

月周回衛星「かぐや」の開発

池上真悟・加瀬貞二

要旨

1969年、アポロ11号の阿姆斯特朗船長の“小さな一歩”から始まった有人月面探査は、1972年のアポロ17号以来、その歩みを止めていましたが、2007年9月14日に先陣を切って打ち上げられたわが国の月周回衛星「かぐや」により、新たな月面探査活動が開始されました。

本稿では、NECがプライムインテグレータとして開発から運用まで担当した「かぐや」の主要諸元と、打ち上げからミッション終了までの概要を示すとともに、NECが開発を担当したレーザ高度計の技術を紹介します。

キーワード

- 月面探査
- SELENE
- かぐや
- おきな
- おうな
- 軌道制御
- 月着陸
- レーザ高度計

1. はじめに

月周回衛星「かぐや」(SELENE)は、アポロ計画以来の本格的な月探査衛星として、2007年9月14日にH-II A 13号機により打ち上げられました。10月4日に月を周回する軌道への投入に成功し、10月18日に観測軌道である高度100km、軌道傾斜角90度の月周回円軌道(極軌道)に到達しました。また、長楕円軌道から円軌道への移行期間中に、月重力場計測を行うための2つの子衛星(リレー衛星「おきな」(Rstar)とVRAD衛星「おうな」(Vstar))を所定の軌道に投入することに成功しています。

「かぐや」は、高度100kmの軌道から14種類の観測ミッションを実施し、月の起源と進化の解明に必要な多くのデータを取得しました。高度計による月地図や重力場地図は、小中学校の教科書にも掲載され、月の進化に関する定説を書き換えるような成果もありました。また、ハイビジョンカメラによる映像は多くの感動を生みました。

工学的な技術としては、アジア初となる月周回極軌道への投入技術や月周回軌道上での三軸姿勢制御技術など、「かぐや」以降の月探査衛星で必要となる基盤技術の実証に成功しています。

2. 「かぐや」の概要

「かぐや」は、主衛星と2機の子衛星(「おきな」と「おうな」)、計3機の衛星で構成され、打ち上げ時の総重量は、3,020kg(燃料約1,120kgを含む)でした。片翼キャント型の太陽電池パドル(発生電力3,500W)、直径1.6mの展開型二軸ジン

バルハイゲインアンテナを搭載し、月周回軌道投入用の二液式500Nメインエンジン(以下「OME」)を持つ大型衛星です。

「かぐや」の衛星システムの主要諸元を表1に、図1に月周回円軌道上での外観図を示します。子衛星はそれぞれ約57kgで、約1×1×0.65mの八角柱の形状です。八角柱の外周面が太陽電池パネルとなっており、発生電力は約80Wです。

主衛星は、高度100kmの月周回円軌道に入った後、約12mの長さの月磁場観測アンテナや、約16mの長さの月レーダサウンダーアンテナ(4本)を展開します。すべてを展開した後の軌道上での全体寸法は、約23×24×3mとなります。

「かぐや」の特徴を以下に示します。

(1) 重心管理

「かぐや」は、太陽電池パドルやハイゲインアンテナが非

表1 「かぐや」のシステム主要諸元

区分	項目	諸元		
全体システム	打上ロケット	H-II Aロケットによるシングルロッチ		
		フェアリング: 4S型		
		PAF: 2360SA		
	質量	周回衛星	1,791g	
		リレー衛星	57kg	
		VRAD衛星	57kg	
発生電力	周回衛星	太陽角最良 3,260W以上 太陽角最悪 1,831W以上		
	リレー衛星	発生電力 69.5W以上		
	VRAD衛星	発生電力 66.0W以上		
主衛星軌道	観測軌道	軌道高度 : 100km±30km 軌道傾斜角 : 90度の月周回円軌道 軌道周期 : 約118分		
		姿勢制御	月周回観測姿勢	月中心指向三軸姿勢制御
			ヨーアラウンド	$\beta=0$ 度でヨーアラウンド(最大年2回)

