

東京工業大学 CREATE

第 6 回伊豆大島ロケット共同打上実験報告書

2014 年 11 月 29 日

東京工業大学ロケットサークル CREATE

構造班 大村 徹

電装班 齊藤 誠

電装班 後藤 公太

電装班 日下部 雄樹

1 実験目的

- ・ HyperTEK J250 でのキロメートル級打上実証
- ・ 準天頂衛星みちびきを用いた GPS 測位の鉛直方向座標精度実証
- ・ 高速度移動体の振動解析用高速データ取得
- ・ 無線通信実証

2 実験概要

本打上実験では, CFRP および GFRP の併用構造を採用し, 到達高度 1km のハイブリッドロケットの打上を行う. 電装区画には準天頂衛星みちびきからの測位情報を取得できるモジュールを搭載し, みちびきを利用した鉛直方向座標の測位精度を実証する.

3 実験日時

2014 年 11 月 15~16 日

CREATE の打上実験は 11 月 15 日 16:02 点火

4 実験場所

東京都大島町三原山噴火口周辺(裏砂漠, 奥山砂漠一帯)

実験場所周辺の地図を図 4.1 に示す.



図 4.1 打ち上げ場周辺地図

5 機体概要

5.1 機体名： C-02J

5.2 機体諸元

機体外観を図 5.1 に示す。



図 5.1 機体外観

機体概要図と機体寸法図をそれぞれ以下図 5.2 および図 4.3 に示す。

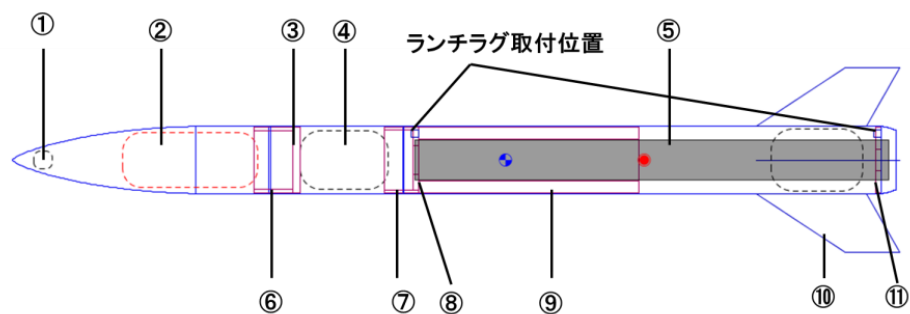


図 5.2 機体概要

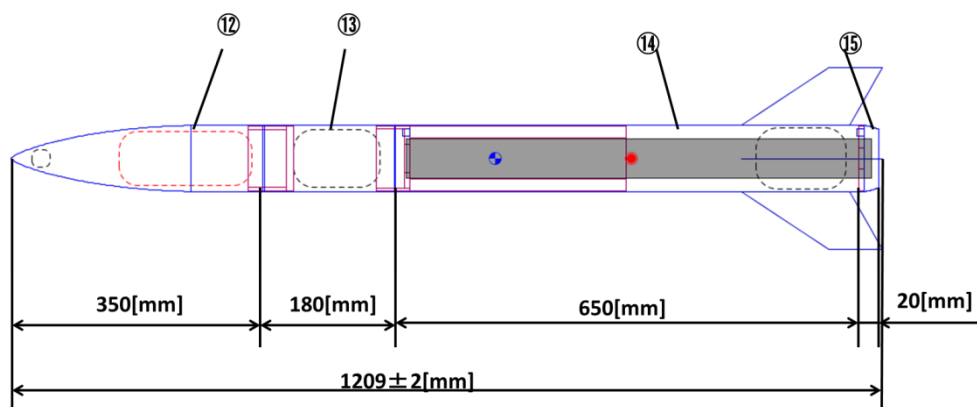


図 5.3 機体寸法

諸元表を表 5.4 に示す.

表 5.4 機体諸元

機体全長	1209[mm]
乾燥重量	2752[g]
離陸時重量	3290[g]
燃焼終了時重量	2347[g]
目標到達高度	1115[m]

図 5.2 及び図 5.3 における各部品の名称と寸法・材料等を表 5.5 に記載する.

