

月エネルギー伝送衛星 AMATELUS

東京工業大学

1. 諸言

月は地球の夜を明るく照らし、日々刻々とその形を変える。また月はクレーターや海など地形の色の違いから様々な生き物に例えられ、古来より人々に親しまれ興味の対象となってきた。20世紀に入り世界各国の人工衛星が月軌道上を周回し、アポロ11号ではヒトが月面に降り立つまでに至った。昨今の多くの探査により鉱物資源や理学観測に有利な高真空環境、科学的に魅力的な低重力環境、スペースガードなど、月面に活動拠点（基地）を建設し利用する意義が多く見出され、今後人類が宇宙に向けて進出する上でも有益かつ貴重な星である。基地の建設候補地としては太陽光を比較的得やすくエネルギー面において有利な極地方が挙げられる一方、常に地球を向く表側の赤道付近における豊富な鉱物資源や日本の月周回衛星「かぐや」により発見され基地建設候補地の可能性を秘める縦穴の存在、太陽系の他天体へ向けて月から離脱する際に赤道上で自転速度を最大限得られることなど、月の赤道付近に基地を建設する意義は多い。しかしながら赤道上のような低緯度領域では太陽光を全く得られない月の夜が14日周期で訪れ、エネルギーの確保が最大の課題と言える。そこで我々は月エネルギー伝送衛星 AMATELUS を提案する。この衛星は宇宙太陽光発電（SSPS：Space Solar Power System）の概念、特にレーザー光によるL-SSPS（Laser-SSPS）を参考とし、月赤道上周回軌道から赤道付近の月面基地に対してエネルギー伝送を行う。地球とは異なり月では大気による減衰や人への影響などの問題が無く、有用なエネルギー源になり得ると考えている。

2. ミッション目的

- 月面上の基地に対し、月周回軌道上からレーザー光を用いたエネルギー伝送
- 月面基地、また地球地上局との通信および中継

3. ミッション概要

3.1. ミッションシーケンス

AMATELUS のミッションは月面赤道上にある基地に対し、月周回軌道上から行う。AMATELUS は3機編成で周回しており、対称な位置関係（正三角形）に位置している。図1中上図に AMATELUS のエネルギー伝送のミッションシーケンス 2通りを示す。図中の番号（①～⑥）と以下のミッションフェーズの番号は対応している。一方、下図は AMATELUS 3機による通信中継のモデルである。

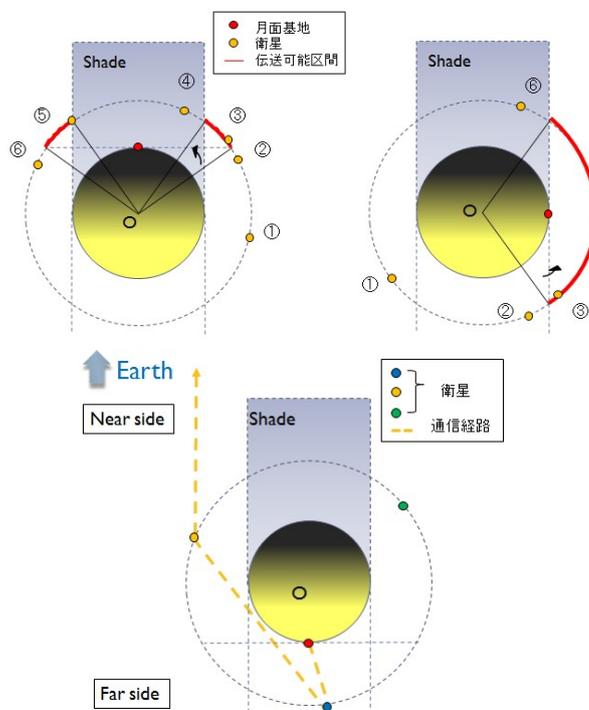


図1 ミッションシーケンス図

- ① 地球地上局とデータ通信を行う。
- ② 月面基地捕捉数分前、搭載センサにより基地方向に発振部を向ける。
- ③ 月面基地からのビーコン取得後、2分以内に姿勢を校正し、レーザー光を基地太陽光パネルに向けて発振する。また、この時基地局とデータ通信も行う。
- ④ 衛星が日陰に入った後レーザー光発振を停止、