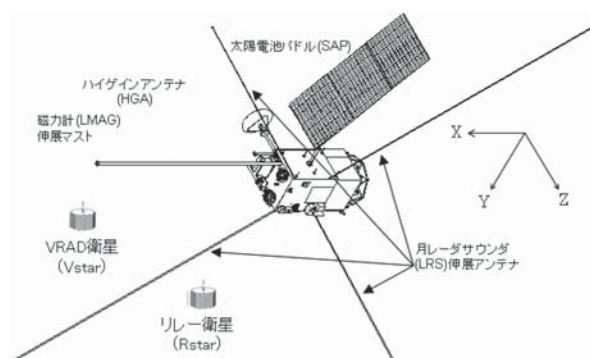


図1 「かぐや」の軌道上コンフィギュレーション

対称に配置されています。このため重心の偏りや、子衛星分離と燃料消費による重心位置の変動量に対するため、OMEの取り付け位置やキャント角の設定、制御用スラスターのトルクアームを増加、といった工夫を行っています。

(2) 放熱設計

定常運用中の「かぐや」は、太陽光と+120℃の高温となる月面の日照域に挟まれて、+Z面を月面に向けて周回します。+Y面側に放熱面を確保し、9台のサーマルループを搭載することにより、放熱性能と月食時のヒータ電力の低減を図っています。

(3) バス/ミッション共用HGA

ハイゲインアンテナは、常に反月面方向の-Z面に搭載されており、姿勢軌道制御系からの信号を基に、二軸ジンバル機構を駆動して常に地球方向を指向し、通信することができます。また、地球から見て月の裏側に入った際には、ハイゲインアンテナは子衛星を指向し、4wayドップラによる重力場観測にも利用されます。

(4) 電力系設計

キャント角30degの太陽電池パドルは、太陽光入射角と全日照軌道との関係から最適な角度に設定されており、半年に一度のヨーアラウンド（進行方向を反転させる）を行うことにより、必要な電力を確保できるように設計されています。また、最大充電時で約5,500Whの容量を有するバッテリーを搭載していますが、月食（地球の影に月と衛星が入る現象）の際、地球の影と月の影との位相が最悪条件となるとバッテリーが枯渇してしまうため、約1カ月前に位相調整運用（軌道の調整）を実施し、バッテリー放電量が最少となるように運用を考慮しました。

(5) 電磁適合性設計

微小電波を観測するミッション要求から、「かぐや」が出す電界放射雑音レベルを極力小さくするため、ノイズフィルタの追加やハーネスのシールドなどにより、30MHz以下の周波数域では、MIL規格を-20dB（10分の1）以上下回る静かさを達成しています。更に、観測の中心周波数の5MHz域では、観測機器GND基準において、MIL規格の-60dB（1000分の1）程度までの静音性を達成しています。

(6) 磁気管理

月の磁場は、地球磁場の10万分の1しかありません。「かぐや」では、この月磁場を計測するため、「かぐや」自身が発生する磁気を極力小さくする必要がありました。このため、磁気シールドやキャンセルマグネットの設置及びキャンセルループ配線などの工夫を行い、観測機器からの要求を満足させました。

3. 月遷移軌道及び月周回軌道投入

(1) 月遷移軌道運用

地球から月に到達するための月遷移軌道にはいくつかの方法がありますが、「かぐや」では想定外の事態に対し、より柔軟に対応できる方法として、地球を2.5周回するフェージング軌道を採用しました。この月遷移軌道フェーズでは、OME噴射による軌道制御を2回、20Nスラスト4本噴射による軌道制御を3回実施しました。図2に軌道制御シーケンス、表2にマヌーバ実績を示します。軌道制御は、開始時刻と増速量をコマンドで設定し、オンボードの加速度計データを使って噴射を自動停止させます。加速度計のノイズなども心配されましたが、軌道制御後の軌道決定値から推算された誤差は十分に小さく、精度の高い制御を達成できました。

(2) 月周回軌道投入運用

月との会合点に近づくと、月の引力で衛星速度が増加します。月に最接近した点でOMEを長時間噴射して速度を下げると、月の引力とバランスを取って月を周回し始めます。これを「月周回軌道投入マヌーバ」と言います。これに失敗すると、衛星は月を離れて意図しない方向に進んでしまいます。これは「かぐや」の最大の難関でしたが、無事に長楕円の月周回軌道に入った「かぐや」は、その後2機の子衛星を分離し、OMEによる軌道制御を5回、20Nスラストによ