表 5.5 主要部品表

	部品名	説明
①	解放機構	分離部サーボモータ等(120[g])
②	パラシュート	解放を行うパラシュート(150[g])
③	パラシュート固定板	アルミ (a6062)製(120[g])
④	電装	ロガー(SAB), 無線機(MU-2), みちびきモジュール (QZ-POD), 解放電装(400[g])
⑤	エンジン	HyperTEK J250(440/54-125-J)(充填前 1294[g], 酸化剤 426[g], 燃焼終了時 889[g])

⑥	ノーズ根元リング	アルミ (a5056)製(87[g])
⑦	カプラー	アルミ (a5056)製(65[g])
⑧	エンジン受け(上)	アルミ (a6062)製(60[g])
⑨	エンジンブロック	スタイロフォーム(青)製(37[g])
⑩	フィン	ポリカーボネイト製(100[g])
⑪	エンジン受け(下)	アルミ (a6062)製, 寸法図は図 4.10(40[g])
⑫	ノーズ	CFRP 製, Haack series(形状係数 0.333), 曲線長さ 250[mm], 直線長さ 100[mm], 直線部外径 91[mm], 肉厚 1[mm], パラシュート解放で軸方向に二つに開頭(141[g])
⑬	ボディーチューブ	GFRP 製, 内径 89.5[mm], 外径 91[mm], 長さ 180[mm](47[g])
⑭	エンジンチューブ	CFRP 製, 内径 90[mm], 外径 91[mm], 長さ 650[mm](140[g])
⑮	テール	CFRP 製, Haack series(形状係数 0.333), 前方直径 91[mm], 後方直径 80[mm], 肉厚 1[mm], 長さ 20[mm](18[g])

5.3 使用エンジン

型番 HyperTEK J250 440/54-125-J

燃焼時間 3.0[s]

トータルインパルス 744.5[Ns]

最大推力 453[N]

公称推力曲線は図 5.6 のとおりである。

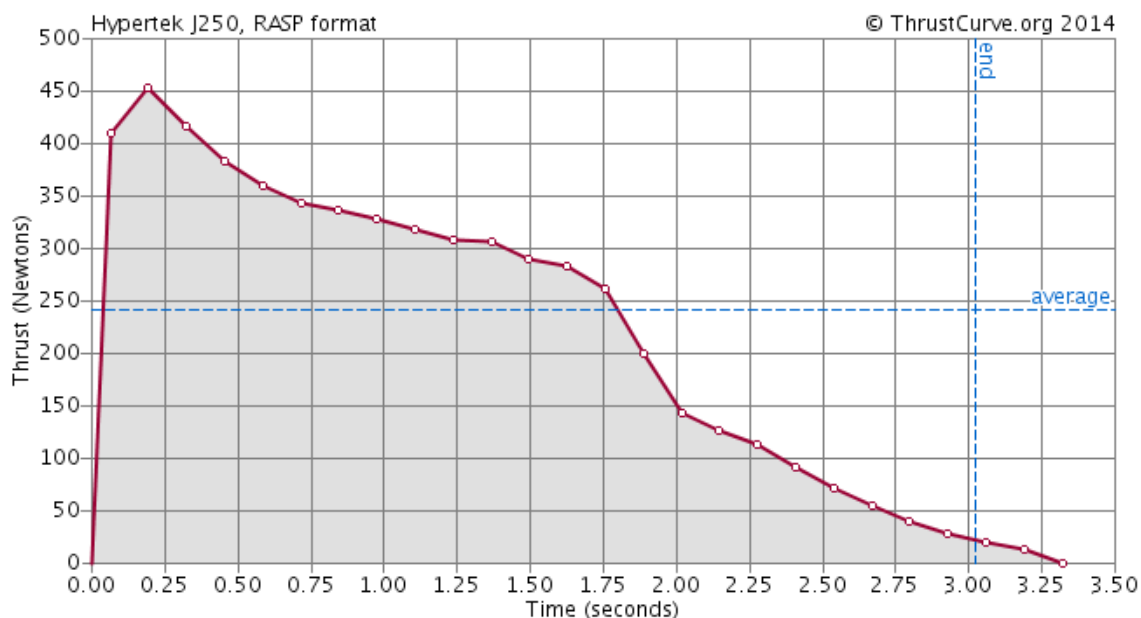


図 5.6 推力曲線(<http://www.thrustcurve.org/>)

5.4 電装諸元

5.4.1 計器

5.4.1.1 Standard Avionics Board(SAB)

ロケットアビオニクスとして CREATE 製作のアビオニクスボード,” SAB”(Standard Avionics Board, 仮称)をロケット本体に搭載する。 SAB は以下のセンサを搭載し、その計測データを SD カードに保存する。データ取得および保存は 1kHz で行う。

