

かぐや推進系の開発および運用結果

Development and On-Orbit Operation Results of Kaguya Propulsion System

高橋 衛 株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部 主幹
田村 昌之 株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部 主幹
岸野 義宏 株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部

月周回衛星「かぐや」(SELENE)は、2007年9月14日、種子島宇宙センターからH-IIAロケットで打ち上げられた。かぐや推進系は独立行政法人宇宙航空研究開発機構、日本電気株式会社およびNEC東芝スペースシステムズ株式会社のもとでIHIと株式会社IHIエアロスペースが開発したものであり、500N級2液式エンジン、20N級1液式スラスタ、1N級1液式スラスタなどを搭載しており、「かぐや」の姿勢/軌道制御を行った。ロケットから分離された後の制御、月周回軌道への投入、月周回軌道上での制御など推進系はすべての役割を問題なく果たすことができた。

The Lunar Explorer Satellite “Kaguya” (SELENE) was launched by H-IIA rocket from the Tanegashima Space Center on September 14, 2007. The Kaguya propulsion system was developed by IHI/IHI Aerospace under the supervision of JAXA/NEC/NTSpace, which has 500 N bi-propellant engine, 20 N monopropellant thrusters, 1 N monopropellant thrusters, etc. for controlling the attitude and orbit of “Kaguya.” The control after the separation from the rocket, the injection into the lunar orbit, and the control around the moon were successfully performed.

1. 緒言

月周回衛星「かぐや」(SELENE)は、2007年9月14日、種子島宇宙センターからH-IIAロケットで打ち上げられた。かぐや推進系は宇宙航空研究開発機構、日本電気株式会社およびNEC東芝スペースシステムズ株式会社のもとでIHIと株式会社IHIエアロスペース(以下、IAと呼ぶ)が開発したものであり、燃料と酸化剤を搭載した2液式推進系である。推進系は気蓄器、推薬タンク、エンジン、スラスタ、デバイスおよび配管類から成り、「かぐや」の姿勢と軌道を制御する役割をもつ。推進系は打上げ前に射場で推進薬を充てんされ、ロケットから分離された後の「かぐや」の軌道上運用においてすべての役割を問題なく果たすことができた。

ここでは、推進系の構成・開発と射場・軌道上での推進系運用結果の概要を述べる。

2. 推進系の構成と開発

「かぐや」の推進系は、統合型推進系と呼ばれ、2液式(燃料と酸化剤)と1液式(燃料のみ)の2種類のスラスタを装備したもので、さらにアポジ(大推力)推進系とガスジェット(小推力)推進系を統合した推進系である。推進系の系統図を第1図に、主要諸元を第1表に示す。

かぐや推進系の設計は、静止衛星として開発した

COMETS(かけはし)、DRTS(こだま)をベースにしている。推進系は、①2台の気蓄器②2台の燃料タンク③1台の酸化剤タンク④1台の500N級(500Nは推力50kgfに相当)2液式エンジン(以下、500Nエンジンと呼ぶ)⑤12台の20N級1液式スラスタ(以下、20Nスラスタと呼ぶ)⑥8台の1N級1液式スラスタ(以下、1Nスラスタと呼ぶ)、をもっている。

