## 文部科学省

令和4年度研究委託事業

「地上発の電波測距信号のオンボード処理による超小型探査機の軌道決定技術の開発」

委託業務成果報告書

九州工業大学

本報告書は、文部科学省の令和4年度研究委託 事業による委託業務として、国立大学法人九州工 業大学が実施した「地上発の電波測距信号のオン ボード処理による超小型探査機の軌道決定技術の 開発」の成果を取りまとめたものです。

# 目 次

1.	委託業務の目的	. 4
2.	業務報告	. 5
	①軌道上での概念実証	6
	② エンジニアリングモデルの地上実証	17
	③フライトモデル(FM)製作とシステム統合	28
	④ 超小型探査機コミュニティの形成と情報発信	44

### 1. 委託業務の目的

宇宙機関が使うような特別な地上系に頼らずに大学等の研究者が自力で月探査を行える ようになることを目指し、複数の直径数メートルのアンテナから出された測距信号を探 査機側で受信する技術、各信号の時間遅れとドップラーシフトを検出する技術、オンボー ド処理で軌道要素を推定するアルゴリズム、市販品を組み合わせた安価で CubeSat に搭 載可能な測距機器の開発を実施し、月探査を行う超小型探査機に適した軌道決定技術を 実現することを目的とする。

そのために、2021 年頃に国際宇宙ステーションから放出予定の CubeSat を使った概念実 証、エンジアリングモデルの開発、2023 年以降の軌道上実証を目指したフライトモデル の製作、超小型探査機コミュニティを形成する活動を行う。

# 2. 業務報告

略語表	
1U	1 Unit Size, 10[cm] x 10[cm] x 10[cm]
ANT	Antenna Board
BPSK	Binary Phase Shift Keying
BW	Band Width
CAD	Computer Aided Design
COM	Communication System
CPLD	Complex Programmable Logic Device
CSAC	Chip Scale Atomic Clock
CubeSat	Cube Satellite
FPGA	Field Programmable Gate Array
GA	Genetic Algorithm
GPS	Global Positioning System
GS	Ground Station
ISS	International Space Station
LNA	Low Noize Amplifier
OBC	On Board Computer
PCB	Printed Circuit Board
PIC	PIC microprocessor
PLL	Phase Locked Loop
PWR	Electrical Power
RF	Radio Frequency
SDR	Software Defined Radio
SS	Spread Spectrum
STR	Structure System
SW	Switch
TRX	Transceiver
UHF	Ultra High Frequency
VHDL	VHSIC Hardware Description Language

#### 動道上での概念実証

本年度の達成目標は衛星上で測距信号を処理し、地上局との距離を算出できることの目 処を得ることである。KITSUNEのフライトモデルを使って測距実験をおこなった。

KITSUNE は 2022 年 3 月 24 日に国際宇宙ステーションから高度 400km、軌道傾斜角 51 度 の軌道に放出され、2023 年 3 月 15 日まで運用を行なった。測距実験は計 3 回行なった。

KITSUNE では、測距信号として GPS 信号と同様の信号である SS (スペクトル拡散)信号を 使用する。図 1-1 に示すように、地上局には SS 信号送信装置(SS-TX)と SS 信号受信地上 装置(GS-RX)がある。また、衛星側には SS 受信衛星側装置(Sat-RX)が搭載されている。こ の時、GS-RX と Sat-RX は同じ装置であり、共に GPS の 1PPS (one pulse per second)を 受信し、図 1-2 のように RF スイッチを使って SS 信号(測距信号)を 0n/0ff することで時 間同期を行っている。



図 1-1 KITSUNE 衛星運用のセットアップ



図 1-2 RF スイッチ処理前後の測距信号

ここで、到達時間遅れ検出の計測方法を説明する。KITSUNE では測距信号として SS 信号 を地上局から1秒かけて250 ビットのデータを送っている。1 ビットを送るのに4msかか り、1 ビットは 250 チップの PRN コード(擬似ランダム符号)からなっている。KITSUNE 衛 星は各ビットの始まりのチップの位置が A/D 変換した測距信号の何サンプル目に当たる かを相互相関関数で解析し知ることができる。衛星側の Sat-RX の準備が整ったら SS-TX から SS 信号を連続的に送信する。衛星側の Sat-RX ではそのうちの 30 秒間だけ受信し保 存する。地上局側の GS-RX では衛星で受信を開始する前より受信・保存を開始しておき、 同時受信を確実にする。GS-RX での計測が必要な理由は SS-TX での SS 信号送信タイミン グと GPS の 1PPS を同期させることができない仕様であるからである。図 1-2 に示すよう に GPS の 1PPS を使って受信機に入る信号を RF スイッチを使って 800µs だけ遮断して、 1PPS のタイムスタンプを入力信号に重畳する。SS 信号の受信開始前に GPS の時間と位置 情報を記録することで GS-RX と Sat-RX の時間を同期する。実際の到達時間遅れは、Sat-RX でのビット開始位置のデータを地上局にダウンリンクした後、GS-RX でのビット開始 位置のデータと比較し導出する。図 1-3 に時間遅れの検出方法を示す。



図 1-3 到達時間遅れ検出方法

2022 年 11 月 29 日の日本時間の 20 時 32 分 39 秒に実験を開始した。地上から測距信号 を送った。オンボード処理では 1MSample/s でサンプリングしており、衛星で検出した 1PPS のタイムスタンプの時間を表 1-1 と図 1-4 に示す。1 秒間隔で 1PPS の時間をとらえ ていることがわかる。

HEX	1PPS [sec]	Sample	Nov.29 Time
00 22 90	0.8848	884800	20:32:40
00 49 A0	1.8848	1884800	20:32:41
00 70 B0	2.8848	2884800	20:32:42
00 97 C0	3.8848	3884800	20:32:43
00 BE D0	4.8848	4884800	20:32:44
00 E5 E0	5.8848	5884800	20:32:45
01 0C F0	6.8848	6884800	20:32:46
01 34 00	7.8848	7884800	20:32:47
01 5B 10	8.8848	8884800	20:32:48
01 82 20	9.8848	9884800	20:32:49
01 A9 30	10.8848	10884800	20:32:50