- 3 軸加速度(小レンジ, 中レンジ各 1)
- 3 軸ジャイロ
- 3 軸地磁気
- 気圧
- 気温
- GPS

また、無線機を搭載し地上へのダウンリンクを行う。

5.4.1.2 QZPOD

準天頂衛星みちびきの電波を取得し測位データを MicroSD カードに保存する。

5.4.2 点火検知

LPF を通した加速度合成値(スカラ)が 4G を 0.5s 以上継続。

5.4.3 パラシュート開傘処理

SAB で計測したデータを元に以下のとおり開傘時期の制御を行う。

気圧と気温から計算できる高度データを利用し、最高到達点での開傘を行う。点火検知後高度データが 0.5 秒以上、降下判定の時を最高点通過の基準とする。これの冗長系にはタイマーをトリガとした強制実行機能を用意する。具体的には、点火検知から最高点到達までの時間(+14.5[s])より 2 秒経っても開傘処理が行われていない場合、強制的に開傘処理を行う。

無線機器を搭載するため、地上局からの強制開傘命令も冗長系として実装している。

6 結果

結果を各班(構造・電装・推進)にわけて記述する。

6.1 構造

6.1.1 組立

構造の組立は電装と並行して 10:30 から開始し、問題なく行われた。GSE 準備及び他団体の打上にともなう待機があったが、組立に影響はなかった。ただし、ランチラグの位相が上下でわずかにずれていることに組立中に気づいたが、予備のランチャーレールを用いて問題なく機体挿入が行えることを

実機で確認した。

機体挿入は 15:15 から行われ、挿入時に特に問題は見られなかった。

6.1.2 打上

点火後正常に上昇し、ランチャーを離脱した(図 6.1)。ランチャー離脱後、ロケット本体が初めに 10° 程度振れながら上昇を続け、上昇に伴って本体の姿勢は安定した。分離機構は正常に動作し、パラシュートの開傘および減速落下に成功した(図 6.2)。