この間データ通信（中継）は継続。

- ⑤ 再びレーザー光を基地局に向けて発振する。
- ⑥ 発振可能領域離脱後、①フェーズに戻る。

3.2. 日照時間と電力需要

本ミッションでは、人類が月に進出するに当たっての橋頭堡として機能する最低限の基地を考え、基地の定員は3名と仮定する。約2週間続く月の夜では太陽光発電ができないため、月面基地を通常の状態では運用せず、全体設備の一部を、2週間生き延びるための最小生存設備として設定することを考える。

3.2.1. 最小生存設備の必要容積と電力需要

乗組員1人当たりの必要容積をミッション時間の関数として示すセレンターノ基準よれば2週間の滞在に対する最適容積は1人当たり7[m³]であるから、3人では21[m³]とする。次に21[m³]の容積を持つ与圧部がどれだけの電力が必要か見積もる。月面基地の前例が無いので、これまで建設された宇宙ステーション(以下ISS)を参考とすると、ISSの電力需要と与圧部体積は0.1049[kW/m³]の線形関係がある。よって、21[m³]の容積では2.20[kW]が必要となる。

容積21[m³]の設備の放射熱について考察すると、外部を断熱材で覆った場合、施設温度を維持するためには0.4[kW]が必要となる。生命維持機材は熱的に離れた場所にあり、電力消費からくる熱量は施設加温には使用できないと考えた場合、月面基地に必要な電力は2.60[kW]となる。したがって2週間分の電力量は873.6[kWh]である。

3.3. 運用シナリオ及びエネルギー伝送量

AMATELUSの実運用に関して、現実的なシナリオを検討した。実際に赤道上の基地でクルーが生活する場合、少なくとも14日間の夜を越すことができるだけのバッテリーは基地に備わっていると考えることが自然であり安全である。従って本衛星が基地に対して負う役割は、夜を越すための全エネルギーを担保することではなく、電力供給に関しては安全面での電力供給冗長系としての役割や夜間使用可能電力を増加させるといったことが考えられる。ここで、AMATELUSが実現できる送電量を見積もることにより更なる考察を行う。試算においては複数機による赤道上の一基地へのエネルギー伝送を考える。AMATELUSが送電を行う条件は、任意の高度の円軌道上において自機に太陽光が届き、かつ基地を補足可能な領域に存在する

ことである。衛星が月の周りを理想的な円軌道に沿って周回し、基地側の62*62[m²]太陽光パネルの中心とレーザーの中心が一致するという仮定のもと、運用衛星機数ごとに軌道高度h[km]に対して基地における太陽仰角5度から夜を経て再び太陽仰角5度を回復する約15.59日の間に伝送可能な総電力量を計算した。衛星の持つレーザー出力は後述の通り25[kW]とし、基地捕捉からレーザー照射までの遅れ時間、基地側から見た衛星の仰角による太陽光パネルの特性やレーザーの広がり、セルの変換効率を考慮した上で衛星複数機により賄われる電力量は次の図2の様に求められた。

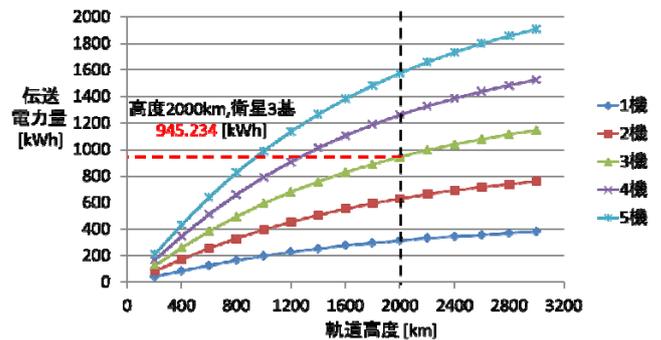


図2 衛星機数ごとの軌道高度－伝送電力量図

この結果より、AMATELUS衛星3機による伝送電力量が基地の2週間分の消費電力量と同程度であるため、緊急時の電力供給源としての役割を十分果たすことが出来ると考えられ、本提案では3機編成とした。

3.4. AMATELUSと他電力供給手段との比較

夜の電力をまかなう方法として、まずバッテリーを装備する方法が考えられる。今回は三菱電機の5kw Class Lithium Ion Batteryを元に計算を行い、図3が得られた。