表 1-1 オンボード処理で検出した 1PPS のタイムスタンプの位置(11月 29日)



図 1-4 衛星で検出した 1PPS タイムスタンプ信号の検出時間

図 1-5 に地上局で受信した SS 信号の WAV 波形を示す。このうち、緑色で囲んだ 5ms の部 分を衛星で受信した波形を衛星からダウンリンクすることができた。それを図 1-6 の青 色で示す。これは SS 信号中の PRN 符号を復調したものである。元々の PRN 符号をオレン ジ色で重ね合わせているが、ノイズはあるものの PRN 符号を復元していることがわか る。



図 1-6 衛星で取得した SS 信号の WAV 波形 (青) と元々の SS 信号の PRN 符号 (オレンジ)

この SS 信号中の 250 チップからなる PRN 符号(Gold Sequence)は 4ms ごとに繰り返 し、各 250 チップが 1bit を形成している。この各 bit 間の時間差を検出した結果を図 1-7 に示す。本来であれば 4ms 毎の時間差が検出できるはずである。図 1-7 の 11 番めか ら 14 番めの符号で 4ms の間隔で正しくとらえていることがわかる。この正しくとらえら れた bit の始まり位置は 1MSample/s でサンプリングした 7,844,000 から 7,856,000 サン プルにあり、12ms の時間をもっている。その近くにある 1PPS タイムスタンプは 7,884,800 の位置にあり、36800µs の時間差がある。よって一番近い 1PPS タイムスタン プとの間に 9bit あり、10 番めの bit が 1PPS タイムスタンプのエッジに対して 3200µs の時間差がある。一方、同時に地上局で計測した 1PPS タイムスタンプと近傍の Bit の始 まり位置との時間差は 1678µs あった。そのため、衛星で受信した信号は地上に比べて 1522µs の遅れがあることになる。



図 1-7 各 PRN 符号の先頭値(bit の始まり)の検出結果(11月 29日の実験)



図 1-8 11月 29日の測距実験時の衛星の軌跡

11月29日に測距実験を行なった際の衛星の軌跡を図1-8に示す。残念ながら衛星に搭載したGPSレシーバーは時刻は正確なものの、位置については不正確な情報を示している。これはKITSUNE衛星が十分な数のGPS衛星をロックできなかったためと思われる。 KITSUNE衛星が信号時間差を検出できたのは、日本時間で20時32分47秒である。その時の衛星位置をTLE(Two Line Element)を用いて算出したものが表1-2である。これによると当該時刻の衛星と地上局間の距離は406.7kmであった。1522µsの時間遅れは456.6kmに相当し、およそ50kmの誤差があることがわかった。時間にして170µsほどの誤差に相当する。

Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Range (km)
32:47.0	126.468	63.06	406.341364
32:47.1	126.497	62.967	406.655516
32:47.2	126.526	62.874	406.970697
32:47.3	126.555	62.78	407.286904
32:47.4	126.583	62.687	407.604136
32:47.5	126.612	62.594	407.922389
32:47.6	126.639	62.502	408.241661
32:47.7	126.667	62.409	408.561951
32:47.8	126.695	62.316	408.883254
32:47.9	126.722	62.224	409.20557

表 1-2 11 月 29 日の測距実験時の地上局と衛星間の距離(TLE より算出)

この誤差の原因としては、GPS による 1PPS 信号の誤差、1PPS 信号を RF スイッチに入力 する前の信号反転にかかる時間、RF スイッチの起動にかかる時間等のハードウェアエラ ーが考えられるが、それらはそれぞれ 50<sup>~</sup>100ns, 100<sup>~</sup>120ns, 5<sup>~</sup>10ns と 1µs よりも遥か に小さいために、今回の誤差の主要な原因とは考えられない。

衛星位置の特定のために GPS の位置情報ではなく TLE を使ったことによる誤差もある が、TLE による軌道決定の誤差は通常 1<sup>~</sup>2km と言われており、使用した TLE は更新後 1 日以内でほぼ最新のものであった。そのため 50km の誤差を全て TLE のせいにすることは 難しい。

最も疑わしいのが 1PPS のタイムスタンプの検出における誤差である。地上試験において 信号にノイズが加わった時は+/-140µs ほどの検出誤差がでることがわかっている。軌道 上ではそれに対してドップラーシフトも加わり、その検出誤差がさらに拡がることがわ かる。実際にダウンリンクされた WAV 波形(図 1-6 参照)を見る限り、信号はかなり歪 んでいる。このことから受信信号の感度により 170µs 程度の誤差が引き起こされたと思 われる。

11月29日以外にも、5月29日と10月28日に測距実験を行なった。5月29日の実験では各bitの先頭を検出することはできたものの、1PPSのタイムスタンプを検出することができなかった。5月29日の実験で各bit間の時間差をオンボード処理で検出した結果を図1-9に示す。4msの時間差でbit間の時間差を検出できていることがわかる。



10月28日の実験では表1-3に示すように1PPSのタイムスタンプの位置を検出すること はできたものの、各bitの先頭を検出するのが難しかった。その結果を図1-10に示す。 衛星からダウンリンクできたSS信号のWAV波形を図1-11に示す。750µs毎にノイズが 乗っているのがわかる。図1-6と図1-11を比べると10月28日の方が信号強度が低くな っている。衛星と地上局間の距離が11月29日が400km程度だったのに対して、10月28 日の場合600kmほどになっているからである。信号強度が低かったために、信号解析が 十分にできなかったことが、各bitの時間差を正確に検出できなかった理由である。

HEX	1PPS [sec]	Sample	Oct.28 Time
00 07 9F	0.1951	195100	2:01:34
00 2E AF	1.1951	1195100	2:01:35
00 55 BF	2.1951	2195100	2:01:36
00 7C CF	3.1951	3195100	2:01:37
00 A3 DF	4.1951	4195100	2:01:38
00 CA EF	5.1951	5195100	2:01:39
00 F1 FF	6.1951	6195100	2:01:40
01 19 0F	7.1951	7195100	2:01:41
01 40 1F	8.1951	8195100	2:01:42
01 67 2F	9.1951	9195100	2:01:43
01 8E 3F	10.1951	10195100	2:01:44

