#### Feasibility Study on Spacecraft Power System Using Lithium-Ion Capacitor

Masatoshi Uno, Akio Kukita, and Koji Tanaka ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa, 252-8510 Japan

## Abstract:

The feasibility of the spacecraft power system using lithium-ion capacitors (LICs) as its energy storage source is discussed on the basis of a comparison with lithium-ion batteries (LIBs). Although the specific energy of LICs is rather lower than that of LIBs, the LICs' outstanding cycle life performance at even deep depth of discharge (DoD) can bridge the gap between LIBs and LICs with respect to the net specific energy, which is defined as the product of the specific energy and DoD.

A constant power (CP) charging scheme that can reduce the size and mass of photovoltaic (PV) arrays in the LIC-based power system is proposed. LIBs usually need not only constant current (CC) charging but also constant voltage (CV) charging to be charged to a high state of charge (SoC) level, while LICs can reach a high SoC without CV charging. Using CP charging instead of traditional CC–CV charging, the power demand for PV arrays from LICs can be leveled to be constant, resulting in a reduction of the size and mass of PV arrays.

The mass comparison between the LIB- and LIC-based power systems consisting of energy storage source, PV arrays, and power conditioning system was made. In the case that the LIB-based system is operated at a relatively shallow DoD (shallower than 20%) to achieve long cycle life, the LIC-based system with deep DoD (60–80%) can be comparable. The analysis indicated that the LIC can be an alternative energy storage source to the LIB that is operated with shallow DoD to achieve long cycle life, even from the power system mass view point. Other benefits, such as extended operational temperature range of the LIC, etc., improve the likelihood of LICs being considered to be a spacecraft energy storage source.

## リチウムイオンキャパシタを蓄電源に用いた宇宙機電源システムの

# フィージビリティスタディ

#### ISAS/JAXA 鵜野将年、久木田明夫、田中孝治

#### 1. はじめに

宇宙機電源において軽量化、長寿命化、運用性向上は往年の課題である。宇宙機用蓄電源として従来では アルカリ系二次電池が用いられてきたが、近年ではセルあたり 150 Wh/kg 以上の高いエネルギー密度を有す るリチウムイオン二次電池(LIB: Lithium-Ion Battery)が主流である。LIB を含む二次電池の寿命は放電深度

(DoD: Depth of Discharge)、温度、充電電圧、等の化学反応をもたらす諸条件に大きく依存する。宇宙機で は要求寿命を満足させるためこれらの条件を厳密に管理し運用する必要があるため、更なる長寿命化・運用 性向上には課題を有するのが現状である。

電気二重層キャパシタ(EDLC: Electric Double-Layer Capacitor)は電極-電解液の界面に形成される電気二 重層を蓄電原理に用いた化学反応を伴わない蓄電デバイスであり、寿命、レート特性、温度特性、等の観点 において二次電池よりも優れた特性を示す。しかし、エネルギー密度がセルあたり 10 Wh/kg 以下と二次電 池と比較して低いため、その用途はハイブリッド電源や回生システム等のハイパワー用途に限られている。

電気二重層の蓄電原理と LIB の反応機構の両方を用いたハイブリッドキャパシタとしてリチウムイオン キャパシタ(LIC: Lithium-Ion Capacitor)が大きな注目を集めている。通常のEDLCと比較してLICは30 Wh/kg 程度の高いエネルギー密度を有しており、電動車両や産業用途を含めた様々な分野への応用が期待されてい る。エネルギー密度の観点で LIB と比較すると依然として大きな隔たりがあるが、優れた寿命性能や温度 特性を考慮した場合、LIB の代替電源となる可能性を秘めている。本稿では LIB を比較対象としつつ、LIC を蓄電源に用いた宇宙機電源システムのフィージビリティスタディを行う。

#### 2. エネルギー密度の比較

前述の通り、二次電池の寿命は DoD に大きく依存する。低軌道衛星では典型的な 30000 サイクルの 要求寿命を満足するために、二次電池は一般的に 40%以下の DoD で運用が行われる。言い換えると、 通常の運用時には二次電池の有するエネルギー密度のうち 40%しか利用されないため、軌道上で有効と なるエネルギー密度は大幅に低下してしまう。Table 1 は各種蓄電源の有効エネルギー密度(エネルギ 一密度と DoD の積)の比較を示す。LIB のエネルギー密度は 150 Wh/kg 程度であるが、DoD が 40%以 下であるため有効エネルギー密度は < 60 Wh/kg まで低下してしまう。

一方、EDLC や LIC は非常に長寿命であり、且つ、その寿命は DoD にほとんど依存しないため<sup>[1]</sup>、 従来の二次電池よりも深い DoD で運用することが可能となる。EDLC と LIC をそれぞれ 80%の DoD で 運用した場合、それぞれの有効エネルギー密度は< 8 Wh/kg、< 24 Wh/kg となり、有効エネルギー密度 の観点で LIB との差異は大幅に縮まる。

Table 1. Comparison among traditional secondary batteries, EDLC, and LIC.