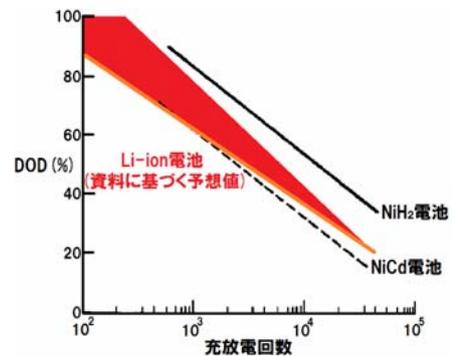


図3 DOD対許容充放電回数

このバッテリーはエネルギー密度100kWh/ton(=100W)と高性能で、DOD(Depth of Discharge; 放電深度)対許容充放電回数も他のバッテリーと比べて遜色ない。今回は図のオレンジ色の線(平均値からの予想値)を採用

する。このバッテリーを装備し、2週間分の電力を賄う場合を考える。月面基地は月の自転周期である27.3217日毎に充放電する。バッテリーの寿命が5年のとき、

$$365.2422[d] \times 5[y] \div 27.3217[d] = 66.84$$

66.84回の充放電を行う。この時DODは約90%で

$$873.6[kWh] \div 90\% \div 100[kWh/t] = 9.71[t]$$

9.71[t]のバッテリーが必要となる。これはバッテリーセルの質量にほぼ近いいため、運搬に必要な鋼体や運用上必要な各種の装置を含めるとさらに重くなる。

月面基地の電力供給手段として古くから検討されている原子炉や原子力電池は、宇宙に打ち上げた前例が少なく、月面基地の電力需要を満たせるだけの出力を持った装置に関しては前例が無い。また、わが国は原子力の宇宙転用の経験が無いこと、さらに政治的・外交的な問題から宇宙開発に核燃料を使うことが困難であることから、実用化は困難であると考えられる。その他、燃料電池なども効率や重量の観点から、有望とは言いがたい。

以上より、夜間の電力はバッテリーを使用するのが最も現実的であるが、上記の見積もりでは生命維持に必要な最低限のバッテリー質量であるため、夜間も研究や調査を行うには更に多くの電力が必要となる。また、故障時の冗長性も確保されていない。今回提案するAMATELUSは、基地の電力を強化するにあたって、国産の技術で実現可能な最も効率的な方法であると言える。

4. 衛星システム

4.1. 構造系

4.1.1. 衛星コンフィギュレーション

提案する衛星の機器配置は以下の通りである。本衛星は機能別に以下の6つの部分に分けられる。

- ① 衛星本体（電源系・姿勢制御系・推進系）
- ② 太陽光パドル（姿勢制御・通信用電力供給）
- ③ 太陽光集光板（レーザー励起に使用）
- ④ 放熱板（レーザー発振部の放熱用）
- ⑤ レーザー発振部
- ⑥ 可変角照射口・ビーコン受信器(手前側)・通信用アンテナ(両側に1つずつ)

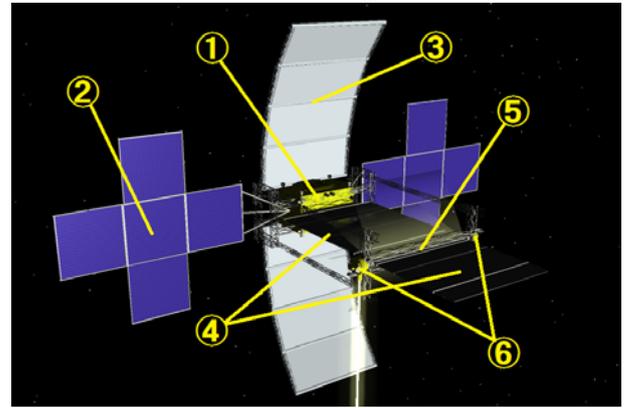


図4 衛星コンフィギュレーション

このような機器配置とすることで、効率的な放熱を実現し、ミッションを達成するための各動作要求も満たすことができる。衛星本体は三菱電機製プラットフォームDS2000を参考にし、これをサイジングの指標として用いることとする。