表 1	-3	オンオ	ドート	ヾ処理で	検出し	た 1PPS	のタイ	ムス	タンフ	『の位置	(10月	28 日)	)
-----	----	-----	-----	------	-----	--------	-----	----	-----	------	------	-------	---



図 1-11 衛星でオンボード処理により復調した SS 信号の WAV 波形(10月28日の実験)

11月29日以降 KITSUNE 衛星が翌年の3月15日に地球再突入するまでの間、地上局側の トラブルにより、衛星へのコマンドアップリンク成功率が極端に低下し、測距実験を再 び行うことができなかった。しかしながら、3回という限られた状況ではあったが測距 実験を行うことはできた。

衛星に搭載する超小型原子時計(CSAC)の時間ずれについて KITSUNE 衛星の地上予備機で ある EM(Engineering Model)を用いた評価実験を行なった。実験では、CSAC の作り出す 10MHz 信号に基づいて 1 秒毎に送られる 1PPS 信号と、GPS (GNSS)時計が作り出す 1PPS 信 号を比較し、どれくらい時間がずれるかをカウントし続けた。図 1-12 と図 1-13 に実験 の概略図と写真を示す。オシロスコープにそれぞれの 1PPS 信号を入力し、CSAC の 1PPS 信号でトリガをかけてその時の CSAC と GPS 時計のパルス信号の時間差を計測した。図 1-4 に計測を開始した時間でのそれぞれの 1PPS 信号のパルスを示す。この時の時間差は 0.1075928 秒であり、この時間差が継続するか、ずれていくかを計測していった。CSAC の時間が正確であれば、時間差は継続することになる。尚、オシロスコープの設定 (5MS/s)により、オシロスコープの計測時間自体に 200ns の不確かさが含まれている。計 測に用いたオシロスコープの帯域は 200MHz である。



図 1-12 CSAC の時間ずれの計測実験の概略図



図 1-13 CSAC の時間ずれの計測実験の模様



6時間毎に自動でオシロスコープが作動するようにして、長期間に亘って計測を実施した。表1-4に計測結果を示す。GPSとの時間差が時間の経過とともに広がる、すなわちCSACの時間が進んでいっていることがわかる。6時間あたり約15µsのずれとなる。これは1分あたり42nsの誤差となる。ただし、この約15µsのずれは14.4µsを中心値として標準偏差0.32µsでばらついている。この原因はCSACのクロックが正確には0.007Hzほど10MHzからずれており、またその周波数を中心として0.00014Hzの幅で変動していることを意味している。

OPERAの運用として、地上局からの信号を 10 分間受信したとするとその間の時間の誤差 は 420ns となる。距離にして 130m ほどであり、5km の精度で軌道決定を行うには問題が ないと思われる。

Time	(時間)	GPS との時間差(秒)	累積誤差 (µs)	6 時間あたりの誤差(µs)
0		0.1075928	0.0	
6		0.1076080	15.2	15.2
12		0.1076228	30.0	14.8
18		0.1076378	45.0	15.0
24		0.1076524	59.6	14.6
30		0.1076670	74.2	14.6
36		0.1076814	88.6	14.4
42		0.1076958	103.0	14.4
48		0.1077102	117.4	14.4
54		0.1077246	131.8	14.4
60		0.1077390	146.2	14.4
66		0.1077530	160.2	14.0

表 1-4 CSAC の時間ずれの計測実験結果

72	0.1077672	174.4	14.2
78	0.1077816	188.8	14.4
84	0.1077956	202.8	14.0
90	0.1078098	217.0	14.2
96	0.1078240	231.2	14.2
102	0.1078382	245.4	14.2
108	0.1078526	259.8	14.4
114	0.1078670	274.2	14.4
120	0.1078812	288.4	14.2
126	0.1078954	302.6	14.2
132	0.1079094	316.6	14.0
138	0.1079234	330.6	14.0
144	0.1079376	344.8	14.2
150	0.1079514	358.6	13.8

以上の結論として、衛星受信側での信号強度を強め S/N 比を高めることができれば、衛星上で測距信号を処理し、地上局との距離を算出できることの目処を得ることができた。

#### (2) エンジニアリングモデルの地上実証

本年度の達成目標はフライトモデルの設計を確定することである。なお、ペイロードの名称として OPERA (Onboard Processing of Earth-origin one-way Radio signal)を使用する。



⊠ 2-1 Functional Block Diagram of OPERA

OPERA の機能を上の図 2-1 に示す。受信した周波数の高い S-band 信号はダウンコンバー ター (Downconverter)で 100 [MHz] 程度の IF (Intermediate Frequency) に変換されて、 SDR (Software Defined Radio)の内部の周波数トラッカ (Frequency Tracker) によってド ップラーシフトによる周波数変化の検出を行う。SDR にて BPSK 復調を行い、パルス上の 測距信号を Wave File として R-Pi4 で取り込み、各ビットの先頭のチップを検出して、時 間遅れを検出する。



OPERA のハードウェアは上の図 2-2 のように 3 枚のボードで構成されている。左側にある フロントエンドボード(Front End Board、図 2-3)はアンテナからの S-band の高い周波数 の RF 信号をミキサ(Mixer)素子をダウンコンバーターとして使って 100MHz の IF に変換する。IF に変換するのは、2GHz を超えるような高い周波数では信号処理が難 しいからである。IF の信号は信号処理ボード(Signal Processing Board、図 2-4 左)の SDR に入り、SDR 内部の周波数トラッカと相関機(Correlator)から、その周波数の変化と 時間遅れを検出する。検出されたデータはコンピュータボード(Computer Board、図 2-4 右)に転送される。コンピュータボードで周波数の変化と時間遅れから GA を使って軌道 推定を行い、OPERA を搭載している探査機の位置ベクトルと速度ベクトルを導出する。図 2-5 に EM として組み立てた写真を示す。



⊠ 2-3 Photo of Front End Board



🗵 2-4 Photo of Signal Processing Board, Front side(Left), Rear side(Right)



⊠ 2-5 Photo of OPERA EM, Top side(Left), Bottom side(Right)

