Basic Design of Power System for Mars Airplane

Hiroyuki Toyota

ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa 252-5210, Japan Kenji Ohira, Masahiro Yamamoto, Hidetoshi Abe

The Furukawa Battery Co. LTD., 23-6 Kuidesaku, Joban-shimofunaomachi, Iwaki, Fukushima 972-8510, Japan

Abstract:

This paper describes a requirement for a power system of our future Mars airplane and a basic design of batteries and solar cells.

We are planning a Mars exploration using an airplane in the early 2020s. A Mars airplane will enable more detailed observation of Mars surface than orbiters and an exploration over longer distance than rovers. The mass budget for the instruments on board is so limited that the batteries and the solar cells must have extremely high energy and power density.

Conventional batteries for space applications have sturdy casings which are able to withstand harsh shocks and vibrations in launch and charge-discharge cycles in vacuum, resulting in lower specific energy than batteries for terrestrial applications. For the Mars airplane, batteries must have a specific energy of 150 Wh/kg, though the average specific energy of conventional batteries for space application is smaller than 100 Wh/kg. To achieve the required energy density, we developed stainless steel laminate Li-ion pouch cells. Normal Li-ion pouch cells for terrestrial application, which use aluminum laminates as the casing, expand in vacuum resulting in decrease in capacity. The stainless steel laminate Li-ion pouch cells neither expanded nor lost their capacity after charge-discharge cycles in vacuum though they were not potted. The cells have a capacity of 10 Ah and a specific energy of 118 Wh/kg at the moment. The specific energy will increase to 140 Wh/kg or more in the near future by optimizing the electrodes.

We estimated possible power generation of several sorts of space solar cells on the surface of Mars. The intensity of sunlight decreases due to 1.52 AU of distance from the sun, then decreases particularly at 400 nm by the dust and the atmosphere of Mars. Triple-junction solar cells, which are widely used for space application due to their high conversion efficiency, consist of InGaP, InGaAs, and Ge sub cells stacked in a very thin structure. InGaP cell, which generates the least carriers, limits the current generation of the whole cell, because the sub cells are connected in series. The spectral sensitivity of the InGaP cell corresponds to the wavelength most decreased by the dust and the atmosphere of Mars. Therefore, modifying the structure of the solar cells are necessary to optimize the performance.

火星探査航空機の電源系検討状況

豊田裕之(JAXA 宇宙科学研究所) 大平賢治、山本真裕、阿部英俊(古河電池株式会社)

1 はじめに

JAXAの火星複合探査ワーキンググループは、 2020年代前半の火星探査ミッションを計画してい る。図1に示すように、オービターやランダーを使 用した複合探査を行うことが特徴である。

これにあわせ、筆者らが所属する火星探査航空機 ワーキンググループは、火星大気中を飛行する航空 機の検討を進めている。オービターよりも遥かに惑 星表面に近く、ランダーよりも遥かに長い距離を移 動可能な航空機の特長を生かし、残留磁場の高精 度な観測や、切り立った崖の地層観察を行うこと が期待されている。

火星では重力加速度が地球の約1/3と小さく飛行 に有利になる半面、大気密度が約1/100と非常に低 く得られる揚力は極めて小さい。結果として、火星 大気中を飛行する航空機は非常に軽量でなくては ならず、様々な工学的工夫が必要となる。本稿で は、電源系の検討状況を報告する。



図1 火星複合探査のイメージ

2 電源系への要求事項

火星探査航空機は電動飛行機で、バッテリと太陽 電池から推進用プロペラ、アビオニクス機器等に電 力を供給し飛行する。

火星探査航空機の形態案を図2に、仕様概要を表 1に示す。これらの情報は検討中のもので、将来変 更される可能性がある。

火星探査航空機は、寸法 2.45 m × 0.63 m の翼 を備え、プロペラにより推進力を得る。機体は直 系1.3 mのカプセルに収納された状態でオービター



図2 火星探査航空機の形態案 (東北大学 Remi氏によるCADデータ)

表1 火星探査航空機の仕様概要

質量	3510 g		
	観測機器・通信系	550 g	
	推進系	200 g	
	構造系	900 g	
	電源系	1200 g	
	アビオ系	350 g	
	Air Data Sensors	100 g	
	制御系	100 g	
	その他	110 g	
翼寸法	スパン長	2.45 m	
	コード長	0.63 m	
	翼面積	1.53 m^2	
巡航速度	50 m/s		
航続時間	33分		
航続距離	100 km		
推力	2.03 N		
電力	203 W		

に搭載される。オービターが火星に到達した後、 火星周回軌道上で分離されて大気に突入、減速後 にカプセルを開いて翼を展開し、巡航に移る構想 である。航空機全体の質量は3510 g、うち電源系 は1200 gを占めるが、従来の宇宙用電源機器では 成立し得ないため、大幅な軽量化が必須である。