表1 衛星の各要素のサイジング

| | サイズ | 質量[kg] |
|--------------|--|---------|
| 衛星本体 | 3.8×2.5×2.4 [m ³] | 4200 |
| 太陽光パドル | 3.45 ² [m ²] ×10[枚] | 610 |
| 1次集光板 | 6×10.5[m ²] ×2[枚] | 170 |
| レーザー発振部 | 6×0.1 ² × π [m ³] | 100 |
| 放熱板 | 6×10[m ²] | 400 |
| イオンエンジン及び推進薬 | | 207.25 |
| 外部推進モジュール | 1×2.5 ² × π [m ³] | 2278.57 |

4.1.2. 軌道上での衛星の挙動とレーザー照射方向

本衛星システムは月赤道軌道上から主に月赤道上に存在する月面基地へレーザー伝送を行うことを目的としており、軌道上での衛星の回転は基本的には図のy軸まわりの回転となる。月面基地方向を指向し続けるため、太陽方向と月基地方向のなす角は可変であることが要求されるが、励起したレーザー光をミラーで90度反射させることで下図のように照射方向をレーザー励起軸に垂直な平面内(x-z面内)で変えることができる。さらにこの基本の回転に加え、ミラーを微小に角度変化させる機構を備えることで、衛星本体の姿勢を変えることなく任意の微調整が可能である。

4.1.3. フェアリングへの収納と展開機構

打ち上げ時の衛星のサイズに関して、日本での打ち上げを考慮しH2Bのフェアリングに収まることを目指した。衛星を下図のように収納した場合、高さ10[m]、

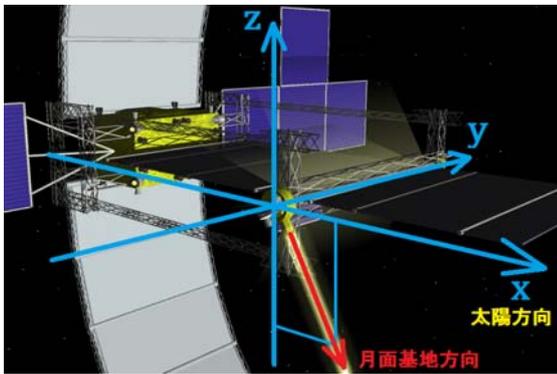


図5 レーザー照射平面

直径5[m]程度となり、これはH2Bのフェアリング容積をややオーバーするが、コンフィギュレーションのさらなる最適化によって収納可能にすることができると思われる。重量に関しては計7966[kg]となり、月軌道への打ち上げ可能重量8[t]をクリアしている。

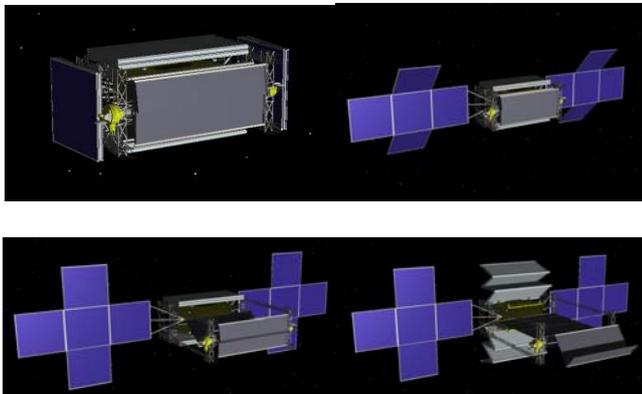


図6 衛星の収納状態と展開過程

4.2. 電源系

4.2.1. システム概要

本衛星は大型衛星バスを使用することを想定している。本衛星の最も重要なミッションである高精度なエネルギー伝送のための姿勢制御装置は、リアクションホイールとCMG(Control Moment Gyro)の併用を想定する。また、小型アンテナによるデータ中継を行うためにマルチビームアンテナ方式とマルチポートアンプを採用し、軌道修正のために大出力のイオンラスターを搭載する。本衛星には、これら機器の電力を賄うための太陽電池パネルと、食の間とピーク時の電力供給のためのバッテリーが必要となる。

4.2.2. 必要電力

本ミッションにおける必要電力は三菱電機の大型衛星バスであるDS2000の最大供給電力と同じ12[kW]と見積もった。通信機器類をフルに活用した場合のバスシステムの最大消費電力が6.0[kW]、イオンエンジンの最大消費電力3.6[kW]であるため、これに

加えて姿勢制御用RWとCMGの駆動、さらに能動的に熱伝送を行うときの必要電力やその他諸々の電力需要を踏まえても12[kW]程度あれば十分であると考えられる。実際の設計段階で詳細が決定すればそれをパドルサイジングに反映すればよい。

