イリジウム SBD による小型テレメータ・コマンドシステムの実証実験

永田 靖典 (JAXA/ISAS) 山田 和彦 (JAXA/ISAS) 安部 隆士 (JAXA/ISAS)

1 はじめに

大気突入機や人工衛星といった宇宙飛翔体と地上との間でデータを送受信するためには,地上系として特別な装置や施設が必要である.飛翔体の位置情報や計測データは電波に乗せて送られてくるが,これを地上で受けるためには,飛翔体を追尾しアンテナをその方向に維持し続ける必要がある.このようなシステムを構築するためには多大な労力と資金が必要であり,一般的なユーザがすぐに構築できるものではない.

例えこのような地上設備が完備されていたとしても、大気突入機を地上もしくは海上で回収する場合には十分とはいえない・地上アンテナで降下中の機体を追跡できるのは、ある程度高度が高いときであり、高度が低くなると電波が地球表面に遮られるため追跡できず、軟着陸後の地上での正確な位置を知ることが困難となる・さらに海上の場合には、浮遊中に潮に流されるなど、時間とともに位置が変化するため、益々困難となる・

これらの問題の解決策として、民間通信衛星を使っ たシステムが考えられる.米国イリジウム社(Iridium Communications Inc.)は,高度約780[km]の低軌道 上にある 66 個の通信衛星で構成された通信網を用い ることで,世界中どこでも通信可能なサービスを提供 している(1).地上系の施設に関しては,衛星を運用す るイリジウム社によって保守・運用されているため, ユーザは最低限の装置だけでデータの送受信を実現す ることが可能である.イリジウム衛星通信は世界中ど こでも使用可能であるため,地上アンテナから見るこ とのできない僻地であっても通信でき,大気突入機の 軟着陸後の位置を正確に知ることも可能となる.宇宙 飛翔体の場合,通信経路を多重化するなど,耐障害性 を考慮する必要もあるが,従来の地上アンテナを用い たシステムとは全く異なる通信経路を使用するため, バックアップ用としても有効であると考えられる.

本研究の目的は,イリジウム衛星通信を用いて,宇宙飛翔体に応用可能な小型テレメータ・コマンドシステムを開発することである.我々はこれまでに,イリジウム通信モジュールと GPS モジュールとを組み込んだシステム(以下,イリジウムシステム)を構築し,大気球実験 B09-04 において,高度 24 [km] でシステムが正常に動作することを実証している ⁽²⁾ . 本報告では,その後に実施したイリジウムシステムの改良,実証試験,およびイリジウム通信の特性確認試験について述べる.

2 イリジウムシステムの概要

開発したイリジウムシステムは、イリジウム SBD 通信モジュールとこれを制御するコントローラ、測位用の GPS モジュール、通信アンテナ、および電源で構成されている・機能としては、GPS による測位データを一定の時間間隔でダウンリンクするとともに、アップリンクされたコマンド内容に応じた振る舞いを行う

ことである.

このシステムでは,少量のパケット単位でイリジウム衛星通信を行う,SBD (Short Burst Data)通信 $^{(3)}$ を用いている.SBD 通信では,小型の端末と通信用アンテナを用いることで,衛星通信ネットワーク,イリジウム社設備,およびインターネットを介したデータ通信が可能となる.ユーザはイリジウム社と電子メールでやりとりすることで,SBD 通信モジュールからのテレメータのダウンリンクおよびコマンドのアップリンクを行うことができるため,インターネットに接続された PC 等の端末と QL (Quick Look)プログラムを用意するだけで地上系を構築することができる.現状のSBD 通信端末の場合,1 回の通信でテレメータデータを 340 [bytes] まで送受信できる.

表1に,各大気球実験で使用したシステムの構成機器の一覧を示す.ここで,システムサイズには気密・保温用の容器サイズは含まれていない.

3 大気球実験 B11-02

3.1 システム構成

大気球実験 B09-04 で実証されたシステムの小型化 を進めるべく,小型のイリジウム用アンテナを採用し, 専用の制御用回路基板(コントロールモジュール)の 開発を行った、コントロールモジュールとイリジウム SBD モジュールとをコネクタを介して直接接続する 等,配線の取り回しの緩和が図られている.また,こ のコントロールモジュールには外部機器と RS-232C で通信可能なポートが設けられており, GPS モジュー ル以外の機器とも接続可能で, 汎用性が高められてい る.電池については繰り返し使用することを想定し,1 次電池から2次電池に切り替え,リチウム・ポリマー 2次電池を採用した.使用したリチウム・ポリマー2 次電池には過充電,過放電,過電流防止の安全回路が 実装されており,各種試験を行い,異常加熱が起きな い等,その安全性を確認している.更に,専用の充電 器を開発しており、安全面には十分配慮している.リ チウム・ポリマー 2 次電池の電力容量は 3.3 [Ah] であ り,満充電した状態から約18時間に渡ってデータ送 信できることを確認した、構築したシステムの外観を 図1に示す.これらの改良により,システムサイズの 大幅な小型化が達成された. 大気球実験 B11-02 では, この小型化されたシステムの動作およびコマンド送信 の実証を行った.