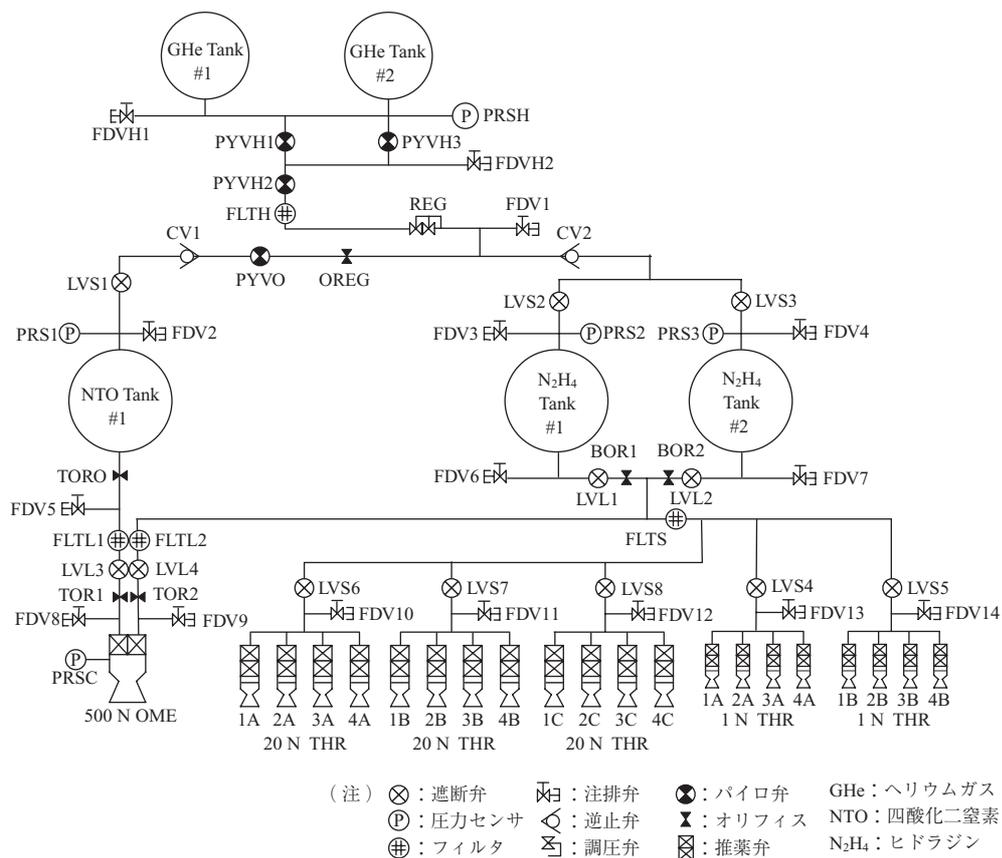
調圧弁によって推薬タンク(燃料タンクと酸化剤タンク)の圧力は一定に保たれるため、500Nエンジンの推力は一定となる。配管サイズ(外径)は500Nエンジンラインは3/8インチ、そのほかのラインは1/4インチである。

2.1 タンク

気蓄器(2台)は、DRTSと同様にATK社(アメリカ)からの購入品であり、容積が各0.0673m³で高圧ヘリウムガスを貯蔵する。気蓄器はチタンライナの外側をCFRP(炭素繊維強化プラスチック)で補強されている。

燃料タンク(2台)は「かぐや」用にIAが開発したものでそれぞれの容積は0.430m³であり、燃料であるヒドランを貯蔵する。すべてチタン合金製であり無重力環境でもガス混入がない燃料を排出するため、表面張力式デバイス(液体の表面張力特性を利用した気液分離機構)を内蔵している。

酸化剤タンク(1台)も「かぐや」用にIAが開発したもので容積0.289m³であり、酸化剤であるMON-3(四



第1図 かぐや推進系系統図
 Fig. 1 Propulsion system schematic

第1表 かぐや推進系主要諸元
 Table 1 Propulsion system characteristics

項目	性能	備考
500 N エンジン	推力 547 (+54, -58) (N), 比推力 319.8 ± 5.1 (s)	調圧圧力 1.77 (MPa)
20 N スラスタ	連続噴射モード (1) 500 N エンジン噴射時 推力 14.2 (+1.3, -1.5) (N), 比推力 223 (s) 以上 (2) 20 N, 4 台同時噴射時 推力 14.9 (+1.3, -1.5) (N), 比推力 223 (s) 以上	調圧圧力 1.77 (MPa)
1 N スラスタ	連続噴射モード 推力 0.68 (+0.12, -0.13) (N), 比推力 205 (s) 以上	調圧圧力 1.77 (MPa)
推薬搭載量	燃料 (ヒドラジン) 825 (+0, -135) (kg) 酸化剤 (MON-3) 355 (+0, -30) (kg) ヘリウムガス 5.4 (kg)	
無効推薬量	燃料 (ヒドラジン) 10.6 (kg) 以下 酸化剤 (MON-3) 6.2 (kg) 以下	
最大作動圧力 (MEOP)	高圧ライン 23.0 (MPa) 低圧ライン 2.16 (MPa) 500 N エンジン燃焼室 1.03 (MPa)	
保証圧力	燃料タンク, 酸化剤タンク 1.25 × MEOP 燃料タンク, 酸化剤タンク以外 1.5 × MEOP	
破壊圧力	燃料タンク, 酸化剤タンク 1.5 × MEOP そのほかコンポーネント 2.5 × MEOP 配管 4.0 × MEOP	
質量 (乾燥状態)	151.85 (kg)	