EM の機能試験を HIL 試験用シミュレータを使って行った。HIL 試験用シミュレータは以下の図 2-6 のように構成されている。パソコンのシミュレータで NASA GSFC の GMAT (General Mission Analysis Tool)を用いて軌道上の探査機の位置と速度を計算して、 探査機が受ける RF 信号の時間遅れと周波数のズレを計算する。

機能試験は実験室において大気環境・常温で行ったが、それまでに EM には-20℃ と+60℃ の熱サイクルを2回かけている。

RF 信号の時間遅れを模擬する為、GPS(Global Positioning System)の PPS(Pulse Per Second)信号を基準として時間遅れを挿入する。デジタルデータを FPGA ボード経由で信 号発生機(Signal Generator、SG)に転送し、時間遅れがある RF 信号を出力する。また、 信号発生機の USB インタフェースで周波数の設定を行い、ドップラーシフトによる周波 数のズレを模擬する。正確な RF 信号の出力の為に、信号発生機と FPGA ボードは GPS からの 10MHz クロックを基準クロックとして受け入れる。



⊠ 2-6 Block diagram of HIL(Hardware In the Loop) simulator





⊠ 2-7 HIL simulator test environment

- (a) シミュレータ用パソコン(Simulator PC)
   GMAT のソフトを用いて RF 信号の時間遅れと周波数のズレのデータを計算して、FPGA ボードと信号発生機にそのデータをそれぞれ転送する。
- (b)時間遅れ込みデジタルデータ用 FPGA (FPGA) GPS の時刻を基準として、時間遅れを入れたデジタルデータを信号発生機に転送する。
- (c) GPS レシーバー(GPS receiver)
   10[MHz]の基準クロックと PPS のパルスを FPGA ボードと信号発生機に提供する。
- (d) 信号発生機(SG, Signal Generator)
   軌道上の探査機が受ける時間遅れと周波数のズレがある RF 信号を BPSK 変調で出力する。

OPERA の中では、SDR に GnuRadio (図 2-9) を実装し、以下の 3 つを行う

(a) 復調

HIL 試験用シミュレータからの BPSK-SS の RF 信号の復調を行う。

(b) 相関

RF 信号とレプリカ信号を相関機で処理して、ピークの検出から時間遅れの確認を行う。 (c) 周波数検知

受信した RF 信号のキャリアー周波数の検知を行う。



⊠ 2-8 Integrated GNURADIO program for OPERA

機能試験においては、表 2-1 に示す初期軌道要素を設定した。また地上局の場所として 表 2-2 に示す 3 箇所を設定した。

要素	値				
X(km)	-4118.649858				
Y(km)	-118866. 4122				
Z(km)	-24360. 30561				
$V_x (km/s)$	0. 472642368				
$V_y (km/s)$	-1.987116634				
$V_z (km/s)$	-0. 676926154				
Epoch	28103. 5090138888				
	*年12時58分8秒				

表 2-1 機能試験で使った初期軌道要素 (地球中心赤道座標 MI2000Eg での位置と速度)

表 2-2 地上局の位置

GS ID	名称	緯度	経度
А	日本局(九工大)	33.82305	130.840227
В	シンガポール局(南洋理工大	1.343108	103.67931
	学)		
С	アメリカ局 (CalPoly)	35.302335	-120.66597

各地上局からの信号の到達時間遅れの差を算出する方法としては、時間同期した 3 局から同時に発出された各局の識別 ID を PRN 符号に含んだ測距信号を OPERA 側で同時に受信し PRN 符号の自己相関をとって各局からの測距信号を取り出す方法と、3 局が時間同期はするものの個別の時間に発せられた測距信号を個別に受信する方法の2種類がある。 それらを図 2-9 と図 2-10 に示す。



図 2-9 時間遅れ検出方法(その1)



図 2-10 時間遅れ検出方法 (その 2)

その1の方法では、各局からの信号の時間遅れの差は

$$\Delta t_{AB} = T_B - T_A$$
  
 $\Delta t_{AC} = T_C - T_A$ 

ここでΔt<sub>AB</sub>は地上局Aと地上局Bからの信号の到達時間遅れの差である。 一方、その2の方法では

$$\Delta t_{AB} = T_B - T_A'$$
  
 $\Delta t_{AC} = T_C - T_A''$ 

となる。ここで T<sub>A</sub>'や T<sub>A</sub>"は同時に測距信号が出されたと仮定した時の A 局からの時間 遅れである。詳しくは後述する。当初は各局が同時に測距信号を送る方法(その1)を考 えていたが、信号の受信感度を上げ、ドップラーシフトを確実に検出するためには3局の 信号を個別に受信した方が良いので、各局が個別の時間に測距信号を送る方法(その2) を採用した。

機能試験においては、SGを1台用い、図2-11のようにHIL 試験用シミュレータを構成した。Simulator PCの中である時間における各地上局からの測距信号の時間遅れと周波数のずれを計算し、ある時間は地上局Aからの信号、次の時間は地上局Bからの信号、その次は地上局Cからの信号をSGから送出する。



図 2-11 機能試験時の HIL 試験用シミュレータシミュレータの構成図

機能試験において OPERA で検出された中間波(S-band 搬送波を 100MHz にダウンコンバー トしたもの)のドップラーシフトの例を図 2-12, 13, 14 に示す。この例では地上局 A, 地上 局 B, 地上局 C からは Δ f として 2.272kHz, -2.081kHz, -0.099kHz をそれぞれ与えている が、100Hz 以下の精度で正しく検出できていることがわかる。



図 2-12 地上局 A からのドップラーシフトの検出



図 2-13 地上局 B からのドップラーシフトの検出



図 2-14 地上局 C からのドップラーシフトの検出

測距信号の時間遅れを検出する為に、HIL 試験用シミュレータが出す各局の PRN 符号を検 出して、PRN 符号の先頭チップの位置が各局でどれだけずれているかを検出した。その結 果を図 2-15 に示す。