4.2.3. 太陽電池パネル

太陽電池パネルには高効率シリコン太陽電池を使用する。この素子は25[°C]で変換効率0.115である。これに対し動作温度50[°C]、姿勢角誤差6.5[°]、3年使用後15%性能劣化、遠日点という条件下でも必要電力がまかなえるように太陽光パネルのサイジングを行う。見積もられた必要電力は12000[W]であるが、劣化を加味するとアレイ発電量BOL=16575[W]となり、このとき必要アレイ面積は118.63[m²]となった。本衛星システムの太陽光パドルは約119[m²]なのでこの要求を満たしていることがわかる。

4.2.4. バッテリー

本衛星の軌道1周回は5.71時間である。本衛星の設計寿命を3年とした場合、都合4607回の充放電を繰り返す。

$$365.2422[d/y] \times 3[y] \times 24[h] \div 3.58[h] = 4607$$

3.4で述べたバッテリーを使用する場合のDODは50%と見積もられる。また、本衛星は軌道1周回のうち0.88時間は月の影に入っている。本衛星の最大消費電力は13[kW]なので、

$$13[kW] \times 0.88[h] = 11.4[kWh]$$

の電力をバッテリーに蓄える必要がある。エネルギー密度を100[Wh/kg]なので、必要なバッテリーの質量は

$$11.4[kWh] \div 50\% \div 100[Wh/kg] \times = 228[kg]$$

となる。

4.3. 熱制御系

本節では衛星の熱制御に関する考察を行う。衛星本体と太陽光パドルについてはレーザー系と断熱し、個別に熱制御を行うものとする。衛星本体とパドルに関してはDS2000相当を想定し、計算の結果、平衡温度に大きな問題がなかったため、ここでは議論しない。以下、集光板及びレーザー発振部について考察する。

4.3.1. レーザー発振部の耐熱温度について

レーザー発振部はエネルギー伝送時のエネルギーロスにより熱をもち、高温となる。レーザー発振部と衛星本体は断熱すると考え、耐熱温度はレーザー発振部独自に考える。ここでレーザー発振部と放熱板を合わ

せた目標平衡温度を衛星本体よりやや高めの 40[°C]とする。熱伝導を考慮すれば発振器本体はさらに高温になると思われるが石英ガラス等の光学ガラスの耐熱温度は 900~1200[°C]であるので、発振器本体に関しては問題ない。発射口部の機構に関してももし動作温度より高すぎる場合は能動的に優先して放熱を行って動作温度を維持することも可能である。

4.3.2. レーザー発振部の平衡温度

衛星コンフィギュレーションで述べられた集光板、レーザー発振部、放熱板の大きさから動作時の平衡温度が前述の目標温度に等しいかを見積もる。太陽光吸収率、赤外線放射率も各部の素材から決定する。集光板から反射された太陽光は、全エネルギーの 1/3 が発振部からレーザーとして伝送され 1/3 が発熱となると考える。集光板はレーザー発振部と離れており熱伝送を行うのが難しいため、放熱面積に入れない。また、太陽光放射エネルギーは近日点を想定し S1:1400[W/m²]、同様に月からのアルベドも近日点とし S2: 11.255[W/m²]とした。レーザー発振部について機器内部発熱は 0[W]とする。

これらより、平衡温度 T_e を導出すると $T_e=40.9480$ [°C]となる。冷却の遅れによる影響を考慮してもこの程度の平衡温度であれば十分機器を冷却可能である。

4.3.3. 低温時の動作温度について

太陽光が当たらない月の影に入っている場合の衛星温度に関して考察する。大きな面積をもつ集光板や放熱板は極低温となり、レーザー発振部も低温となるが、このときレーザー発振部は動作しないため、大きな問題は起こらないと思われる。衛星の姿勢制御・通信等を担う本体には、ヒータを搭載し熱制御を行う。

4.4. 姿勢制御系

本節では姿勢制御要求や衛星搭載姿勢制御機器について述べる。レーザー光を月面基地に送信するためには、非常に高精度な姿勢制御である 0.0005[deg]の制御精度が要求される。この値は太陽観測衛星「ひので」を参考にした値であるので実現不可能な値ではない。本衛星システムは大型であるので、放熱板や集光板等の振動の影響が懸念されるが、姿勢制御において特に問題となる衛星本体・レーザー発振部間に関しては、トラス構造で十分な剛性を確保している。また、最終的なレーザーの照射方向は、発射部に取り付けられた微小ミラー角変化機構によって調整可能なため、