酸化二窒素 (NTO) に 3% の NO を混合したもの) を貯蔵する。すべてチタン合金製であり、500 N エンジン噴射直前の 20 N スラスタ噴射によって発生する加速度でタンク内部の酸化剤を排出ポート上に集められる。このため表面張力式デバイスは内蔵していない。

2.2 2 液式大推力エンジン / 500 N エンジン

500 N エンジン は DRTS プログラムで IA が開発した 2 液式アポジエンジンを採用している。第 2 図にエンジン外観を示す。エンジンは 2 台の MOOG 社 (アメリカ) 製推薬弁、チタン合金製噴射器、コロンビウム合金製燃焼器から構成される。このエンジンには噴射器と推薬弁を保温するためヒータが装着されている。500 N エンジンは、「かぐや」の軌道変換のため複数回の連続モードの噴射 (ΔV) を行う。

2.3 1 液式小推力スラスタ

2.3.1 20 N スラスタ

IA 製 20 N スラスタ (12 台) は DRTS などに用いられた 1 液式スラスタである。燃焼室に触媒を内蔵しており、ヒータによって触媒部は軌道上でつねに 30°C 以上に保温される。推薬弁は MOOG 社製である。20 N スラスタは、500 N エンジン噴射前の推薬タンク内の推薬のセトリング (排出ポート部への着床)、軌道変換 (4 台同時噴射)、ピッチ/ヨー軸周りの姿勢制御を行う。

2.3.2 1 N スラスタ

IA 製 1 N スラスタ (8 台) は DRTS などに用いられた 1 液式スラスタである。燃焼室に触媒を内蔵しており、ヒ-

ータによって触媒部は軌道上でつねに 200°C 以上に保温される。推薬弁は株式会社島津製作所製である。1 N スラスタは、パルス噴射でロール軸周りの姿勢制御を行う。

2.4 デバイスおよび EM 試験

デバイス (購入品) は DRTS など実績のあるものを採用している。

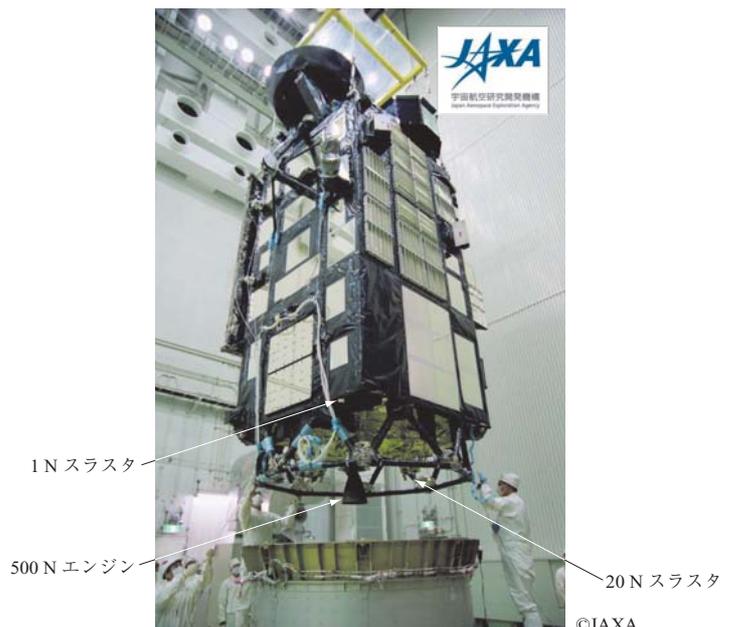
- ・調圧弁: Carleton 社 (アメリカ) 製
- ・パイロ弁: CONAX 社 (アメリカ) 製
- ・逆止弁: VACCO 社 (アメリカ) 製
- ・高圧注排弁: VACCO 社 (アメリカ) 製
- ・低圧注排弁: IHI / 株式会社島津製作所製
- ・1/4 インチフィルタ: WINTEC 社 (アメリカ) 製
- ・3/8 インチフィルタ: IHI / 株式会社小糸製作所製
- ・1/4 インチ遮断弁: IHI / 日本ムーク株式会社製
- ・3/8 インチ遮断弁: MOOG 社 (アメリカ) 製
- ・圧力センサ: TABER 社 (アメリカ) 製