図 2-15 各地上局から送られた測距信号の PRN 符号の先頭チップを検出した結果。1 サン プルは 1µ 秒。

探査機が地球からほぼ 120,000km 離れている状態で、3 つの地上局から測距信号をそれぞれ 5 秒間隔で送った際に、OPERA 側で取得した各ビットの先頭の PRN 符号の先頭の位置を プロットしたものを図 2-16 に示す。各地上局からの信号が正確に 5 秒で切り替わってい ないのは、HILS に使う PC の時計と GPS クロックの時間に誤差があるためと思われる。地 上局からの測距信号の時間遅れは毎秒毎に更新しており、時間の進行とともに地上局と 探査機の距離が増加するために、時間差も増加しているのがわかる。



図 2-16 HILS からの測距信号に含まれる PRN 符号の先頭位置を特定した結果

ある地上局からの測距信号が出されている間、他の地上局からは信号が出ていない。その ため、その間の測距信号が出ていない地上局からの PRN 符号の先頭位置については、計測 された位置の間のデータを内挿する形で補間する。それぞれの地上局からの信号のデー タは以下の式で近似できる

 $\begin{array}{l} T_{A}{=}7.\;91380{+}4.\;5382\,t\\ T_{B}{=}7.\;95610{+}4.\;1189\,t\\ T_{C}{=}7.\;91410{+}6.\;3559\,t \end{array}$ 

ここで T<sub>A</sub>, T<sub>B</sub>, T<sub>c</sub> は各地上局からの測距信号の PRN 符号の先頭位置で単位はマイクロ秒で あり、t は図 2-16 の横軸の時間で単位は秒である。これらの式を使って、図 2-16 でデー タのないところでの T<sub>A</sub>, T<sub>B</sub>, T<sub>c</sub> を類推した。その上で各地上局からの測距信号の時間差( $\Delta$ t<sub>CA</sub>=T<sub>c</sub>-T<sub>A</sub>,  $\Delta$  t<sub>BC</sub>=T<sub>B</sub>-T<sub>c</sub>)を算出したものを図 2-17 に示す。また HILS で計算した時間差も 同様に示す。両者がよく一致していることがわかる。このことから OPERA が各地上局から の信号の時間差を検出できることを確認した。



図 2-17 地上局からの測距信号の時間差を検出した結果。HILS からの信号を OPERA で検 出し導出した時間差と HILS 内で計算している時間差の両方を示している。

このことにより、宇宙機が月に向かう軌道にあると仮定して、三つ以上の地上局を模擬し たシグナルジェネレータからの RF 信号に対して、各 RF 信号の間の時間差とそれぞれの RF 信号のドップラーシフトを検出し、軌道決定の結果、位置の誤差が約 100km 以内にあ ることを確認した。

位置誤差に関しては、ドップラーシフトの検出感度が大きく影響することがわかった。ド ップラーシフトの検出感度を変えて GA での軌道決定を行った結果を下記に記す。

			ド	ップラーシ	フト量 /	١f	
		1kHz	100Hz	10Hz	1Hz	0. 1Hz	0. 01Hz
伝搬遅延時間 Δt	1 <i>µ</i> s	69. 383	110. 853	18. 662	2. 466	0. 981	0. 587
							単位(km)

表 2-8 ドップラーシフトの検出感度と位置誤差の関係

このように、ドップラーシフトの検出感度を1Hzにすることで、位置誤差を目標値の5km に収めることができることがわかった。これによりフライトモデルの設計を確定した。 ③フライトモデル(FM)製作とシステム統合

本年度の達成目標は、FMの完成度が宇宙機システムに組み込んで使える程度にま で至っている事を確認することである。

エンジニアリングモデルの開発結果に基づいてフライトモデルの設計を確定した。フラ イトモデルの3枚のボードについて以下に説明する。



OPERA の FM は図 3-1 のように 3 枚のボードで組み立てられる。左側の Front End Board が高い周波数の RF(Radio Frequency)信号を内部の LO(Local Oscillator)の周 波数信号とミキサ(Mixer)で処理して、適切な周波数を持つ IF(Intermediate Frequency)信号を出力する。Front End Board からの IF は Signal Board の SDR が処 理して、その結果を使って Computer Board のラズベリーパイのマイコンが GA(Genetic Algorithm)の軌道決定を行う。

3-1 Front End Board



図 3-2 フロントエンドボードの写真

Front End Board は ADRF6650 のミキサをメインとするボードで、Signal Processing Board の CSAC からの 10[MHz]の基準クロックを使って RF を IF に変換する機能を持つ ボードである。ADRF6650 のミキサは PIC16F1719 のマイコンを使ってユーザが初期設 定と制御を行う。その仕様を以下の表 3-1 で纒める。

Item	Specification	Remark
RF Input Frequency Range	450[MHz] – 2700[MHz]	
Integrated RF Input Balun	Single-ended 50[Ohm]	
Integrated KF input Balun	input	
LO Frequency Range	450[MHz] – 2900[MHz]	
If Output Frequency	100[MHz]	
Maximum Gain	43[dB]	
User Interface for Setup	UART	9600[bps], 8 data bit, 1 stop bit, No parrity
Power Input Voltage	5.5[V]	

表	3-1	Front	End	Board	の仕様
~	· ·	I I OII C	DIIG	Doard	

今回開発した OPERA の FE ボードの FM のハードウェアには EM から以下の変更点がある。

• RF 入力に対する BF (Bandpass Filter)の追加

MiniCircuit 社の BFCN-2491+のバンドパースフィルタ(1.95[GHz] - 3.19[GHz])を RF の入力ラインに設置した。

• 10[MHz]の基準クロックの入力用として SMA コネクタ意外に基板間コネクタを 追加

スペースを節約する為に基板間コネクタで別のシグナルボード(Signal board)から 直接10[MHz]の基準クロックを受ける事が出来る様にした。

• RF 入力用の SMA コネクタの位置変更

少しでもスペースを確保する為に、RF入力用 SMA コネクタをボードの中側に 2[mm]程 度移した。

3-2 Signal Processing Board



図 3-3 Signal Processing Boardの写真

Signal Processing Board の表面には OPERA に正確な 10[MHz]の基準クロックを提供 する CSAC (Chip Scale Atomic Clock)が搭載されている。裏面には IF の信号処理を 行う Ettus Research 社の USRB B205mini-iの SDR (Software Defined Radio)が搭載 されている。CSAC と SDR の基本的な仕様を以下の表 3-2 に纒める。