衛星本体の要求制御精度は前述の値より緩和される。

4.4.1. 姿勢制御機材

姿勢制御用に搭載する機器は以下の通りである。

表 2 姿勢制御アクチュエータ

| | |
|-------------------------|------|
| CMG モジュール | 4 基 |
| R-WH モジュール | 4 基 |
| 姿勢制御用化学燃料スラスタ | 28 基 |
| RIT-XT イオンエンジン(主に軌道制御用) | 4 基 |
| RIT-10 イオンエンジン(主に軌道制御用) | 4 基 |

大型衛星であり大きなトルクが得られる CMG と姿勢の微調整を行うために R-WH を搭載し、ホイールアンローディングと摂動補正にイオンエンジンを用いる。アンローディングは非伝送時に行い、ミッション運用に差し支えないようにする。

4.4.2. センサ類

衛星の姿勢測定にはジャイロスコープ、太陽センサ、恒星追跡器、月基地ビーコン・ビーム受信器を用いる。

4.4.3. 月面基地の捕捉

月面基地の捕捉には「きらり」・「ARTEMIS」で行われた以下の光通信捕捉シーケンスを応用する。

- ① 衛星は予め月基地方向にアンテナを指向する
- ② 月面基地と通信 基地側はビーコン発振
- ③ 衛星はビーコン捕捉 基地方向へレーザー発振
- ④ 基地側でレーザー観測 データを衛星にフィードバックしつつ姿勢調整、基地受光設備捕捉

同時に基地側からもレーザー発振し互いに捕捉

これらの捕捉シーケンスは2分以内に完了することを目標とする。「きらり」では捕捉に5分以上かかることがあるが、この捕捉シーケンスは「きらり」の 48,000[km]と比較して、AOS 時最大 3,000[km]程度の距離であり、互いの位置も予めほぼわかっているため捕捉は比較的容易であると考えられる。

4.5. 軌道系

初めに打上げから月周回軌道までの遷移軌道に関して、本衛星は月周回衛星「かぐや」において導入された図 7 に示すような月の公転面上を航行する地球 2.5 周回フェージング軌道を採用した。本衛星は H2B ロケットによる打上げ後、近地点高度 281[km]、遠地点高度 232805[km]楕円月遷移初期軌道に投入され、各種マヌーバ($\Delta V_{c1} \sim \Delta V_{c3}$)を経て月面上空 2000[km] (軌道半径 3737.9[km])において OME 噴射による軌道投入 $\Delta V(LOI-1)$ を行い軌道半径 3737.9[km]の月周

回円軌道に投入する。その後月赤道面との交点において軌道半径を変えず軌道傾斜角修正のために再び軌道修正 $\Delta V(LOI-2)$ を行うことにより目標軌道である赤道高度 2000[km]の月赤道上周回軌道へ投入される。

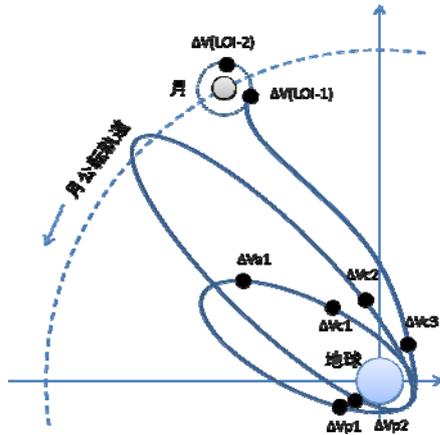


図 7 地球 - 月遷移軌道

これらの軌道変更には「かぐや」に搭載された IA 製の推進系と同等の推進系を外部推進モジュールとして用い、目標軌道投入後モジュールごと切り離す。外部推進モジュールの諸特性を表 3 に示す。