推進系の開発に当たっては、上記のコンポーネントを推進系として組み立てた EM (エンジニアリングモデル) によって IHI 相生ロケット試験センターで軌道上運用を模擬したシステム燃焼試験を行い、各機器が正常に作動すること、および 500 N エンジンが所定の性能 (推力、混合比) で燃焼することを確認した。

「かぐや」外観とスラスタ配置を第 3 図に示す。500 N エンジンは衛星下側中心に、20 N スラスタは衛星下面の四辺に、1 N スラスタは衛星下面の四角部に配置された。



第 2 図 500 N エンジン外観
Fig. 2 500 N engine configuration



第 3 図 「かぐや」外観
Fig. 3 “Kaguya” overview

3. 運用結果

3.1 射場運用

打上げ前の推進系状態を第4図に示す。燃料と酸化剤は、それぞれの推進タンクに約90%の充てん率で充てんした。エンジンとスラスタの推進弁の上流配管には低圧のヘリウムガスを充てんした。打ち上げ前に20 Nおよび1 N スラスタの触媒用ヒータは通電され保温状態であった。

3.2 軌道上運用

3.2.1 初期運用

ロケットから衛星分離された後、20 N スラスタと1 N スラスタの上流遮断弁 (LVS4 ~ 8) は姿勢制御系の自動シーケンスコマンドによって開き、スラスタによる姿勢制御を開始した。