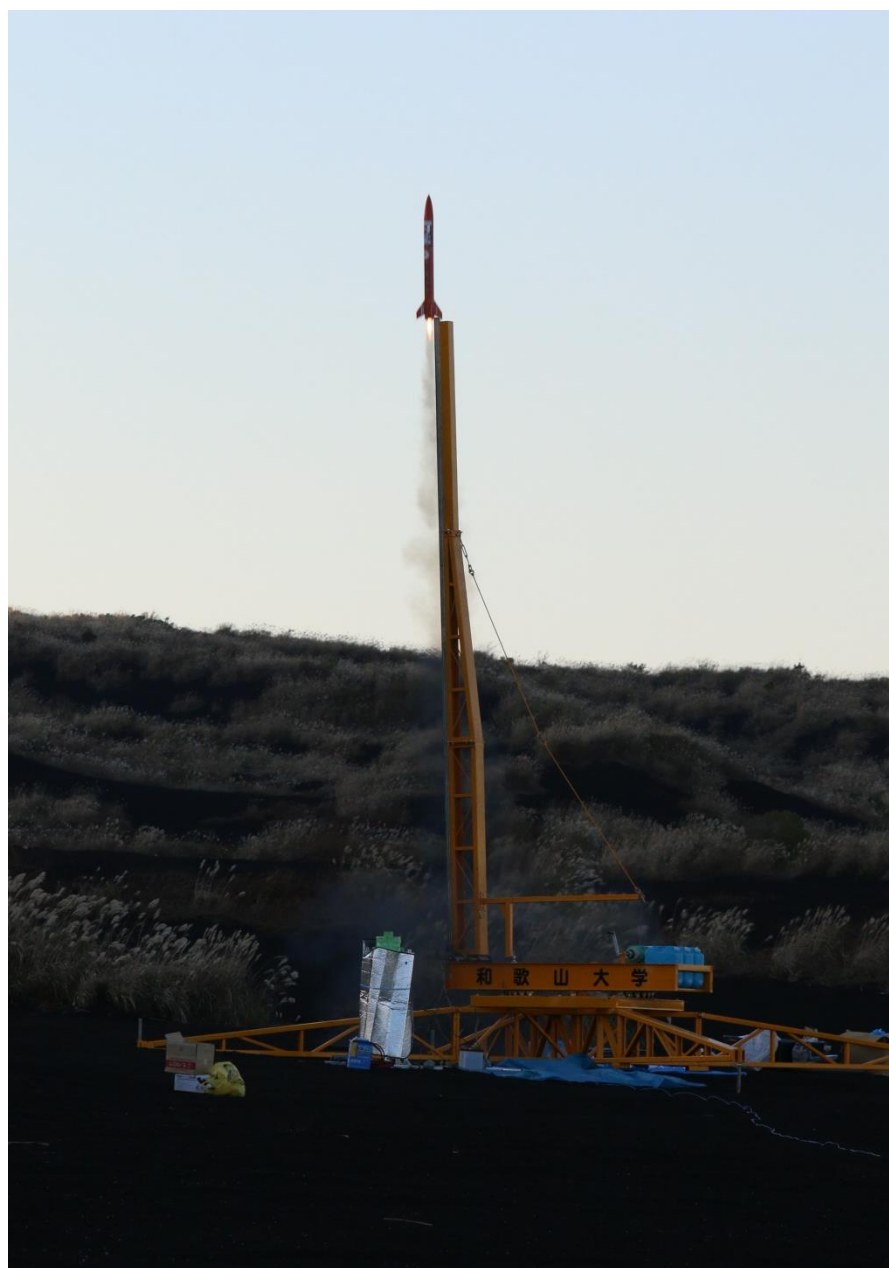


図 6.1 ランチャー離脱



図 6.2 減速落下

ただし、パラシュート開傘時にノーズコーン的一方とボディーチューブをつなぐテグス(9号)が切れ、点火点から 10m 程度の位置に落下した。(図 6.3) このときの対地速度は動画から約 20[m/s]程度であったと推測される。



図 6.3 落下したノーズ(1)

また，もう一方のノーズコーンとボディーチューブをつなぐテグス(9号)はボディーチューブと結ばれていた部分が減速降下中にほどけ，本体とほぼ同じ速度でロケット本体から約 20m の位置に落下した．(図 6.4)



図 6.4 落下したノーズ(2)

ロケット本体は射点から東に約 150m の位置に落下した．

6.1.3 回収

全部品が射点から近い場所に落下したため，回収は問題なく行われた(図 6.5)．着地時の表面の塗装の剥げ以外には機体に損傷が見られず，CREATE 構造

班で設計時に設けた基準を達成していたため、再打上可能状態での回収に成功したと結論付ける。



図 6.5 回収した機体

6.1.4 今後に向けて

降下中のテグス切断およびほどけについては、ひもの素材の再検討および結び方の再検討を今後行っていく予定である。

6.2 電装

6.2.1 飛行解析

搭載アビオニクスでの飛行中データ取得・保存が成功したことをロケット回収後確認した。このデータより得られた飛行前・中・後のロケット状態概要を表 6.6 に記す。尚、値は今後更新される可能性がある。

表 6.6 取得データ解析結果

項目	値
打ち上げ地点座標	34°44'2.15"N, 139°25'4.00"E [度分秒]
最高到達高度	約 870[m]
燃烧開始時最大衝撃	約 16.5[G]
パラシュート開傘時最大衝撃	約 14[G]
パラシュート開傘タイミング	X+17[s]
機体軟着陸タイミング	X+103[s]
軟着陸地点座標	34°44'2.36"N, 139°25'9.80"E [度分秒]

6.2.2 制御履歴

パラシュート開傘処理は 5.4.3 で示した通りいくつかのトリガがある。今回、そのトリガは無線での強制開傘命令ではなくセンサデータを元にした自立判断による開傘であった。この内、タイムアウトと気圧上昇のどちらがトリガとなったかは現在解析中。

6.2.3 無線データ通信結果

ロケット内部に搭載した無線機 MU-2 によるダウンリンク/アップリンクの結果概要は以下の通り。

6.2.3.1 ダウンリンク

地上局は約 44[s]の間通信が行えた。この間 30 サンプル程度のデータ転送が確認された。

受信開始は X+56[s]の、機体が約 430[m]付近まで下降してきた時点。受信終了は X+100[s]の、機体着陸寸前までであった。

内部動作では、SAB は点火を検知した時点からダウンリンクを開始するため理想的には X+1[s]から通信が確立していることが望ましいが、無線機どうしの絶対距離、ロケットの機体回転による機体内無線モジュールアンテナの向きの影響で電波が届かないことで通信が行えない期間があると考えられる。

部分的ではあるが、1[Hz]でのダウンリンク目標を達成した。

6.2.3.2 ダウンリンク

飛翔中に少なくとも 11 回のアップリンクが成立していたことを確認した。詳細なタイミングについては解析中。

6.2.4 みちびきを用いた GPS 測位の鉛直方向座標精度実証

みちびきモジュール QZ-POD からデータの読み出しを行ったところ、データの正常保存を確認した。

測位は機体組み立て時から行われていたが、点火後から下降開始まで行われていない期間があった、その後はもう一度測位が回復し、着地地点を確認できた。測位が不能になる現象については、打ち上げ前より高加速度下で起こることが期待されていたため異常ではない。