月周回衛星「かぐや」の開発

る軌道制御を3回実施し、高度100kmの円軌道に入りました。これらのマヌーバの計画と実績の差は1%未満でした（表3）。こうした精度の高い軌道制御により、消費燃料を節約できたことが、後期ミッションの充実につながりました。

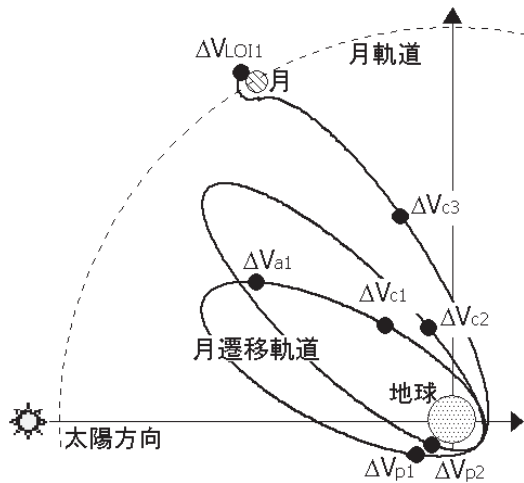


図2 月遷移軌道の軌道制御シーケンス

表2 月遷移軌道のマヌーバ実績

軌道制御名称	使用スラスタ	噴射秒時実績[秒]	増速量実績[m/s]	増速量誤差[m/s]
ΔVc1	500N	118	23.57	0.39
ΔVa1	20N	37	0.77	0.19
ΔVp1	500N	484	93.57	0.14
ΔVc2	20N	57	1.23	-0.02
ΔVp2	20N	81	1.69	-0.01

ΔVc1: 軌道投入誤差修正マヌーバ ΔVc2: 周期誤差補正マヌーバ
 ΔVa1: 軌道制御誤差補正マヌーバ ΔVp2: 周期調整2マヌーバ
 ΔVp1: 周期調整1マヌーバ

表3 月周回軌道投入のマヌーバ実績

軌道制御名称	使用スラスタ	噴射秒時実績[秒]	増速量実績[m/s]	増速量誤差[m/s]
LOI1	500N	1,460	298.43	0.36
LOI2	500N	469	102.19	0.30
LOI3	500N	670	151.51	-0.09
LOI4	500N	656	164.68	0.26
LOI5a	20N	253	68.48	0.18
LOI5b	20N	1,013	25.74	0.12
LOI5c	20N	983	25.30	0.13
LOI6	20N	497	12.82	0.11

4. 定常運用及び制御落下運用

(1) 定常運用

高度100kmの月周回極軌道に投入された「かぐや」は、1.5カ月の軌道上チェックアウトの後、定常観測運用に入り、14種類の月探査ミッションとハイビジョンカメラによる撮影を実施しました。ハイビジョンカメラの「満地球の出」や地形カメラのティコクレータの3D画像などは、宇宙航空研究開発機構（JAXA）殿のウェブサイトでご覧可能なので、ここでは定常観測運用中のバス運用実績を紹介いたします。

100kmという低い高度の月周回軌道の場合、月重力場の非対称性による影響が大きく、その軌道は非常に複雑な挙動を示します。また、月面の日照状態での全域を隈なく探査することから、軌道制御を正確に実施する必要がありました。更に、β角90度の境界では太陽電池パドルの回転方向の反転運用や、月食時のサバイバル運用、ヨーアラウンド運用、などの運用イベントが数多くありました。これらは、JAXA相模原キャンパスに設置された「SELENEミッション運用解析センター」からのコマンドにより実施されました。

