

G-sat3 運用報告書

東京工業大学 CREATE ペイロード班

2012年9月17日

1 はじめに

宇宙時代が到来しようとしている今日、微小重力環境下での工学・理学・生物学の実験に期待が寄せられている。しかしその期待の減速材となっているのが宇宙空間を利用した微小重力環境の1kgあたり300万円という非常に高いコストである。コストの低減が求められた末に、宇宙空間まで行かず地球の大気圏内(対流圏～成層圏)での微小重力環境生成法として飛行機の弾道飛行や自由落下塔、高高度ヘリウムガス気球からの自由落下などが提案され実用化されてきた。しかしながらそれらの手法を用いたとしても(持続時間や重量に依存するが)5秒程度の微小重力環境1回の作成のためには100万円以上の費用が必要であり、決して手軽に実施できるものではない。

東京工業大学 CREATE ペイロード班(以下 CREATE)(前身東京工業大学機械宇宙プロジェクト2011年度B3チーム)では自由落下型 Cansat をハイブリッドロケットにて打ち上げる手法での安価かつ応答性の良い(作成の依頼から実施まで2か月以内で実験を実施)微小重力環境作成方法の確立を目標に G-sat シリーズの開発と運用実験を行っている。この報告書は G-sat シリーズ3機目となる「G-sat3」の運用報告である。

2 微小重力環境作成 Cansat 開発推移

微小重力作成 Cansat は3つのキーテクノロジーを必要とする。1つはロケットからの分離後の自由落下移行方法に関する技術。1つは自由落下中の機体の加速度制御技術。1つは自由落下からの離脱に伴う減速技術である。

G-sat シリーズ1号機となる「G-sat1」では、「自由落下に伴う減速技術」として高速度(250km/h)から展開できるパラシュートの開発を中心に行った。その結果材料にリップストップポリエステルを使用し本体と接続するワイヤの接合を工夫することでパラシュートの重量を100g未満に抑えつつも、高速度状態からの瞬間的な開傘に十分に耐えうるパラシュートを制作することに成功した。また自由落下中の姿勢安定のための手法として安定翼が効果を発揮することも確かめられた。さらに重要な発見としてロケットからの放出直後からの自由落下開始では Cansat が初めから落下の終端速度に達する恐れがあることも確認された。(G-sat1の詳細は別途報告書を参照のこと)

G-sat シリーズ2機目となる G-sat2 では、Gsat-1 で確認された「ロケットからの分離後の自由落下移行方法」について検討を行い、ロケット放出後に一度パラシュートにて降下し、機体が安定したところで自由落下用の機体を分離・放出する「2段階分離」を実施した。また「自由落下中の機体の加速度制御技術」として、機体の空力設計による安定性評価、およびリアクションホイールによる機体の姿勢制御を導入した。この結果、G-sat に対して空気抵抗として生じる抗力は G-sat1 での $C_D = 0.6$ から $C_D = 0.45$ へと改善、リアクションホイールにより機体の回転速度を 100deg/s 以下に抑えることに成功した。結果として G-sat2 では 0.3G を 3秒間生成することに成功している。(G-sat2の詳細は別途報告書を参照のこと)

3 より高精度な微小重力環境を目指して

G-sat1,G-sat2の結果から「自由落下からの離脱に伴う減速技術」と「ロケットからの分離後の自由落下移行方法」については確立されたと判断し、より高精度な微小重力環境を長時間生成することを目標に、G-sat3では残る一つのキーテクノロジーである「自由落下中の機体の加速度制御技術」の開発へ注力することとなった。機体の空気抵抗を最小限に抑えるために、機体側面での抵抗軽減のため内部基板へのアクセス窓の廃止、および機体後部での流れの剥離を抑制するためのフィレットの装着を行った。リアクションホイールの駆動源をDCモーターからブラシレスモーターへ変更することで小型高出力化とモーター回転時の振動抑制を図った。

加えて、自由落下機の地上着地後の搜索を確実なものとするために、自由落下機から親機へGPSデータをアップリンクするサブミッションにも挑戦した。



図1 G-sat3全体図
親機と自由落下機連結状態

4 G-sat3の運用結果

G-sat3は2012年8月20日に秋田県能代市能代宇宙イベント会場にてハイブリッドロケットによる打上を行なった。今回の運用ではロケットによってG-sat3は上空400mで大気中に放出され、親機パラ