表 3 外部推進モジュールの諸特性

| 項目 | 性能 |
|----------|---|
| 500N OME | 推力 : 547+54/-58 [N] 比推力 : 319.8±5.1[s] |
| 20N スラスタ | 推力 : 14.2+1.3/-1.5[N] 比推力 : >223[s] |
| 1N スラスタ | 推力 : 0.68+0.12/-0.13[N] 比推力 : >205[s] |
| 推進薬質量 | 1999.96[kg] |
| 無効推進薬質量 | 16.80[kg] |
| Dry 質量 | 261.81[kg] |
| 総質量 | 2278.57[kg] |
| 電力 | <179,8[W] |
| 寿命 | 1 年 1 月 |

最終的な月周回軌道高度が「かぐや」と異なるため、月周回軌道投入マヌーバ以降の ΔV に関しては patched-conic 法により別途見積もりを行った。その結果 $\Delta V1=641.76$ [m/s] , $\Delta V2=133.03$ [m/s]と計算され、その他の増速分と合わせて総 $\Delta V=896.97$ [m/s]と見積もられた。この値からより推進薬要求量は表の通り 1999.96[kg]と算出した。

次に月周回軌道の設計に関して、AMATELUS は月面赤道上の基地に対するエネルギー伝送を想定して

いるため、每周回時に必ず基地の上空最短距離を通過する軌道として軌道傾斜角 0[rad]の赤道上空周回軌道を採用する。表 4 に軌道緒元を示す。

表 4 月周回軌道の緒元

| | |
|-------|----------|
| 軌道傾斜角 | 0[deg] |
| 高度 | 2000[km] |
| 離心率 | 0 (円軌道) |
| 昇交点赤経 | 0[deg] |
| 回帰数 | 114.88 |

月赤道上周回軌道では重力ポテンシャル J2 項による影響がなくその他の重力ポテンシャル項と比較して、地球及び太陽の重力場又は太陽輻射圧による影響が支配的となる。摂動力の計算を行った結果、前者により軌道傾斜角の永年摂動に繋がる軌道面外方向摂動力を最大 80.46[mN]受け、後者により機体は軌道上の約 6/7 の期間常に 1.336[mN]の摂動力を受けることが分かった。3 年間の定常運転を行うにはこれらの影響を能動的にキャンセルする必要がある、このため本機では推進薬としてキセノンを使用する 100[mN]クラス高出力イオンエンジン RIT XT(Astrium)を軌道面外方向に二基ずつ四基、低出力エンジン RIT 10(Astrium)を反太陽方向に四基搭載することを考える。RIT XT および RIT 10 の緒元を次の表 5 に示す。

表 5 イオンエンジン RIT XT, RIT 10

| | RIT XT | RIT 10 |
|---------|-------------|-------------|
| 比推力 Isp | 4600 [s] | 3300 [s] |
| 推力 | 50~150 [mN] | 0.3~41 [mN] |
| 消費電力 | 4700 [W] | 459 |
| 定格寿命 | > 15000 [h] | > 20000 [h] |
| 質量 | 7 [kg] | 1.8 [kg] |
| 推進薬要求量 | 172.05 [kg] | |

軌道上で上記の摂動力を打ち消すためにこれらのイオンエンジンが 3 年間の定常運用において消費する推進薬を見積もった結果 172.05[kg]が得られた。

4.6. 通信系

本衛星のテレメトリデータを地球上または月面上の基地局に送信し、必要に応じて指令を受信するための通信機器が装備される。また、本衛星にデータ中継機能を追加すれば、地球からの電波が直接届かない月の裏側に基地を作った場合でも、軌道を周回する 3 機の本衛星がデータ中継を行うことで、ほぼ常に地球との通信が可能になる。データ中継には、数~数十[GHz]

の Ka バンドの電波を使うことで、数十～数百[Mbps]の転送速度が可能となる。

4.7. ミッション系

4.7.1. レーザー発振モジュール

衛星のレーザーシステムはL-SSPSで用いられている基準モデルを、大きさの観点から1/400にスケールダウンした物を搭載するとする。

表 6 搭載レーザー

| | |
|----------|-----------|
| レーザー種類 | YAGレーザー |
| レーザー最大出力 | 25[kW] |
| レーザー波長 | 1.064[μm] |
| レーザー口径 | 0.1[m] |