	Alkaline Battery	LIB	Supercapactor	
	(Ni-Cd, Ni-MH)	LID	EDLC	LIC
Specific Energy	40–60 Wh/kg	<150 Wh/kg	< 10 Wh/kg	< 30 Wh/kg
Depth of Discharge	<40%	<40%	< 80%	< 80%
Net Specific Energy	<24 Wh/kg	<60 Wh/kg	< 8 Wh/kg	< 24 Wh/kg



Fig. 1. Typical charging profiles of (a) a 10-Wh LIB cell and (b) a 10-Wh LIC cell.

#### 3. 定電力充電による太陽電池面積の削減

典型的な LIB の充電特性として、Fig. 1(a)に 10 Wh のセルに対して定電流-定電圧(CC-CV: Constant Current-Constant Voltage)で充電を行った際の特性を示す。充電電流と電圧が共に最大となる CC 充電 期間の末期(もしくは CV 充電の初期)に充電電力は最大となる。CC 充電期間に充電可能な SoC(State of Charge)は 60%程度であり、残りの約 40%は CV 期間で充電が行われる。即ち、LIB を高い SoC まで 充電するためには CV 充電が必要不可欠であることが分かる。一般的な宇宙機では CC と CV 充電の切り替わり時に生じる最大電力を供給可能なよう太陽電池パドル(SAP: Solar Array Paddle)は設計される。

LIB とは異なり、LIC や EDLC はインピーダンスが低いため CV 充電を用いずともほぼ 100%の高い SoC まで充電可能である。CC-CV 充電に替わり、定電力(CP: Constant Power)充電で 10 Wh の LIC を充電した際の充電特性を Fig. 1(b)に示す。LIC はほぼ 100%の SoC まで一定の電力で充電可能なため、 LIB を CC-CV で充電する場合と比較して必要となる最大充電電力を低減することが可能となる。最大 充電電力の低減により、結果として SAP の面積ならびに質量を削減することができる。

## 4. 蓄電源に LIB ならびに LIC を用いた電源システムの質量比較

蓄電源に LIB を用いた小~中規模の宇宙機電源システムでは Fig. 2(a)に示す Array Power Regulator (APR)を用いた常時非安定バスが主流となりつつある。LIB の充電制御は APR により行われるため 専用充電器は不要である。一方、LIC の電圧変動は LIB と比較して大きいため、LIC を蓄電源に用いる 際は充放電器(CDR: Charge/Discharge Regulator)が必要になると考えられる。Fig. 2(b)に LIC に蓄電源 を用いた常時安定バスの一例を示す。ここではバス電圧制御にシャントデシペータを用いている。本項 では LIB に対しては Fig. 2(a)、LIC に対しては Fig. 2(b)に示す電源システムの質量比較を行う。

## 4.1. 蓄電源にLIBを用いた電源システムの質量

日照、日陰の期間を $T_{sun}$ 、 $T_{eclipse}$ 、負荷電力を $P_{load}$ とすると日陰時の放電エネルギー $E_{dis-LIB}$ は、  $E_{dis-LIB} = P_{load} T_{eclipse}$  (1) となる。蓄電源のアセンブリに必要となる構造部品のセルに対する質量比率をA、LIB セルのエネルギー密度を $S_{LIB cell}$ 、DoD をDとすると、LIB の質量 $M_{LIB}$ は

$$M_{LIB} = \frac{E_{dis-LIB}(1+A)}{DS_{LIB \ cell}}$$
(2)

となる。LIBの放電時における平均電圧を $V_{ave}$ とすると、 LIBの容量 $C_{LIB}$ は次式で決定される。

$$C_{LIB} = \frac{E_{dis}}{DV_{ave}}$$
(3)

LIB の充電電流  $I_{cha}$ は充電レートを  $R_{cha}$ とすると  $I_{cha} = C_{LIB} R_{cha}$  (4)

となる。充放電の比率(C/D比)を次式で定義すると、

$$R_{C/D} = \frac{R_{cha}T_{sun}}{D}$$
(5)

CC 充電末期における LIB の最大充電電力  $P_{cha\_LIB}$ は、  $P_{cha\_LIB} = I_{cha}V_{cha}$  (6)

となる。LIB を用いる電源システムにおける SAP の 質量  $M_{PV\_LIB}$ は、APR の効率を  $\eta_{APR}$ 、SAP の出力密度 を  $\rho_{PV}$ とすると、

$$M_{PV\_LIB} = \frac{P_{load} + P_{cha\_LIB}}{\eta_{APR} \rho_{PV}}$$
(7)

電源制御系 (PCS: Power Conditioning System)の質量  $M_{PV LIB}$ は、APR の質量密度を  $m_{APR}$  とすると、

$$M_{PCS\_LIB} = \left(P_{cha\_LIB} + P_{load}\right)m_{APR}$$
(8)

LIB を用いた宇宙機電源システムの総質量は、(2)、(7)、 (8)の和で与えられる。

## 4.2. 蓄電源にLICを用いた電源システムの質量

CDR の効率を $\eta_{CDR}$ とすると、放電エネルギー $E_{dis-LIC}$ は、

$$E_{dis-LIB} = \frac{P_{load} T_{eclipse}}{\eta_{CDR}}$$
(9)

で表せる。LIC の質量  $M_{LIC}$ はセルのエネルギー密度を $S_{LIC \ cell}$ とすると、次式で表せる。

$$M_{LIC} = \frac{E_{dis-LIC}(1+A)}{DS_{LIC \ cell}}$$
(10)



(b)

Fig. 2. Bus architecture for (a) LIB-based system and (b) LIC-based system.