3.2.2 軌道変換運用

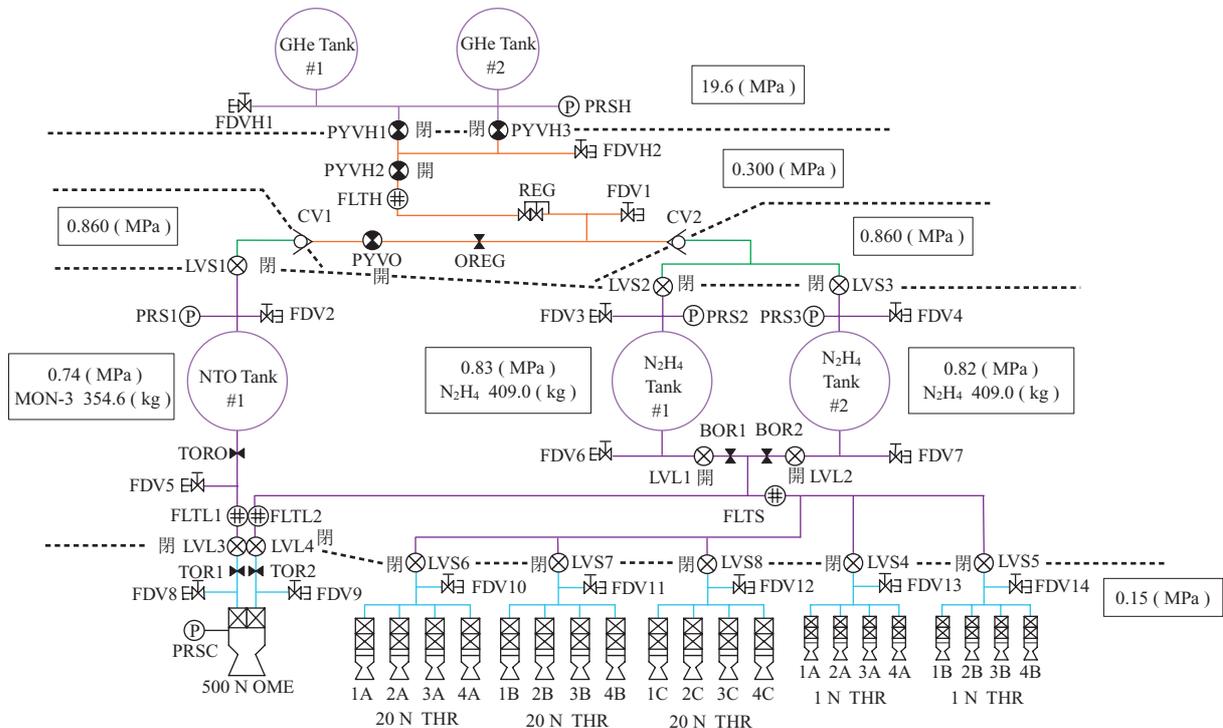
「かぐや」の地球から月への飛行経路を第5図に示す。

500 N エンジンは、地上からのコマンドによって7回の軌道変換噴射を実施した。500 N エンジンの性能評価を第2表に示す。第1回エンジン噴射 (ΔV_{c1}) の運用シーケンスを以下に示す。

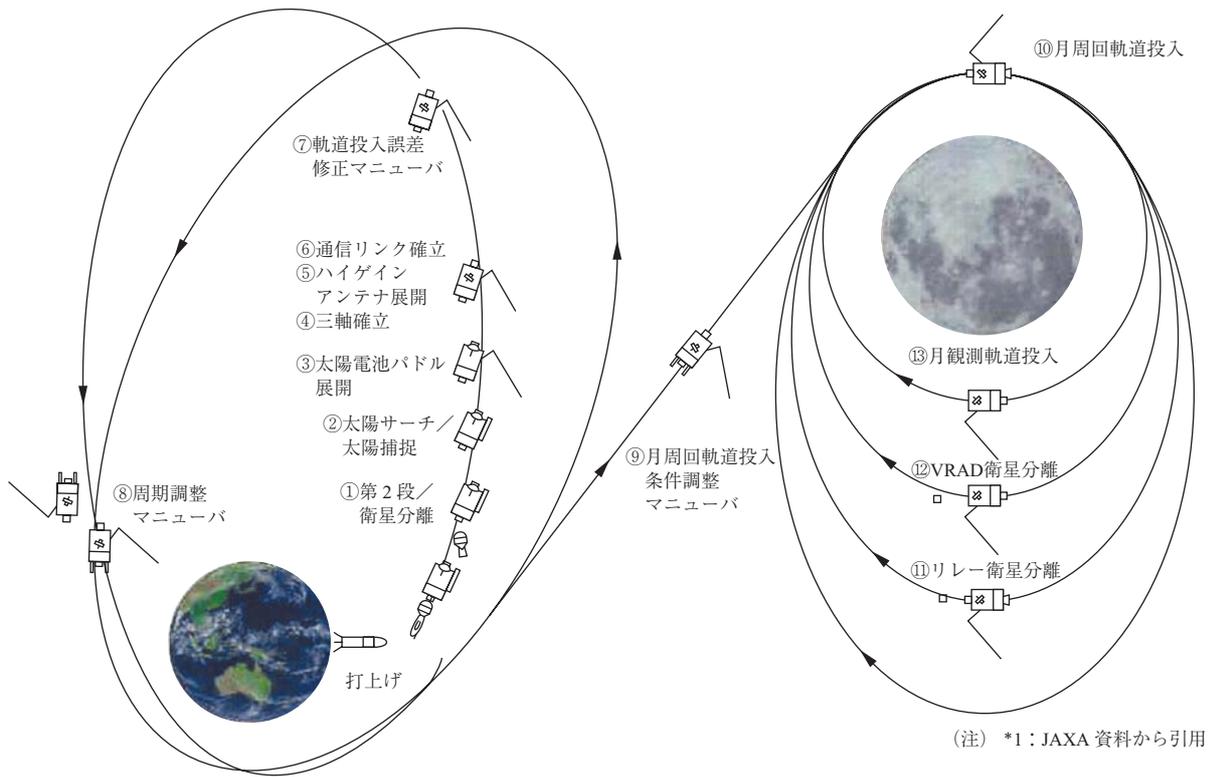
- (1) 噴射器ヒータ ON . 地上からのヒータ ON/OFF コマンドによって噴射器温度を制御 (20 ~ 70°C)