3.2 低温試験

リチウム・ポリマー 2 次電池は,スペック上,低温 状態(-20° C)になると電力容量はほぼ半減するため,大気球実験で使用する際には,低温領域通過時に電池が冷え過ぎないよう適切に保温する必要がある.なお,他の機器のスペック上の動作保証温度は,SBD モジュールで -35° C,GPS モジュールで -30° C となってお

表 1 構成機器一覧

K - 1131-W/WILL 25					
	B09-04	B11-02	B12-02		
	テレメータのみ	テレメータ&コマンド	テレメータ&コマンド		
システムサイズ	150×190×80mm	120×60×60mm	110×60×60mm		
イリジウム SBD モジュール	Iridium 9601	同左	Iridium 9602		
イリジウム用アンテナ	<i>φ</i> 100 アンテナ	<i>φ</i> 55 アンテナ	同左		
コントローラ	CPLD	同左	FPGA		
	(Xilinx 社製 Coolrunner II)		(Xilinx 社製 Spartan 6)		
GPS モジュール	Garmin 社製 GPS 15	Garmin 社製 GPS 15x	同左		
GPS 用アンテナ	イリジウムとは個別	同左	イリジウムと共用		
電池	二酸化マンガン・リチウム電池	リチウム・ポリマー 2 次電池	同左		



図 1 大気球実験 B11-02 に搭載したイリジウムシステム



図 2 ゴンドラ搭載時のイリジウムシステム

リ,-20°C 以上に保つことができれば問題ないといえ る.また,このイリジウムシステムはゴンドラの海上 着水後も動作させるために ,気密容器(ϕ 120×180mm) に入れることで防水した.システムを内蔵した気密容 器を発泡スチロール箱に入れるなどして,保温状態に したときの様子を図2に示す.このときの保温性能 を, JAXA 宇宙科学研究所にある環境試験装置を用い て検証を行った、低温および真空環境下における、リ チウム・ポリマー 2 次電池の温度履歴を図 3 に示す . ここでは,システムを動作させた状態で恒温槽内を-70 まで3時間かけて冷却し,その後真空引きを行って いる. その結果, 常温(20) 常圧状態から, 3時間 かけて気温を-70 まで冷却した段階で電池温度は5 程度となる.また,真空環境下での温度履歴を延長 したところ,-20 に達するまでに7時間程度要する ことがわかる、これは実際の飛行時間に比べ十分に長 い時間であり,大気球実験を行う上で十分な保温性能 を有しているといえる.

3.3 実証試験結果

大気球実験 B11-02 は,2011 年 6 月 8 日に北海道大 樹町にある大樹航空宇宙実験場で実施され,最高高度 34.7 [km] において,コマンド送信を含めシステムが正 常に動作することを確認した.

イリジウムシステムは 60 秒間隔で通信を試みており,飛翔中のこの通信の成否を表 2 に示す.試行回数は通信を試みた回数,成功回数は実際にテレメー

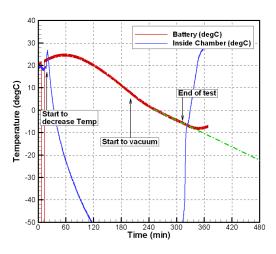


図3 低温・真空環境試験時のリチウム・ポリマー2次電池の温度履歴

タデータがダウンリンクされた回数であり,通信成功率は試行回数に対する成功回数の割合である.このの出たでは,コマンドによって GPS モジュールののよりデータ項目を変更できるようになっており,これによりテレメータデータが変化することで,コマンド送信できたかを確認できるようになっている.コマンド送信の数は,実際にイリジウムシステムに同数を示している.テレメータ受信は、上昇,滞空、落下の介できることが確認された.一方,通信成ときので、は留まっており,大気球実験 B09-04 のときので、に留まっており,大気球実験 B09-04 のときのの方で、にて検証を行った結果を次節にて述べる.なが、で、後はアンテナが下向きになってしまったが、が、通信することはできなかった.