3 電源システムの検討

3.1 特徴と課題

電源系の設計に影響を与える条件を表2に示す。

火星表面付近は低圧・低温環境であるため、内部 に電解液を保持するバッテリには真空対策が要求 される。また、火星に到達するまでの半年ないし 1.5年間は、容量劣化を可能な限り小さく抑えねば

表2 電源系設計に影響を与える条件

火星環境	気圧	0.699 kPa ²⁾
(高度 0 m)	温度	-31°C
		強度100~700 W/m ^{2 2)} 。
	太陽光	スペクトル700 nm以下で
		大きく減衰 ^{3,4)} 。
運用期間	待機	半年~1.5年
	飛行	33分
負荷特性	電圧	12 V
	電流	17 A

ならない。飛行中はプロペラに大電流を供給する ため、高レート放電が要求される。

火星は太陽から1.52 AUの距離にあるため、火星 近傍の太陽光強度は地球近傍の0.43倍程度に低下 する。さらにダストの舞う大気によって減衰される ため、火星表面付近の太陽光強度は100~700 W/ m²まで低下する。またダストの影響で、太陽光ス ペクトルは700 nm以下で大きく減衰する。太陽電 池の設計は、これらの条件を考慮して行わねばな らない。

以下、バッテリと太陽電池の検討状況について詳 しく述べる。

3.2 バッテリ

主な宇宙用Li-ion電池のセル容量とエネルギー密 度を図3に示す。(a)はセルレベルのエネルギー密 度、(b)は組バッテリのエネルギー密度である。ま た、GYT 100 Ah, 50 Ahはジーエス・ユアサテク ノロジー製、はやぶさとあかつきは古河電池製、 れいめいは民生品をポッティングし宇宙環境耐性を 持たせたものである。

図3 (a)からわかるとおり、セルレベルのエネル ギー密度は大容量になるほど高くなる。これは構 造上の理由による。れいめい用電池セルは民生用 のラミネートセルで、セルレベルのエネルギー密 度は高い。しかし図3 (b)に示すように、組バッテ リにアセンブリ後は、ポッティングや金属筐体に収 めることでエネルギー密度が大幅に低下する。宇 宙用の電池セルは元々宇宙環境耐性を考慮して設 計されているため、セルレベルでのエネルギー密 度は低めである半面、組バッテリにアセンブリ後 も大幅な低下はない。

火星探査航空機用バッテリのターゲットとなるセ ル容量とエネルギー密度を、図3 (b)に赤枠で示し た。セル容量は10~20 Ahと小型でありながら、



図3 主な宇宙用Li-ion電池のセル容量とエネル ギー密度

140~150 Wh/kgという高いエネルギー密度が要 求され、従来の宇宙用電池では対応ができない。 そこで筆者らはステンレス箔をラミネート材料に 用いたSUSラミネートLi-ion電池の開発を進めてい る。

図4に、試作したSUSラミネートLi-ion電池の外 観と仕様を示す。エネルギー密度はまだ目標値に達 していないものの、今後向上させる目処が立ってお り、試作品では既に近い値を達成している。



定格容量	10 Ah
定格電圧	3.7 V
寸法	$184 \times 154 \times 8.4 \text{ mm}$
質量	330 g以下
エネルギー密度	118 Wh/kg

図4 試作したSUSラミネートLi-ion電池の 外観と仕様

Presented at the 31st ISAS Space Energy Symposium, 24 February, 2012

この電池を減圧環境下で充放電サイクル試験に供 し、特性を評価した。比較のため、同一形状のAl ラミネートLi-ion電池も製作し、それぞれ金属板に よる拘束あり/なしの状態で試験を実施した。

基本充放電特性試験条件は、次のとおりである。

- ・充電:0.5 CA、4 V規制 CCCV充電、4時間 カットオフ
- •休止:10分
- ・放電:0.2/0.5/1 CA CC放電、2.75 Vカット オフ
- 気圧:133 Pa以下
- •環境温度:20±5℃

減圧チャンバ内の電池の様子を図5に、1 CA放電時の充放電特性を図6に示す。



図5 減圧チャンバ内で充放電サイクル試験中の ラミネート電池外観



図6 SUSラミネートLi-ion電池およびAlラミネー トLi-ion電池の減圧環境下充放電特性試験結果 (1 CA放電)

通常のAlラミネートLi-ion電池は、図5手前のと おり、拘束無しでは膨張して導通不良を起こし、使 用不能となった。これに対しSUSラミネートLi-ion 電池は、図5奥のとおり拘束無しでもほとんど変形 せず、大気中と同等の特性を示した。その後も100 サイクル程度まで顕著な特性劣化なしに使用でき ることを確認した。

火星探査航空機に搭載する際は、形状を比較的優 に設計できるメリットを生かし、翼の中に収納す ること等を検討している。

3.3 太陽電池

主な宇宙用太陽電池の仕様を表3に示す。いずれ もシャープ株式会社により開発された太陽電池 の、代表的な値を示している。人工衛星の黎明期 から長年に渡り単結晶Si太陽電池が用いられてき た。現在はより高い効率を得られる3接合太陽電池 に主流が移っている。そして更なる質量エネルギー 密度の向上を目指し、フレキシブルな構造の薄膜2 接合とIMM3接合太陽電池セルの開発が進められて いる。