- (2) 遮断弁 LVL3, 4 開. 500 N エンジン上流へ推進剤供給
 - (3) 遮断弁 LVS2, 3 開 (高圧パイロ弁開による調圧弁下流領域の急激な圧力上昇を防止するため、調圧弁下流のガス容量を確保)
 - (4) パイロ弁 PYVH1 開. 燃料タンク圧力約 1.8 MPa に上昇
 - (5) 遮断弁 LVS1 開. 酸化剤タンク約 1.8 MPa に上昇
 - (6) 20 スラスタ 4 台 40 秒間連続噴射 (500 N エンジン噴射前の推進セトリングのため)
 - (7) 500 N エンジン噴射開始
 - (8) 500 N エンジン噴射開始直後に噴射器ヒータを OFF
 - (9) 500 N エンジン噴射を計画の増速度 (ΔV) を達成した時点で自動的に停止
 - (10) 酸化剤タンク上流遮断弁 LVS1 閉 (MON-3 蒸気の上流側への逆流防止)
 - (11) 遮断弁 LVL3, 4 閉
- ほかの 6 回の 500 N エンジン噴射のシーケンスは上記 (3), (4) を除き同様である。

LOI-1 (月周回軌道投入マヌーバ) 実施時の圧力データ, 推定混合比 (燃料に対する酸化剤の流量比), スラスタのデューティレシオ (噴射比率) を第6図, 第7図に



第4図 打上げ前の推進系状態
Fig. 4 Propulsion system status before launching



第5図 「かぐや」の飛行経路 *1
Fig. 5 Trajectory of "Kaguya" *1

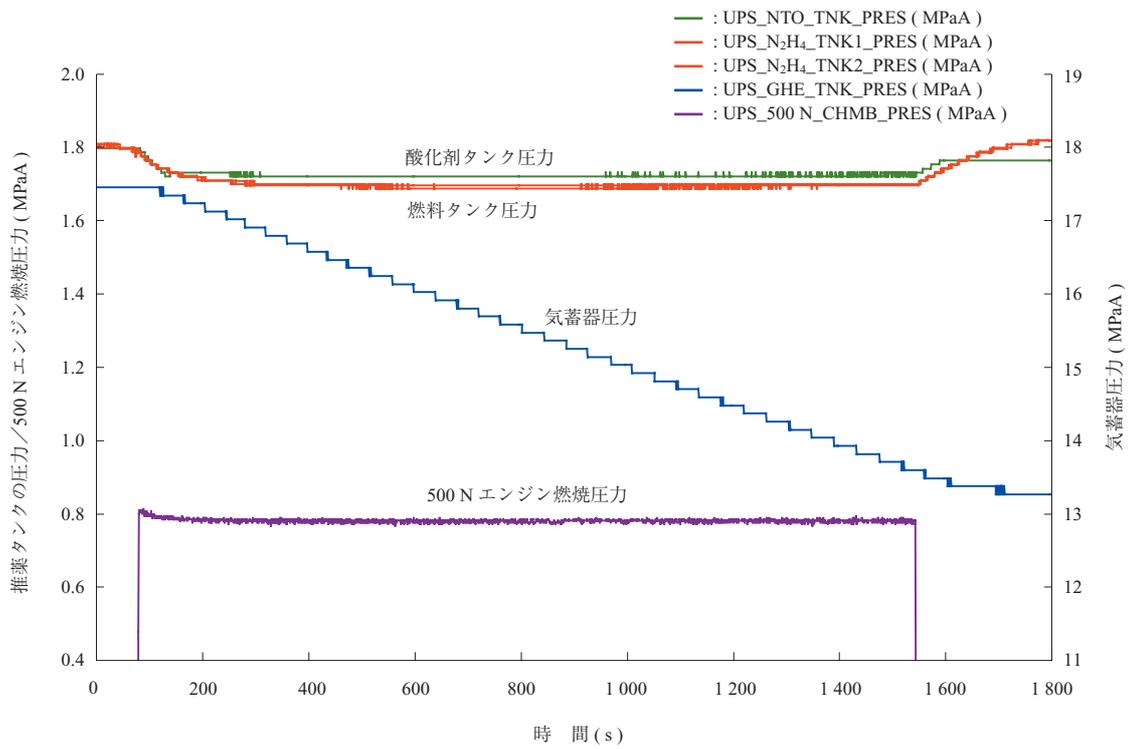
第2表 500 N エンジン性能評価
Table 2 500 N engine performance evaluation