表 2 大気球実験 B11-02 における飛翔中の通信状況

通信回数				通信成功率
試行	成功	失敗	コマンド送信	
259	238	21	51	92%

4 通信性能の確認

4.1 イリジウム衛星との位置関係による影響

イリジウム衛星通信は 66 機の通信衛星で構成されているが,ほとんどの場合,1度に見える衛星数は1

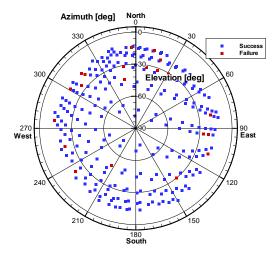


図 4 大気球実験 B11-02 における通信時のイリジウム衛星の方位角と仰角

機のみである.そのため,ゴンドラと衛星との位置関係と通信成否との間に関連性がある可能性がある.そこで,大気球実験 B11-02 で得られたデータを基に,この関連性について調べた.

通信試行時の各衛星の位置とゴンドラの現在位置から方位角と仰角を求めた結果を図 4 に示す.ここで,周方向は方位角,半径方向は仰角を表しており,各時刻において運用中のイリジウム衛星の中で仰角が最大となるものを示している.青点は通信が成功した時,赤点は通信が失敗した時のイリジウム衛星の位置は,実験呈している.なお,各イリジウム衛星の位置は,実験当日の衛星軌道情報(Two Line Element; TLE) $^{(4)}$ を基に,SGP4 モデル $^{(5.6)}$ を用いて算出し,ゴンドラの現在位置には GPS 測位データを用いた.結果として,どの方位においても成功と失敗が発生しており,仰角 50° 程度においても通信に失敗している場合があることがわかる.そのため,この結果からは,衛星の見える方向と通信成否との間に明確な関連性は見られない.

4.2 スピン回転による影響

大気球実験においてはゴンドラが水平面内で回転してしまうため,これに伴いアンテナが回転することでロックオフし,通信に悪影響を与えることが懸念される.そこで,イリジウムシステムをターンテーブル上に固定し,ターンテーブルを 1 [Hz] で回転させたときの通信への影響について調べた.このときのセットアップを図5に示す.

スピン回転の有無による通信成否への影響を表 3 にまとめる.ターンテーブルを使用する関係で,アンテナ設置場所が望ましくなく,回転させずに静止状態においても通信成功率が低くなっているため,ここでは回転の有無による変化に注目することとする.なお,アームなしの場合にはアンテナは回転軸近くに設置し,アームありでは図 5 に示すように中心軸から 30 [cm] 程度離れた位置にアンテナを設置している.結果として,回転させたとしても成功率が極端に低下することはなく,1 [Hz] 程度の比較的高速なスピン回転をしていたとしても,通信への影響は小さいといえる.



図 5 スピン回転による影響を確認する際のセットアップ



図 6 イリジウム用アンテナ (右: ϕ 100 アンテナ, 左: ϕ 55 アンテナ)

表 3 スピン回転による通信への影響

	通信回数			通信成功率
	試行	成功	失敗	
回転なし	40	19	21	48%
回転あり (アームなし)	82	58	24	71%
回転あり (アームあり)	31	14	17	45%

4.3 アンテナによる影響

イリジウム衛星通信の日本国内における代理店 KDDI からは ,図 6 に示す ,直径 100mm と直径 55mm の大小 2 種類のイリジウム用アンテナが提供されている.大気球実験 B09-04 では $\phi100$ のアンテナを ,B11-02 では $\phi55$ のアンテナを使用しており ,このアンテナの違いが通信成功率の差に関係していることが考えられる.そこで ,大小それぞれのアンテナの静止状態における通信性能について調べた.

それぞれのアンテナを使用した際の通信の成否を表 4 にまとめる.ここでは,上空が十分に開けた場所にアンテナを設置しており,どちらのアンテナを使用した場合も高い通信成功率を示しているが,大型の ϕ 100 アンテナの方が成功率は高いことがわかる. ϕ 100 アンテナはケーブルも太く,配線の取り回し等を考えると ϕ 55 アンテナを用いた方がより小型のシステムを構築することができるが,データ取得点数を増やすために ϕ 100 アンテナを選択することもでき,それぞれに一長一短があるといえる.