4.7.2. YAG レーザー

YAG レーザーは固体レーザーの一種であり、高出力を活かし、工業用や医療用に用いられている。レーザー波長は $\lambda=1.064[\mu\text{m}]$ の近赤外線である。レーザー径はガウシアン分布に従って広がる性質があり、放射強度分布がどの距離の断面であっても同じであり、次式で与えられる形状である（図8左図）。

$$I(r) = I_0 e^{-2r^2/w^2}$$

レーザー口径 w は全エネルギーが 91%存在するまでの距離で定義され、衛星 - 月面基地間の距離 h の関数として以下の式で表せられる。

$$w(h) = w_0 \left[1 + (\lambda h / \pi w_0^2)^2 \right]^{1/2}$$

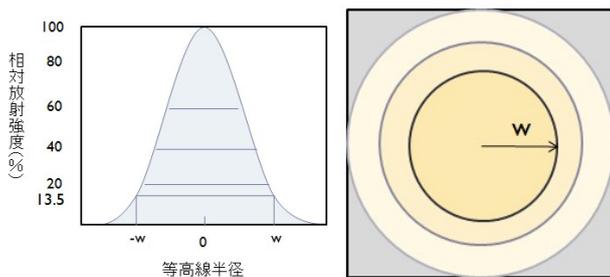


図 8 レーザー強度及び分布

4.7.3. 月面基地太陽光パネル規模

レーザー光はコヒーレント性に優れ、非常に集光性が良いが、数百[km]、数千[km]と距離が離れてしまうと一定の割合で発振幅が増大していく。また、衛星側の姿勢誤差によって基地側の受光設備（太陽電池パネル）は $w(h)$ より大きくする必要があり、

$X_b \geq \Delta w + w(h)$ となる規模が求められる。ここで X_b はパネルの一辺の長さ、 Δw は姿勢誤差 θ によって生じる基地側の距離の誤差である。以上より、衛星軌道高度 $h=2000[\text{km}]$ を考慮して計算を行うと、

$X_b \approx 62[\text{m}]$ となる。したがって、 $62 \times 62[\text{m}^2]$ の大きさのパネルであれば衛星からのエネルギーを全て受けることができる。

4.7.4. 電力量

AMATELUS は周回軌道に乗っており、静止軌道ではないため、レーザー光発振角度によって図9のように形状が変化し、基地局の電力量は変動する。

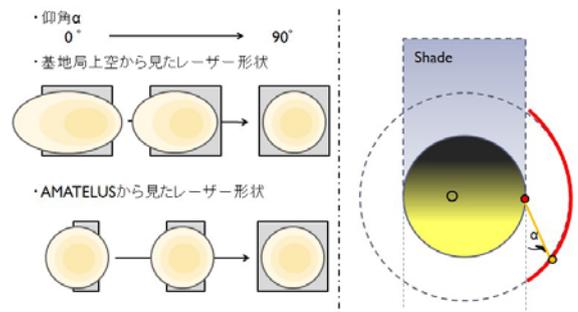


図 9 発振領域

また、Si 太陽光パネルは入射角度により発電効率が図10のように変化する。最後に Si 素子自体の発電効率が 30%であることを考慮する。

以上のレーザー光から得られるエネルギーを、発振時間を考慮し数値計算によって求めると、運用機数に応じ図2で示した電力が得られる。

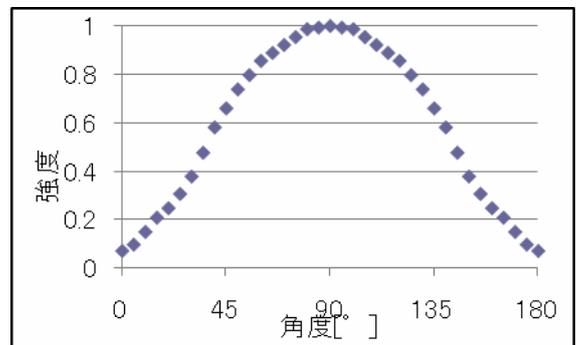


図 10 入射角度依存性

5. 結言

本項ではレーザー光を介したエネルギー供給、また通信の中継機能を有したAMATELUS 3機による月面基地へのサポートシステムを提案した。AMATELUS に用いたレーザー送信モジュールは 2007 年度の L-SSPS の基準モデルに準じた架空のシステムであり、未だ 25[kW]級大出力レーザーの実験・検証は行われていないのが現状である。今後レーザー製造技術の発展に伴い、AMATELUS の考えが活かせるような技術発展が起こることを期待すると共に、寄与したいと願うものである。