項目	単位	ΔV_{c1}	ΔV_{p1}	LOI - 1	LOI - 2	LOI - 3	LOI - 4	LOI - 5a	トータル
燃焼時間	s	118	486	1 460	469	670	656	251	4 110
燃焼室圧力 P_c	MPa	0.787	0.786	0.778	0.789	0.786	0.788	0.788	0.784
推定混合比 MR	-	0.860	0.862	0.863	0.856	0.855	0.861	0.854	0.860
平均推力	N	553.6	553.2	547.5	554.9	552.5	554.3	553.9	551.5
平均比推力	s	319.8	319.8	319.6	319.6	319.5	319.6	319.5	319.6
MON-3 消費量	kg	9.9	40.0	121.8	39.0	55.9	54.7	21.2	342.4
ヒドラジン消費量	kg	13.5	50.8	151.1	48.8	69.2	71.8	28.8	501.4

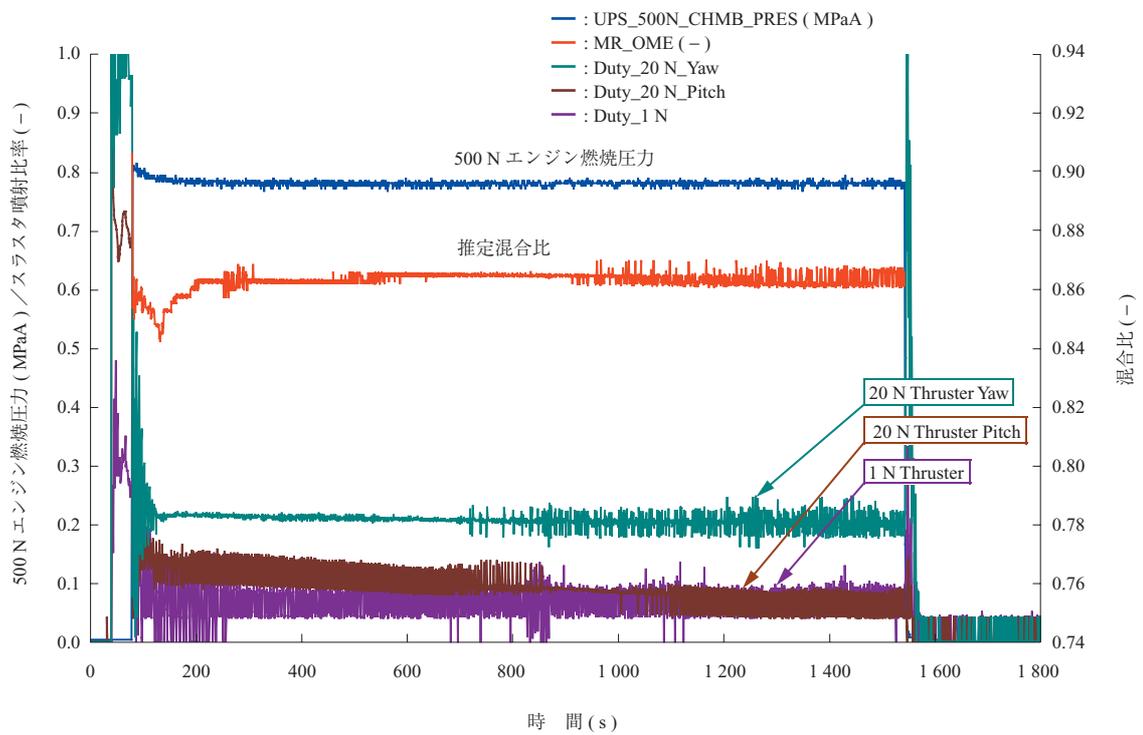
(注) 1. 混合比は、圧力、温度データと抵抗係数を基に推定している。
 2. 推力、比推力は、燃焼室圧力と推定混合比を基にエンジン性能カーブから算出している。
 3. トータルは、燃焼時間、消費量は合計値を、そのほかはトータルの平均値を示している。
 4. ヒドラジン消費量は 20 N スラスタによる消費量も含んでいるため参考扱いとする。
 5. ΔV_{c1} ~ LOI-5a は、7回の 500 N エンジン噴射のそれぞれの名称であり、数字は噴射回数を示す。また、記号は下記に示す。
 ΔV : 増速度
 c : Mid course
 p : Perrige
 LOI : Lunar Orbit Insertion