表 4 イリジウム用アンテナの差異による通信への影響

	通信回数			通信成功率
	試行	成功	失敗	
<i>φ</i> 55 アンテナ	240	230	10	96%
φ100 アンテナ	240	237	3	99%

5 大気球実験 B12-02

5.1 システム構成

大気球実験 B11-02 で使用したシステムを開発中に, SBD モジュール 9601 の販売終了が KDDI から告知 され,新しい9602用のシステムを開発する必要性に 迫られたため,これに合わせてシステムの更なる高度 化を図った . SBD モジュール 9602 は図 7 に示すよう に,9601 に比べ更に小型の端末となっており,GPS モジュールとアンテナを共用することができるように なっている⁽³⁾.このため,システムサイズを維持しつ つ,より汎用性が高くなるようコントロールモジュー ルの設計変更を行った、GPS モジュール等の計測部 とコントローラ部を分離し,計測部はオプションボー ドとして独立させ、オプションボードのみを交換する ことで様々な状況に対応できるようにした.これに伴 い,コントローラを CPLD から,より多くのプログラ ムを書き込める FPGA に変更した.これにより,よ リ小型で汎用性・拡張性の高いイリジウムシステムを 構築でき,構築したシステムの外観を図8に示す.大 気球実験 B12-02 では,この新しいシステムの実証を 行った.なお,ゴンドラに搭載する際には,大気球実 験 B11-02 のときと同様に気密容器内に設置したのち 保温状態とした.

5.2 実証試験結果

大気球実験 B12-02 は,2012 年 6 月 9 日に北海道大 樹町にある大樹航空宇宙実験場で実施され,最高高度 30.4 [km] において,コマンド送信を含めシステムが正 常に動作することを確認した.

これまでのイリジウム通信状況から,SBD モジュールが通信に要する時間は概ね30秒以内に収まっているため,このイリジウムシステムでは30秒間隔で通信を試みるように設定されている.飛翔中の通信の成否を表5に示す.上昇,滞空,落下の全てのフェースにおいて,テレメータ受信およびコマンド送信を実施できることが確認された.通信成功率は91%となり,大気球実験B11-02のときの成功率に近い値を達成している.なお,このときもゴンドラの海上着水後は通信が途絶えてしまった.

表 5 大気球実験 B12-02 における飛翔中の通信状況

			通信成功率	
試行	成功	失敗	コマンド送信	
446	404	42	52	91%

6 まとめ

イリジウム衛星通信を用いた小型テレメータ・コマンドシステムを構築し、大気球実験によるテレメータ受信およびコマンド送信の実証実験を実施し、高度30 [km] 以上においても正常に動作することを確認した、イリジウム SBD モジュール、GPS モジュール、コントロールモジュール、およびリチウム・ポリマー2次電池を組み合わせた通信装置を開発し、最終的にイリジウム衛星を介して30 秒間隔で GPS 測位データを地上に送るシステムが構築された。

一方,通信性能に関して,イリジウム衛星との位置 関係,アンテナのスピン回転による影響についてそれ





56.2 mm 厚さ13 mm

厚さ13 mm

図7 イリジウム SBD 通信用モジュール (右:9601 (販売終了), 左:9602)

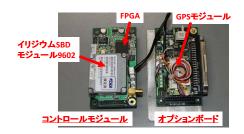


図 8 大気球実験 B12-02 に搭載したイリジウムシステム

ぞれ調べた.その結果,例え視界が開けていたとしてもイリジウム衛星との位置関係に関わらず通信に失敗する可能性があること,アンテナを 1 [Hz] でスピン回転させたとしても明確な影響は見られないことがわかった.また,大小 2 種類あるイリジウム用アンテナでは,小型のアンテナの方が通信成功率が若干低下することがわかった.ただし,小型のアンテナであってもフライト試験において 90% 以上の成功率を示して

ここで述べた 2 回のフライト試験では,海上着水後に通信ができなくなってしまったため,今後は海上でも安定した通信が行えるような仕組みの構築を目指し,機体回収に結びつけていく.

謝辞

本研究を行うにあたり, JAXA/ISAS 大気球実験室の方々には多大なる協力をして頂きました。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- (1) "Manual for ICAO Aeronautical Mobile Satellite (ROUTE) Service Part 2-IRIDIUM; DRAFT v4.0," ICAO, 2007.
- (2) 永田靖典,本間直彦,山田和彦,鈴木宏二,安部隆士,「民間通信衛星を使った宇宙飛翔体用テレメータシステムの実証実験」,大気球シンポジウム,2009.
- (3) "9602 SBD Transceiver Developer's Guide," Iridium Communications Inc., 2010.
- (4) "CelesTrack," http://celestrak.com/.
- (5) F. R. Hoots and R. L. Roehrich, "Spacetrack Report #3," U.S. Air Force Aerospace Defense Command, 1980.
- (6) D. A. Vallado, P. Crawford, R. Hujsak, and T. S. Kelso, "Revisiting Spacetrack Report #3," AIAA Paper 2006-6753, 2006.