Item	Specification	Remark
CSAC 10[MHz] Clock Output Type	CMOS-compatible	
CSAC Clock Synchronization Method	1PPS output and 1PPS input	
CSAC Monitoring and Control Interface	RS-232	
CSAC 10[MHz] Clock Stability	3.0 x 10^-10	Allan Deviation at 1sec
SDR Input Frequency Range	70[MHz] – 6[GHz]	
SDR Input Band Width	Maximum 56[MHz]	Spontaneous
Operation Environment	GNU Radio	
Power Input Voltage	USB Power 5.0[V]	

表 3-2 Signal Processing Board の仕様

3-3 Computer board



図 3-4 Computer board の写真

Computer Board の表面にはラズベリーパイ CM4 が搭載されて、SDR からのデータを使って軌道決定を行う。裏面には電源部と共に、外部とのインタフェースで使う 50 ピンのコネクタがある。以下の表 3-3 で Computer Board の仕様を、表 3-4 で 50 ピンのコネクタの情報を説明する。

AC 5 Computer board (Naspberry 11 CM4) () EAR				
Item	Specification	Remark		
Bussesser	Broadcom BCM2711 Cortex-			
Processor	A72 64-bit SoC			
Memory	Upto 8[GByte] LPDDR4			
Aux. Memory	SD card	J*1		
Front End Board Interface	UART	J18		
External Social Interface	1 x UART	J21, 50pin		
External Serial Interface	1 x SPI	Connector		
Programming Port	USB	CON1		
Dahugaina Dart	1 x USB	CON2		
Debugging Port	1 x Ethernet	J17		
Power Input Voltage	5.5[V]			

表 3-3 (	Computer	board	(Raspberry	Pi	CM4)	の仕様

Item	Pin number	Remark
5.5[V] Power Input	17, 18	
Ground	13, 14	
Digital signal input for OPERA Power On/Off	46	
UART TxD	27	
UART RxD	28	
SPI CE	31	
SPI MOSI	32	
SPI MISO	33	
SPI SCLK	34	

表 3-4	外部イ	ン	タ	フ	エー	ス用	50	ピンコ	ネク	ら
-------	-----	---	---	---	----	----	----	-----	----	---

# ③-4 組み立てられた FM の仕様

組み立てられた OPERA の FM の様子を図 3-5 から図 3-7 までに紹介している。3 枚の ボードが基板間コネクタを積極的に使う構造で以下の表 3-5 のような仕様を有する。



⊠ 3-5 Assembled OPERA FM(Flight Model)



図 3-6 Size of OPERA FM(Flight Model)



図 3-7 Mass of OPERA FM(Flight Model)

Item	Specification	Remark
Size	Approximately 90 x 86 x 50[mm]	
Mass	Approximately 0.184[kg]	
Power Consumption	Approximately 8[W]	Depends on the operating condition

表 3-5 OPERA FM の基本仕様

③-5 動作確認試験

OPERA FMの動作確認は以下の図 3-8のように HIL シミュレータを活用して行った。

OPERA FM の表面には図 3-9 のように HIL シミュレータからの RF 入力を IF 出力に変えて SDR に送る RF ケーブルが設置されている。OPERA の FM の動作には直接的に使う必要はな いが、Front End Board のミキサが正常に LO を作っているかを確認する為に、LO 出力を スペックトラムアナライザーに送っている。

OPERA FM の裏面には図 3-10 のように SDR があり、USB 経由で HIL シミュレータのパソコンに接続されている。また、電源装置からの電源ラインと、Computer Board のラズパイを模擬するシミュレータのパソコンと UART のケーブルも接続されている。



HIL シムューレータ

OPERA FM

図 3-8 FM の動作試験環境



LO to Spectrum Analyzer

図 3-9 試験中の OPERA FM (表面)



IF from Front End Board

UART to PC

図 3-10 試験中の OPERA FM (裏面)

FE ボードが内蔵している PLL (Phase Locked Loop)からの LO (Local Oscillator)の出 力を最初に確認した。この LO の確認で OPERA FM の Front End Board の初期化が成功 したかを確認する事が出来る。

今回の試験では以下の様にレジスタの設定を行なった。テーブルにあるレジスタの順番ソースコードに書かれている書き込みの順番である。

Address	Value	Function
0x0000	0x18	4 Wire SPI mode
0x0101	0x39	3.3V logic level
0x1401	0x10	3.3V logic level
0x122E	0x07	Charge Pump
0x122F	0x03	BICP
0x120C	0x04	R, Divide, LO freq. parameter
0x120E	0x04	D, T, LO freq. parameter
0x1208	0x19	MOD_L, LO freq. parameter
0x1209	0x00	MOD_H, LO freq. parameter
0x1202	0x00	FRAC1, LO freq. parameter
0x1203	0x00	FRAC1, LO freq. parameter
0x1204	0x00	FRAC1, LO freq. parameter
0x1233	0x00	FRAC2, LO freq. parameter
0x1234	0x00	FRAC2, LO freq. parameter
0x1205	0x00	PHASE
0x1206	0x00	PHASE
0x1207	0x00	PHASE
0x1235	0x00	Phase Adj Enable
0x122A	0x22	Lock Detection
0x1583	0x00	Disable Configuration
0x003C	0x28	Atten. Readback Ch1
0x003D	0x28	Atten. Readback Ch2
0x003E	0x10	DVGA Trim Readback Ch1
0x003F	0x10	DVGA Trim Readback Ch1
0x0103	0x81	DVGA Gain Mode
0x0104	0x4C	DVGA Gain Ch1
0x0105	0x2B	DVGA Gain Ch2
0x1414	0xC2	LO_CNTRL8, LO output, LO to mixer control
0x1201	0x07	INT_H, LO freq. parameter
0x1200	0x30	INT_L, LO freq. parameter, <u>must be written in the</u> end of register setup