シュート開傘後に第1段階および第2段階分離を経て自由落下機が自由落下を6秒間行った後再びパラシュートを開傘させ着地させるというシーケンスを行う予定であった。

しかし実際にはロケットからの放出高度が想定よりも低く(270 m)、第1段階分離(親機-自由落下機間の強固な締結解除)に要した時間が長かったことから、タイマ制御でシーケンス動作を行うG-sat3は第2段階分離後(親機-自由落下機間の最終締結)、自由落下機のパラシュートが開傘する前に地面へ衝突した。この落下衝撃により自由落下機は構造が大破したが、OBC基板の損傷が軽微であった為、加速度および角速度のセンサデータを取得する事が出来た。一方、親機に関しては、ほぼ完全な状態で回収する事が出来た。取得されたデータのうち一部(加速度センサデータ)を図2に示す。これによると落下方向加速度は分離後0Gから単調増加し地上激突直前で0.3Gとなっている。また、横方向加速度は親機付属のパラシュートの不安定性と分離衝撃での降下開始時の機体のP軸、Y軸方向での振れから生じた加速度が振幅0.4Gで発生している。この加速度センサのデータから機体の C_D 値を算出すると $C_D = 0.265 \pm 0.021$ となり、G-sat2での $C_D = 0.45$ と比較すると大幅な改善となる。

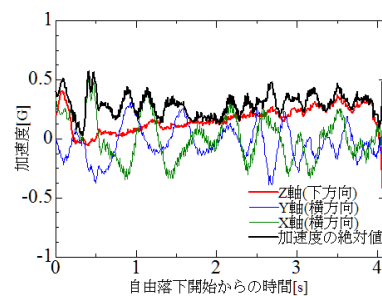


図2 自由落下中の加速度センサデータ

サクセスレベルの評価としては、ミニマムサクセス達成という結果になった。フルサクセスおよびエクストラサクセスについては達成には至らなかった。(表1)これらの詳細と考察については、CREATEのHPに掲載する詳細報告書を参照

されたい。

表 1 G-sat3 サクセスレベル評価

レベル	項目	評価方法	結果
ミニマムサクセス	親機・自由落下機の2段階分離	目視	達成
	親機パラシュート展開	フライトビン動作記録 (PIC内 EEPROMデータ確認)	達成
	自由落下時のセンサデータ取得	EEPROMデータ確認	達成
フルサクセス	自由落下機の第一段階分離からパラシュート展開間のリアクションホイールのセンサデータに呼応する動作	EEPROMデータ確認	未達成
	GPSデータのEEPROM保存	EEPROMデータ確認	達成
エクストラサクセス	自由落下開始から3秒間0.3G未満を維持	EEPROMデータ確認	未達成
	C_D 値0.4未満	EEPROMデータ確認	達成
	R角速度50deg/s以下	EEPROMデータ確認	未達成

5 まとめ

G-sat3では自由落下機の外形を前作のG-sat2に対してより低い C_D 値となるような設計改良を実施した。製作、運用をする事に成功し、そのセンサデータからG-sat2と比べて低い C_D であることが実証され微小重力環境を作成するCansatに適した形を定めることが出来た。ただし通信機の問題や横方向加速度等の問題点が浮上した。

6 今後の開発の方針

CREATE ペイロード班の今後のCansat開発の方針としては、微小重力環境作成を目的としたCansatである「G-satシリーズ」の開発を引き続き継続して行っていく予定であり、より高精度な微小重力環境を目指す。

それに向けた第一段階としてG-sat3開発・運用

過程で得られた改良点、例えば親機パラシュートの降下時の安定性の向上およびリアクションホイールの応答動作のためのデバッグを実施を行う。これにより機体回転による横方向加速度の低下を狙う。また、現状のG-satシリーズでは基板と構造が複雑な配置となっており、セットアップに数時間を要している実態がある。これに対して内部構造の見直しによりデバッグ性と基板へのアクセス性の向上、基板の小型高性能化などの機体の外部(外形状など)ではなく内部について改良を加え、組立時のヒューマンエラー除去や構造材の応力分布をより明確することにより、信頼性の高い機体を目指す。

さらなる将来的な構想としては、より微小な重力環境を作成する為にこれまで行ってきた C_D 値の削減だけではなく、能動的に微小重力環境が作成できるようなCansat用推進装置の開発・試験・実装を予定している。

それに並行する将来構想としてG-satシリーズの空力的特性を利用して、今までようにロケットのノーズの内側に格納されて打上げられるのではなく、G-satの構造の剛性を高めてロケットのノーズとしての役割も兼ねるような機体の開発や、CREATEで製作するロケットの直径が従来の $\phi 100\text{mm}$ から $\phi 150\text{mm}$ へと大直径化するにあたってのG-satのOpenClassへの対応など、Cansatとハイブリッドロケットの境をなくしよりミッションに特化した機体開発も今後進めていく予定である。

7 今後の打ち上げ予定

今後のCREATEでのCansat打ち上げは以下を予定している。

時期	射点	打ち上げ機体
2012年11月	伊豆大島	G-sat3.5
2012年11月	伊豆大島	N-sat2
2013年3月	伊豆大島	G-sat4
2013年8月	秋田県能代市	未定

文責

1~3節 学部4年 田中学

4~7節 学部3年 中村圭亨