時刻と気圧計から算出した高度を対応付けることで、鉛直方向の座標について詳しく解析する予定である。

6.2.5 アンビリカルケーブルによる給電プロトタイプ実験

打ち上げ直前まで SAB に充電を行える、アンビリカルケーブルシステムを今回試験導入した。

構成は非常にシンプルである。電源は GSE に使用している車載バッテリーを使用し、三端子レギュレータを用いて 5V を生成している。

GSE と共に展開し、ロケットをランチャに挿入の後、アンビリカルケーブルを接続し、総員退避前に分離する。打ち上げシーケンスが定刻どおりであればアンビリカルケーブルを接続している時間は 10 分も満たないが、直前に打上時刻が変更になり、ランチャー上で待機になった場合、このアンビリカルケーブルが効果を発揮する。

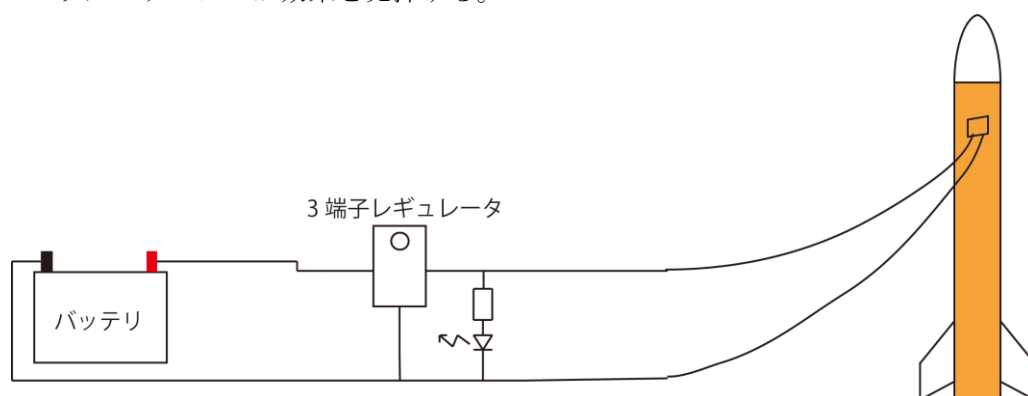


図 6.6 アンビリカルケーブル接続概要図

充電状況については、打ち上げ前の地上局・ロケット間無線通信でバッテリー電圧値の上昇として確認がとれたため、モニタリングを含めバッテリー残量のマネジメントに成功したと判断する。

6.2.6 今後に向けて

飛翔中のロケット姿勢やより詳しい到達高度を解析により求める。このデータを構造担当に伝えることで機体改良の材料となることが期待される。

6.3 推進

推進班の作業人員の練度が不足していたので十分に余裕を持って開始した。空圧弁の試験時に窒素のレギュレーターからリークが発生したが、使用圧力を 0.6MPa から 0.5MPa に下げることによってリークはなくなった。この問題は以前から発生していて、物品の交換待ち状態であった。空圧弁の単体試験を X-90 分までに終了させたところで、イグナイターが物品の中に無いことが判明した。使用していた N2O ボンベ・システムを神奈川大学の GSE に付け、以降のオペレーションを神奈川大学の指示の下で打ち上げを行った。退避時に N2O の圧力を 5.0MPa であることを確認し、充填確認および点火(図 6.7)は正常に行われた。



図 6.7 点火の様子

6.4 総括

ミッションのサクセスクライテリアとその達成状況を表 6.7 に示す.

表 6.8 サクセスクライテリア

サクセスレベル	内容	達成状況
ミニマムサクセス	パラシュート解放	成功
	主要センサデータの 100Hz 取得	成功
	打上時電池残量が十分にありそれ を確認できる	成功
フルサクセス	高度 1000m 到達	失敗
	ロケット 100%回収	成功
	アンビリカルケーブルでの給電が 出来, それを確認できる	成功
	主要センサデータの 500Hz 取得	成功
	地上局へのデータダウンリンクが 行えて 1Hz 以上のデータサンプリ ングが可能	成功(部分的)
アドバンスドサクセス	再打上可能状態での回収	成功
	主要センサデータの 1kHz 取得	成功
	地上局からの任意のデータアップ リンクを 1Hz 以上で飛行時受信, 保存ができる	?(確認中)

今回の打上実験では目標の高度 1000m 到達以外の目標は達成できた. しかし, イグナイターの忘れなど推進系の責任者を明確にしなかったことに起因する重大なミスが目立った. 今後物品の管理や責任の所在に関して CREATE 内で確立させることで再発を防止する.