#### 表 3-6。ADRF6650 のレジスタの初期設定

ADRF6650 は内蔵している PLL (Phase Locked Loop)を使って、外部から入力する 10[MHz]の基準クロックからLO (Local Oscillator)を発生する。PLLは 0x1200の INT\_L レジスタの書き込みで自動的に動き始めるが、1回目で成功する事は極めて難しいと 思われる。従って、素子の初期化の為に 0x1200 への書き込みを繰り返す必要がある。 PLL の動作にはLO 信号の外部への出力とミキサへの出力、そして TDD (Time Division Duplex)機能は関係無い事が確認できたので、その機能をオフにして消費電力を抑え て初期化を行う事にする。 以下の手順でUART のコマンドを用いて Front End Board の起動を行う。一回でも PLL が動き始めて LO の確認ができたら、その後 ADRF6650 の電源を切るまでは動作に問題 は無かった。

No	Action	Power consumption	Remark
1	Power On	5.5V, 0.232A	
2	TDD A off, 'f' command of UART	5.5V, 0.08A	
3	LO disconnect, write 0x1414 : 0x02 by UART	5.5V, 0.079A	
4	ADRF6650 activate try, write 0x1200 : 0x30 by UART		
5	Check INT_L, read 0x1200 by UART		
6	Repeat step 4 and step5 until ADRF6650 is activated		No specific number of try
7	ADRF6650 is activated	5.5V, 0.196A	Power consumption is changed
8	TDD A on, 'n'command of UART	5.5V, 0.371A	
9	LO connect, write 0x1414 : 0xC2 by UART	5.5V, 0.547A	

表 3-7 Front End Board	初期化手順
-----------------------	-------

開発した FE ボードから 2.3[GHz]の L0 信号を最初に確認した。最終的には 2.2[GHz]の RF 入力に対して、100[MHz]の IF の正常出力まで確認した。図 3-11 の上が 2.2[GHz]の RF を 出力しているシグナルジェネレーターで、その下がスペアナから確認した 2.3[GHz]の L0 と 100[MHz]の IF の様子である。





 CF 100.0 MHz
 1001 pts
 10.0 MHz/
 Span 100.0 MHz/

 12:51:27 01.08.2022
 Ready
 IIIIIII
 440
 0.085323

 12:51:27 01.08.2022
 Finput of 2 2[GHz](Middle)
 IE output of 1 00

If a 3-11 RF input of 2.2[GHz](Top), LO of 2.2[GHz](Middle), IF output of 100[MHz](Bottom)

Front End Board からの IF を SDR の GNU Radio から図 3-12 のように I-Q 解析が出来 る事を確認した。



⊠ 3-12 I-Q graph on GNU Radio

九州工業大学では 2024 年度に国際宇宙ステーションから放出予定の 3U の CubeSat である LEOPARD を使って、近い将来に超小型探査機による月探査を行うにあたって必要となる各種技術の宇宙実証を行うことを計画している。図 3-13 に LEOPARD の CAD 図を示す。 主たる衛星ミッションは OPERA の機能確認、多波長カメラによる地球縁大気の撮影、展開型太陽電池パドル、シングルイベントラッチアップ防御、トータルドーズ測定である。



#### 図 3-13 LEOPARD の CAD 図

LEOPARD ミッションでは高度 400km、傾斜角 51 度の地球周回軌道上にある衛星に地上の 3局(九工大の戸畑、若松、飯塚の3キャンパスを想定)から測距信号を送り、軌道上で 時間遅れとドップラーシフトを検出して、地球周回軌道の軌道決定を行うことを考える。 軌道決定の結果を衛星に搭載されている GPS 受信機で取得した位置情報と比較して、軌

#### 道決定精度を算出する予定である。

OPERA の試験を LEOPARD の衛星バスと統合した形で行った。図 3-14 に電波暗室で OPERA にパッチアンテナと LNA をつけ、アップリンクの受信感度試験を行っている様子を示す。 その結果、LNA 直前の電波入力が-116dBm でアップリンクされた測距信号を解読できるこ とがわかった。高度 400km の地球周回軌道では、仰角 10 度でも 6.6dB の受信感度をもつ ことがわかり、LEOPARD ミッションでは測距信号を受信・解読可能なことがわかった。一 方月ミッションでは、384,000km の距離では 100W のアップリンク出力でも-11dB の負の マージンとなることがわかった。今回使用した LNA は理論通りであれば、もう 14dB の増 幅が得られる。そのため、LNA の改善が必要であることがわかった。



図 3-14 Uplink の受信感度試験

**OPERA** を LEOPARD の OBC(コマンド&データ処理部)及び BP(底面インターフェース 基板)と統合し、機能試験を行なった。図 3-15 に試験の様子とブロック図を示す。





図 3-15 統合試験の様子とブロック図

電源は安定化電源より供給を行った。OPERA への電源は BP を通して供給した。PC を用 いて OBC よりコマンドを送信し、BP に搭載されているマイコンを通して OPERA の RPi-4 がコマンドを受信し、プログラムを実行できるのかを確認する。RPi-4 のリモート接続 (SSH)を用いて PC で RPi-4 の動作を確認する。統合試験では動作確認として 2 つのコマ ンドを用いてそれぞれ正常に動作するかを試す。コマンドで実行するプログラムは異な るパターンの GA による軌道決定のプログラム(GA mode 1及び GA mode 2)を実行する。

\*2つのプログラムの違いはGAの操作で用いる選択方法である。

GA mode 1:ランキング選択

GA mode 2:トーナメント選択

● 結果

OBC より以下の送信コマンドを送信後、BP に搭載されているマイコンがそのコマンドを 受け取り、RPi-4 が以下の受信コマンドを受信したことをリモート接続で確認し、GA に よる軌道決定のプログラムが実行されたことを確認した。プログラムの実行時間は約 10 分間であった。2つの異なるコマンドでそれぞれ正常にプログラムが実行されたことを 確認した。