(2) 制御落下運用

約7カ月の後期運用を行った後、残ったわずかな燃料を使って制御落下運用を実施しました。これは、高度100kmから、目的とする位置に正確に落下させる運用技術を習得するためのもので、今後の月面着陸技術に活用できる有益な経験となります。落下目標地点は、1) 落下時の発光を確認するために地球から見える表側の日陰部分であること、2) カメラ画像を取得するために直前まで日照域を飛翔すること、という条件を満たすように選びました。その結果、2009年6

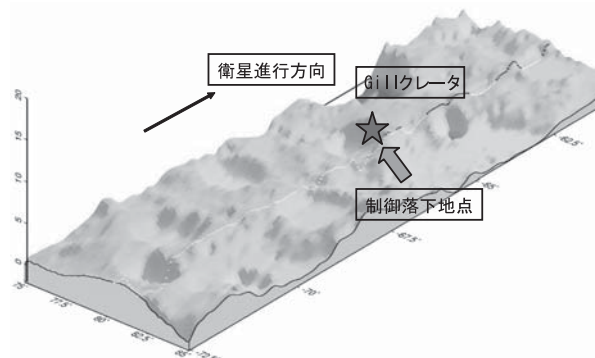


図3 「かぐや」制御落下地点

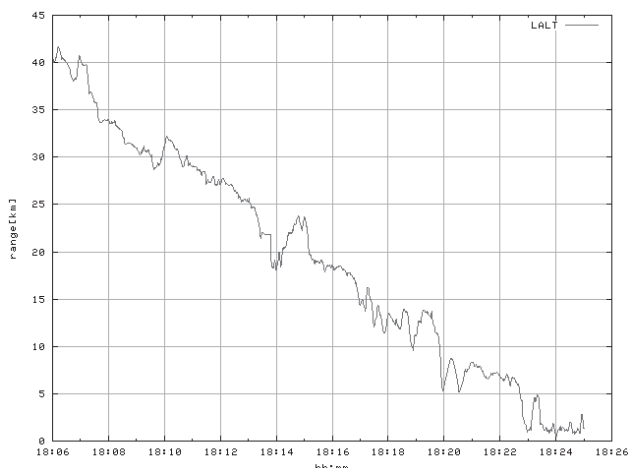


図4 制御落下時のレーザ高度計データ

月11日に 図3 に示すGILLクレータ付近を目標地点とした制御落下運用を実施し、計画どおりの位置に制御落下させることができました。月面衝突時の発光は、国内外の数カ所で確認することができました。

制御落下運用時のレーザ高度計のデータを 図4 に示します。「かぐや」が徐々に月面からの距離を縮めていく様子やクレータによる凹凸がよく確認できます。レーザ高度計はNECが開発したセンサであり、月面全域の地図を作成した成果のみではなく、今後の月着陸ミッションに向けての貴重なデータを残してくれました。第5章にてレーザ高度計の概要を紹介します。

5. レーザ高度計技術

レーザ高度計（図5）は、「かぐや」から月面に向かってレーザ光を放射し、月面で反射された光が戻るまでの往復時間を計ることで、「かぐや」と月面間の距離を測定します。レーザ高度計の測定は1秒間隔で行われ、運用期間中に得られた全球にわたる高度データを使用して月の地形図が作成されます。「かぐや」以前には無かった月の極域付近の高度データや、太陽光が永久に当たらないクレータ内部の地形などが、レーザ高度計のデータから明らかになりました。

レーザ高度計は、月周回上の温度変化に対応するための放熱面やヒータを持ち、温度制御を行っています。レーザなどの光学機器は、温度変化によるわずかな構体の歪みで性能が

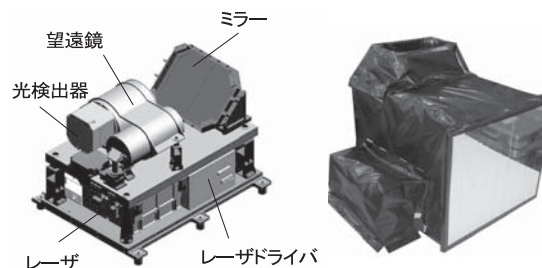


図5 レーザ高度計の外観と内部構造

劣化します。このため、熱歪みが性能に影響しないためのさまざまな工夫が、レーザ高度計の熱・構造設計には採用されています。また、高度100kmから複雑な地形を逃さず測定するために、大出力のレーザや高感度の検出器を採用し、斜面からの反射光でも検出できるように設計されています。この他、月面までの距離を1mの分解能で測定できるカウンタ回路や、レーザを駆動するための各種ドライバ回路が使用されています。これらの光学系や回路を含むレーザ高度計は、H-II Aロケットの打ち上げ環境や月周回上での運用環境に耐えるように設計され、地上での十分な評価試験を終えて「かぐや」に搭載されました。