示す。推進タンク圧力と 500 N エンジン燃焼室圧力はほとんど一定であり発生推力が安定していることを示している。気蓄器圧力は、推進消費に伴い 17 MPa から 13 MPa に減少している。混合比は各圧力データから解析によって推定したが、打ち上げ前の予測とほぼ同じであった。また 500 N エンジン噴射中の 20 N および 1 N スラスタによる姿勢制御は、10 ~ 20% 程度のパルスデューティ（パル

ス噴射している時間割合）となっている。軌道変換は合計 13 回（500 N エンジンによる変換 7 回、20 N スラスタによる変換 6 回）実施したが、衛星の軌道変換および姿勢制御は問題なく完了し、推進系の状態も全期間にわたり正常であった。



第6図 月周回軌道投入 (LOI-1) 時の圧力データ
 Fig. 6 Pressure data during Lunar Orbit Insertion (LOI-1)



第7図 月周回軌道投入 (LOI-1) 時の圧力・混合比・噴射デューティ
 Fig. 7 Pressure, mixture ratio and firing duty during Lunar Orbit Insertion (LOI-1)

3.2.3 月周回軌道運用

軌道変換後、酸化剤タンク上流パイロ弁 PYVO は、MON-3 蒸気が LVS1 と CV1 のシールを透過する逆流を防止するため閉とした。また調圧弁上流パイロ弁 PYVH2 も調圧弁内部漏えいによって推薬タンクの圧力が上昇することを防止するため閉とした。

「かぐや」は、その後、月高度 100 km の円軌道上で 1 年以上観測を実施したが、その間、20 N スラスタによる軌道補正と 20 N および 1 N スラスタによる姿勢制御を問題なく実施し、多くの貴重な月データ取得に貢献した。

「かぐや」は、所定の観測終了後、高度を落として観測

を続け、最終的に 2009 年 6 月 11 日、20 N スラスタ噴射によって制御しながら月面の所定の位置に無事落下させることができた。

4. 結 言

かぐや推進系は軌道上におけるすべての軌道変換および姿勢制御を問題なく実施した。エンジン、スラスタの軌道上での性能はほぼノミナル値であり、打上げ前の予測どおりであった。今回の成果は、将来の月着陸機などの開発に大きく寄与するものと考ええる。