動作確認その1 GA\_mode\_1 実行(図 3-16 参照) OBC 送信コマンド opera@opera/Desktop/GA\$ python3 obc OPERA main.py cmd= cmd= cmd="2a 2a 21 50 12 31 90 01 10 00 37 40 45 50 31 30 25 80 53 80 48 80 25 65 80 " Mode=2a2a GA mode 1 1 1 215.1231801 -3835209.301 4532343.161 3129597.943 -2585.493 -5383.408 4889.656 0.1972691E-01 2 2 215.1231739 -3825837.436 4532985.795 3128753.470 -2584.839 -5380.789 4886.166 0.1981246E-01 3 3 215.1231840 -3831552.824 4534243.476 3129960.876 -2584.654 -5386.651 4884.482 0.1955358E-01 ... 49 49 215.1231785 -3831566.956 4532120.281 3129715.590 -2580.384 -5389.481 4882.408 0.1929864E-01 50 50 215.1231813 -3831561.955 4531473.410 3128335.779 -2581.352 -5385.532 4889.894 0.1948646E-01

図 3-16 RPiの Terminal の様子(動作確認その1)

動作確認その2 GA mode 2 実行(図 3-17 参照)

```
OBC 送信コマンド
```

opera@opera/Desktop/GA\$ python3 obc\_OPERA\_main.py cmd= cmd= cmd="2a 2d 21 50 12 31 90 01 10 00 37 40 45 50 31 30 25 80 53 80 48 80 01 50 80 " Mode=2a2d GA\_mode\_2 1 2 3 ... 48 49 50 50 215.1231802 -3837335.768 4529287.368 3128534.548 -2580.788 5384.940 4887.841 0.1987086E-01

図 3-17 RPiのTerminalの様子(動作確認その2)

図 3-15 と同様のシステムを恒温槽の中にいれて温度試験を行なった。実験の様子を図 3-18 に示す。図 3-19 に示すような温度変化をかけながら、機能試験を行なった。試験では 外部においた SDR から BPSK 変調された 2.09229GHz の SS 変調信号を OPERA に入力し た。OPERA でその信号を BPSK 復調し、SS 逆拡散したデジタル信号を毎秒1 M サンプ ルで取り込んだ上で、各ビットの先頭位置を算出した。各ビットの先頭位置が 4000 サン プル (4m 秒)間隔で並んでいれば正しくビットの先頭を捉えられたとして、合否(OK/NG) の判定をしている。また、図 3-15 の統合試験と同様に OBC から OPERA の RPi-4 にコマ ンドを送り、GA の処理を行わせた。表 3-8 に熱試験結果を示す。-15 度から+55 度の範囲 で OPERA が動作することを確認した。一部、GA の結果で NG とあるが、これは OBC と RPi-4 の通信がうまくいかなかったためであり、今後原因を究明する必要がある。







<Functional tests>

- room temp (1)
   -20 deg C
   -15 deg C (1)
   55 deg C (1)
   -15 deg C (2)
   55 deg C (2)
   room temp (2)

	<b>公 J O FM</b> 然矾矾和木						
No.	Temp	Clock	DSP result	GA result			
4	(0)						
1	23	CSAC	OK	model:OK			
				mode2:OK			
2	-20	SDR	OK	mode1:OK			
		internal		mode2:OK			
3	-15	CSAC	OK	mode1:OK			
				mode2:OK			
4	55	CSAC	OK	mode1:OK			
				mode2:OK			
5	-15	SDR	OK	mode1:OK			
		internal		mode2:NG			
6	55	CSAC	OK	mode1:NG			
				mode2:OK			
7	23	CSAC	OK	mode1:OK			
				mode2:OK			

表 3-8 FM 執試驗結里

これらの結果、FM の完成度が宇宙機システムに組み込んで使える程度にまで至っている ことを確認した。

④ 超小型探査機コミュニティの形成と情報発信

Web サイト公開を継続しつつ、オープンキャンパス等で一般向け情報発信を行った。宇宙科学技術連合講演会等にて超小型探査機に関する特別セッションを企画・開催した。国際会議等にて海外向け情報発信と情報収集を行った。

11月2日に宇宙科学技術連合講演会のオーガナイズドセッション「超小型探査機を用いた月以遠深宇宙探査」を対面にて実施した。以下にプログラムを記す。

発表題目	著者	所属
Flight Model Development of OPERA, Onboard Processing	金相均	九工大
of Earth-origin one-way RAdio ranging signal		
超小型探査機 EQUULEUS の運用	船瀬龍	ISAS/東大
世界最小月着陸機 OMOTENASHI の運用	橋本樹明	ISAS
水を推進剤に用いる電気推進機による深宇宙探査の検討	小泉宏之	東大
超小型ソーラー電力セイルによる深宇宙航行技術実証計画	中条俊大	東工大
小型相乗り宇宙機用ハイブリッドキックモータの開発状況	平井翔大	北大
高推力推進系を有する超小型衛星の検討状況	川端洋輔	東大
深宇宙コンステレーションによる小天体マルチフライバイ	尾崎直哉	ISAS/JAXA
探查構想		
月宇宙機へ測位・通信サービスを提供する超小型衛星のシ	青柳賢英	福井大学
ステム設計		
GEO-X 計画の現状と将来展望	江副祐一郎	都立大
複数の小型衛星を用いた金星衛星間電波掩蔽観測の検討	安藤紘基	京都産業大
中性子測定による月の水資源探査を狙うMoMoTarO 計画	榎戸輝揚	理研
将来の月惑星探査小型機器開発と観測ロケットによる実証	松岡 彩子	京都大学
実験		

オーガナイズドセッションには最大で 60 名が参加した。うち若手の参加者は4割程度で あり、若手研究者の育成に役立っている。

国際会議(International Astronautical Congress 及び Small Satellite Conference) にて OPERA の開発状況についての発表を行った。発表論文は以下の通り

- Makiko Kishimoto, Sangkyun Kim, Shota Kubo, Kenta Sawa, Mengu Cho, "OPERA: Onboard Processing Orbit Determination by One-Way Ranging for Lunar Exploration Mission", 73rd International Astronautical Congress (IAC), Paris, France, 18-22 September 2022
- 2. Sangkyun Kim, Makiko Kishimoto, Shota Kubo, Kenta Sawa, Mengu Cho, "Flight Model Development of OPERA, Onboard Processing of Earth-origin one-way Radio ranging signal", Small Satellite Conference, Logan, Utah, USA, August 2022.