.287	8.5	0.212	×	×	6
B	7.5	0.466	4.5	0.212	×	×	7
C	3	0.364	×	×	×	×	9
D	×	×	6	0.213	5	0.11	9
E	3.5	0	5	0.268	5	0.364	11.2
F	8	0.7	6.5	0.624	7.3	0.268	16
G	6	0	×	×	5.1	0.268	12
H	4.5	0.052	4	0.087	5	0.117	15.2
I	3.5	0.087	×	×	5.3	0.14	22.1

表3からE, F, Hのタイプでは3回とも評価可能な結果が得られて、その他では、3回中に2回か1回評価可能な結果となった。また、 $\tan\theta$ の値では、より小さい値をとるほうが、まっすぐ上方にとんでいることになるが、Hで比較的小さい値となっていた。結果として、Hが最も安定した飛行状態であった。また、表4に式1によって設計した値を示した。ここでは、安定比 C_s が大きな値であるものが、より安定しているが、G, Hで高い値となった。以上の結果から本ミッションでは、Hタイプのサイズ比の尾翼を最適と結論付けて、それを基にロケットの製作を行った。

表4.尾翼設計理論値

タイプ	圧力 (C_{Na})fb	重心 $G(cm)$	圧力中心 $X(cm)$	安定比 C_s
A	2.81	5.83	5.42	$-455 \cdot 10^{-3}$
B	2.7	5.18	5.35	$-188 \cdot 10^{-3}$
C	2.1	5.16	4.83	$-388 \cdot 10^{-3}$
D	6.44	5.16	6.72	$378 \cdot 10^{-3}$
E	6.17	6.38	6.67	$322 \cdot 10^{-3}$
F	5.57	6.38	5.83	$-611 \cdot 10^{-3}$
G	11.3	6.36	11.6	5.83
H	11	6.36	11.2	5.39
I	10.2	6.35	10.5	4.61

3-2. パラシュートの仕様決定予備実験について

卵が割れないようなパラシュートの開発も同様に、岩谷式パラシュート⁶⁾について調査して、理論式⁵⁾と照らし合わせて最適な速度となるような設計を行った。有人パラシュートの最適値 v_p と、エッグドロップコンテストでの卵が割れない値の参考値 v_e は、それぞれ $v_p = 5 \sim 10 [m/s]$ 、 $v_e = 3.1 [m/s]$ である。そこで、岩谷式パラシュートで設計をして、また、ロケットへの収納による大きさの制限も考慮して試作を数パターン行って、実際に250gの缶サット内に生卵を入れて実験を行い、高校校舎の屋上(5階建て)からの投下で無事割れずに回収ができた。最終的な設計値は $v = 10.6 [m/s]$ となる値であった。

4. モデル缶サット「ESPr : エスパー」の電気仕様

4-1. 「ESPr」のシステム仕様について

システムはIoT技術を取り入れて、ラズベリーパイZEROを使用することで、「生卵君S」の居住スペースを確保できた。電源は、cheero社製のモバイルバッテリーを使用することで安定した電源供給を可能とした。センサには、加速度、角速度の計測用9軸センサ MPU9250、高度計測用気圧・温度センサ BMP180を使用して、I²C通信によってデータを取得して、CSVファイル形式データで保存する。また、ラズベリーパイカメラモジュールを用いて遠隔地からインターネット経由で動画確認が可能のようにサーバを起動した。また、WEB経由で基地局側から缶サットにアクセスしてWEBブラウザにおいてデータを取得できるようにした。リアルタイムグラフ化は課題である。よって、データはラズベリーパイ側に保存すると、WEBから取得できるようにして、運用中にリアルタイムでデータ取得可能であり、回収が難しい場合にもデータは取得可能なものとした。

【参考文献】

- 1) 惑星系の多様性と普遍性－太陽系外の惑星の発見－, 井田茂, 日本惑星科学会誌, vol.6 , No.1, 1997
- 2) 米航空宇宙局(NASA)の新型ロケット開発計画, 東京新聞, 2011年9月15日
- 3) バイオスフィア2－中からみたその実態－, 大野英一・高倉直, 生物環境調節, 日本生物環境工学会, vol.34, NO.4, 1996
- 4) 宇宙法と宇宙政策の進展, 浅野裕司, 東洋法学, 東洋大学法学会, vol.34, NO.2, P43-69, 1991
- 5) 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, 久下洋一, 日本ロケット協会, 2007
- 6) 岩谷式パラシュート説明書, 岩谷圭介, <http://www.fusenucyu.com>, (2017年7月3日現在)