火星探査航空機に搭載する太陽電池セルには、高 効率であることはもちろん、曲面で構成される機 体に搭載可能な柔軟性が求められる。したがっ て、薄膜2接合とIMM3接合太陽電池を候補に検討 を進めている。

続いて、これらの太陽電池の、火星大気中におけ る発生電力を見積もってみる。図7中に青色で示し たのが、地球近傍での太陽光スペクトルである。 火星は太陽から1.52 AUの距離にあるため、スペク トル形状はそのままに、強度が約0.43倍に低下し て図7中緑色のスペクトルになる。これがさらに火 星大気により減衰するが、これには波長依存性が あり、図7中黒色で示したように400 nm付近で透 過率が最低となる(Optical depth = 1の場合)。

	単結晶Si	3接合	薄膜2接合	IMM3接合
構成材料	Si (1.1 eV)	InGaP (1.86 eV) / InGaAs (1.40 eV) / Ge (0.65 eV)	InGaP(1.86 eV)/ InGaAs(1.40 eV)	InGaP(1.88 eV)/ GaAs(1.42 eV)/ InGaAs(1.0 eV)
厚み	50 ~ 100 μm	150 μm	~4 μm	~10 μm
開放電圧	0.605 V	2.665 V	2.382 V	2.988 V
短絡電流	40 mA/cm ²	17.05 mA/cm ²	16.75 mA/cm ²	16.85 mA/cm ²
変換効率	17%	28.3%	24.8%	30.4%

表3 主な宇宙用太陽電池の仕様(AM0光照射時)

Presented at the 31st ISAS Space Energy Symposium, 24 February, 2012

したがって火星表面付近での太陽光スペクトルは図 7中に赤色で示すものになる。

太陽電池の発生電流は、太陽光スペクトルとデバ イスの量子効率の積で決まる。現在主流の3接合太 陽電池セルは、3種の材料の太陽電池が直列接続さ れた構造をとり、セル全体の発生電流は最も発生 電流の小さなInGaPセルに制限される。InGaPの感 度領域は図8に示すとおり350~600 nmで、火星 大気の透過率が低い波長帯と一致する。すなわち 火星表面付近では、太陽光強度低下の効果以上 に、発生電流が大きく低下してしまう。これは薄 膜2接合とIMM3接合太陽電池セルについても言え





表4 各種宇宙用太陽電池の火星表面付近での 発生電力(25℃,太陽光垂直入射, Optical depth = 1の場合)

単結晶Si	約80 W/m ²
3接合	約124 W/m ²
薄膜2接合	約109 W/m ²
IMM3接合	約133 W/m ²

Presented at the 31st ISAS Space Energy Symposium, 24 February, 2012

ることで、より高い変換効率を得るためには、サ ブセルの厚みの最適化等が必要になる。

表3に掲げた各宇宙用太陽電池の火星表面付近で の発生電力の解析結果を表4に示す(25℃,太陽光 垂直入射,Optical depth = 1の場合)。飛行中に 太陽光が垂直入射し続ける可能性が低いことも考 慮すると、太陽電池だけでは要求電力を満足する ことは難しそうである。今後検討を進める中で、 目的に適った最適な設計を探ることになろう。

4 まとめ

本稿では、火星探査航空機の仕様概要を述べ、電 源系に要求される性能と課題、それを解決するた めのバッテリと太陽電池の検討状況を報告した。

バッテリについては、従来の宇宙用電池よりも小 容量で、遥かにエネルギー密度の高いものが必要 である。ステンレス箔をラミネート材料に用いた SUSラミネートLi-ion電池を開発し、評価を行っ た。その結果、真空中でも問題なく使用可能なこ とを確認し、要求を満足できる可能性を確認し た。

太陽電池については、従来および開発中の宇宙用 太陽電池セルを例に取り、火星表面付近での発生 電力を試算した。火星大気による吸収には波長依 存性があり、400 nm付近で透過率が最低となる。 これは3接合太陽電池セルの発生電流を制限する InGaPセルの感度領域に一致するため、最高効率 を得るためにはサブセルの厚みの最適化等が必要 となる。

極めてリソースの限られたミッションになるため、目的を絞り、無駄のない設計・運用を行うことが肝要である。

参考文献

- 1) 大山聖 他: "火星探査航空機の検討", 第11回宇 宙科学シンポジウム, P3–124 (2011)
- 2) http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/ airplane/atmosmrm.html
- Geoffrey A. Landis: "Solar Cell Selection for Mars", IEEE AES Systems Magazine, Vol. 14, Issue 1, pp. 17–21 (2000)
- 4) Kenneth M. Edmondson et al.: "Simulation of the Mars Surface Solar Spectra for Optimized Performance of Triple-junction Solar Cells", Proc. of 19th Space Photovoltaic Research and Technology Conference (2005)