月・惑星探査を始めとする宇宙用レーザ装置に必要な技術を、「かぐや」のレーザ高度計によって実証できました。

6. おわりに

今後の月探査に関しては、内閣官房宇宙開発戦略本部による「月探査に関する懇談会」が開催され、2010年6月にまとめられた最終報告書に、次期月探査として2015年に軟着陸とロボット探査を行うことが提言されています。NECはハレー彗星探査衛星「さきがけ」以来、25年間に培った月・惑星探査技術を活用/発展させ、科学・技術開発グループの1つの柱として月探査計画に参画していきたいと考えています。そして、日本のトップサイエンスセンターへの貢献を通じて継続的な事業活動を実現していきます。

執筆者プロフィール

池上 真悟
航空宇宙・防衛事業本部
宇宙システム事業部
宇宙システム部長

加瀬 貞二
航空宇宙・防衛事業本部
誘導光電事業部
主任

NEC 技報のご案内

NEC 技報の論文をご覧くださいありがとうございます。
ご興味がありましたら、関連する他の論文もご覧ください。

NEC技報WEBサイトはこちら

NEC技報(日本語)

NEC Technical Journal(英語)

Vol.64 No.1 宇宙特集

特別寄稿：宇宙ソリューションで社会に貢献する時代へ
宇宙特集によせて
宇宙事業ビジョンとロードマップ
NECのグローバルな宇宙ソリューション事業への取り組み

◇ 特集論文

ロードマップ実現に向けた取り組み

宇宙技術とIT・ネットワーク技術の融合
宇宙分野におけるグローバル市場への参入戦略
「宇宙利用」のためのサービス事業の推進
先進的宇宙システム「ASNARO」の開発

ロードマップの実現を支える技術と製品（人工衛星/宇宙ステーション）

国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう（JEM）」の開発
金星探査機「あかつき」の開発
小型ソーラー電力セイル「IKAROS」の開発
月周回衛星「かぐや」の開発
地球観測衛星（陸域観測技術衛星）「だいち」の開発
超高速インターネット衛星「きずな」の開発
総合宇宙利用システムの普及を促進する小型SAR衛星技術

ロードマップの実現を支える技術と製品（衛星地上システム）

衛星運用を支える地上システム
衛星データの利用を促進する画像処理システム

ロードマップの実現を支える技術と製品（衛星バス）

リモートセンシング事業を迅速に立ち上げる標準プラットフォーム「NEXTAR」
衛星機器を構成する標準コンポーネント

ロードマップの実現を支える技術と製品（通信）

衛星通信を支える通信技術
世界で活躍する衛星搭載用中継機器

ロードマップの実現を支える技術と製品（観測センサと応用技術）

観測衛星「いぶき」を支えた光学センサ技術と展望
全地球上の雨と雲を観測する電波センサ技術
リモートセンシングデータの向上を実現するSAR画像処理技術
衛星画像を活用した産業廃棄物監視システム

ロードマップの実現を支える技術と製品（基盤技術）

宇宙技術を支える基盤技術や開発プロセス
月惑星探査を支える軌道計画と要素技術
宇宙用耐放射線性POL DC/DCコンバータの開発
宇宙開発向けプリント配線板の認定状況と今後の展開

ロードマップの実現を支える技術と製品（誘導制御計算機）

ロケット用誘導制御計算機の変遷と展望

小惑星探査機「はやぶさ」

小惑星探査機「はやぶさ」の開発と成果

◇ NEC Information

NEWS

NEC C&C財団25周年記念賞表彰式開催



Vol.64 No.1
(2011年3月)

特集TOP