Table 2. Parameters for mass comparison.

Parameter	Symbol	Value
Load Power	P load	1000 W
Sun Period	T <sub>sun</sub>	1 h
Eclipse Period	T <sub>edipse</sub>	0.5 h
C/D Ratio (for LIB only)	R <sub>C/D</sub>	1.25
Charge Voltage (LIB only)	V cha	28.7 V
Average Discharge Voltage (LIB only)	V ave	25.9 V
Mass Ratio of Mechanical Strucrural Supports to Cells	Α	20%
Specific Power of PV Array	$\rho_{PV}$	60 W/kg
Efficiency of Array Power Regulator	$\eta_{APR}$	90%
Efficiency of Charge/Discharge Regulator	$\eta_{CDR}$	90%
Mass/Watt Coefficient of Array Power Regulator	$m_{APR}$	4 kg/kW
Mass/Watt Coefficient of Charge/Discharge Regulator	m <sub>CDR</sub>	4 kg/kW
Mass/Watt Coefficient of Shunt Dissipator	m Shunt	2 kg/kW



Fig. 3. Mass of LIB- and LIC-based power systems as a function of DoD.

日照期間の末期でLICがCP充電により完全充電されるとする。LICに対する充電電力Pcha LICは、

$$P_{cha\_LIC} = \frac{E_{dis}}{\eta_{CDR} T_{sun}}$$
(11)

LIC を用いる電源システムにおける SAP の質量  $M_{PV\_LIC}$ 、ならびに PCS の質量  $M_{PCS LIB}$ はそれぞれ、

$$M_{PV\_LIC} = \frac{P_{load} + P_{cha\_LIC}}{\rho_{PV}}$$
(12)

 $M_{PCS\_LIC} = P_{load} m_{CDR} + \left( P_{cha\_LIC} + P_{load} \right) m_{shunt}$ (13)

ここで、 $m_{CDR}$ 、 $m_{shunt}$ はそれぞれ CDR、シャントの質量密度である。LICを蓄電源に用いた電源システムの総質量は、(10)、(12)、(13)の和で与えられる。

## 4.3 システム質量比較

負荷電力1 kW に対して LIB ならびに LIC を蓄電源に 用いた電源システムの質量を Table 2 に示すパラメータ



Fig. 4. Mass breakdown of LIB- and LIC-based power systems.

を用いて比較を行った。LIB と LIC のノミナルのエネルギー密度 (それぞれ 150 Wh/kg、30 Wh/kg) ±20% におけるシステム質量の DoD 依存性を Fig. 3 に示す。前述の通り、30000 サイクルを満足させるために LIB は 40%以下の DoD で運用される。DoD40%における LIB システムの質量は 50 kg 前後であり LIC システムよりも軽量であることから、要求寿命が 30000 サイクル程度であれば蓄電源に LIB を用いたシ ステムの方が質量の観点で依然として有利であることが分かる。一方、更なる長期運用を目指して LIB を浅い DoD で運用する場合は LIB システムの質量は急激に増加するため、LIC を用いたシステムと質 量の観点において競合することになる。

Fig. 4には30000サイクル以上の長期運用を満足可能であると考えられる DoD でそれぞれの電源シス テムを運用した場合におけるシステム質量の内訳を示す。蓄電源に LIC を用いたシステムは LIC が大 きな質量比率を占める一方、CP 充電による SAP 面積削減効果により、SAP の質量が LIB システムにお けるそれよりも削減されていることが分かる。総質量としては LIC を 60~80%で運用するシステムと、 LIB を 15~20%で運用するシステムが同程度となることから、宇宙機の長期運用を目指す場合において は LIC は有用な蓄電源に成り得ることが示唆された。LIC の幅広い温度特性 (-20~60°C) による電源 システムの熱設計制約条件の緩和等を考慮すれば、宇宙機電源における LIC の有用性は更に高まるもの と期待できる。

## 5. まとめ

蓄電源に LIC を用いた電源システムのフィージビリティスタディを行った。LIC は LIB と比較して低 エネルギー密度ではあるが、深い DoD における良好な寿命特性、CP 充電の採用による SAP 面積の削 減効果、等を考慮すると、宇宙機の長期運用を目指す場合のシステムレベルにおいて LIB と質量の観点 において同等の蓄電源と成り得ることが示された。

#### 参考文献

[1] M. Uno and K. Tanaka, "Accelerated Charge–Discharge Cycling Test and Cycle Life Prediction Model for Supercapacitors in Alternative Battery Applications," *IEEE Trans. Industrial Electronics*, to be published.