宇宙探査用電力供給技術

Energy Storage Devices for Space Exploration

内　藤　　均*

Hitoshi Naito

Japan Aerospace Exploration Agency

Abstract

The research and development of space exploration such as the moon, mars and other planets or comets, and so on have been emphasized recently. One of the key technologies to operate missions successively is the energy storage and its supply. The research and development of the high energy density lithium-ion battery is indispensable to realize the stay on the moon overnight for the unmanned first step lunar exploration. In this paper, we will present the cycle-life performance of the high-energy density lithium-ion cells for the lunar exploration.

Key words: Survivability in Night, High Energy Density Li ion Cells, Cycle-life test

1　はじめに

宇宙での今後の活動において，月を始めとする惑星探査は重要な開発ターゲットの一つである．平成27年7月の国際宇宙ステーション・国際宇宙探査小委員会(科学技術・学術審議会)の第2次とりまとめにおいて，宇宙基本計画においても有人を視野に入れた月探査等も重要な技術と位置付けられている[1]．

Fig. 1に月面での活動のイメージを示す．このような活動をする際の温度環境は，月の運用及び表面の環境に影響を受ける．月はFig. 2に示すように自転周期と地球の公転との関係で月の1日が地球の約29.5日になり昼夜がそれぞれ約14.8日という周期である．そのため，夜の期間に着目すると，月面では大気等がないため，急激に温度が低下し，約2週間極低温環境になり，その環境に月面活動を行うための機器類が

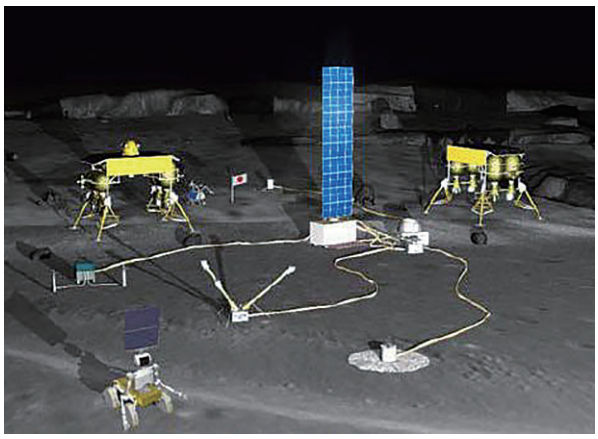

Fig. 1　Image of lunar exploration.

* 国立研究開発法人　宇宙航空研究開発機構

© 2016 GS Yuasa International Ltd., All rights reserved.

晒されることになる[2,3]．Fig. 3 にアポロ 17 号によって月面に設置された熱流量計による実測値の抜粋を示す[2]．緯度によって最低・最高温度は異なるが，低緯度付近では日照時 +100℃以上，日陰時 −200℃近くまで温度が変化することが分かる．したがって月面上では過酷な温度環境に耐える必要がある．比較のために Fig. 2 に示した地球観測衛星や宇宙ステーションの航行する軌道（低軌道：LEO（Low Earth Orbit））では一周回が 90 −110 分程度であるので，衛星構体内の機器類は電力により適切に温度管理されている．

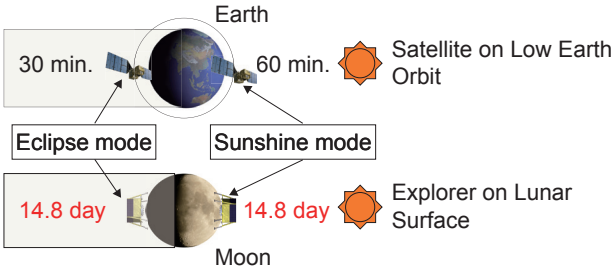

Fig. 2　Image of operating condition on lunar surface compared with satellite.

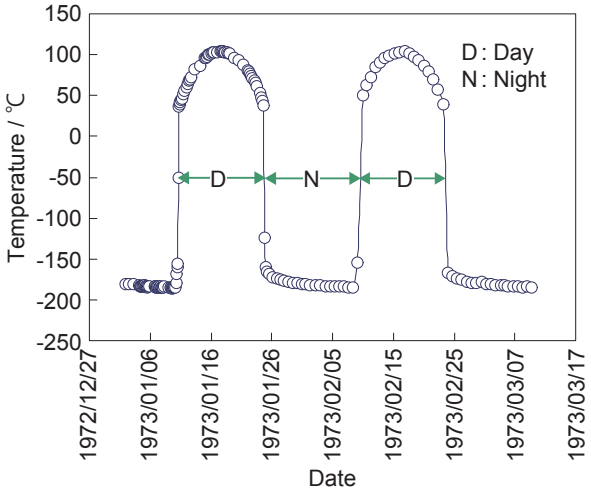

Fig. 3　Temperature profile on lunar surface at low latitude.

日中の高温に対する対策も課題であるが，太陽光が利用できる環境（日照時，昼間）では太陽電池等が利用でき，熱制御の下でエネルギー供給が可能である．一方，上述のように日陰（夜間）の極低温環境下では仮に機器類を運用させなかった場合でも保護をしないと凍結等により日陰が明けても動作できなくなることがあり，越冬ならぬ「越夜」する技術が必須である．そのため限られた質量・容積の中で越夜を可能にするためエネルギー供給能力を高めた電源技術の開発が重要である．

2　越夜用エネルギー技術の検討

月面での越夜のためのエネルギー（電力）貯蔵・供給方法として，大きく以下の 3 点が考えられる．

（1）一次電池による電力供給

（2）太陽電池と充放電機能を有する蓄電・発電デバイスの利用

（3）原子力の利用

これらについて，海外での実績を含む状況を Table 1 にまとめた．（1）は技術的にはほぼ開発されているため実現性は高いが，搭載可能な電池容量で越夜可能な能力（期間，電力）が決まってしまい，質量の制約

Table 1　Power source for night survival on lunar surface.

	Power Source for Night Survival on Lunar Surface						
	N/A (Hibernation)	Primary Cell	Solar Cell and Energy Strage		Nuclear Power		
			Li-ion	RFC	RHU	RTG	FPS
Application on Lunar Surface (Heritage)	Surveyor	Penetrator	None	None	Lunokhot	ALSEP	None
Electric Power	0	<1 W	10 W–100 W	100 W–10 kW	1 W	100 W–1 kW	10 kW–100 kW
Place	All Area	Low–Mid Latitude	All Area	All Area	All Area	All Area	All Area
Life（Year）	–	< 1	> 1	> 3	> 10	> 10	> 10
Technical Issue	Reliability	None	> 200 Wh / kg, Wide temp. rang	Lightweight > 480 Wh / kg	Safety	Safety, Converter	Safety, Small Size furnace

RFC：Regenerative Fuel Cell
Lunokhot：Russien Lunar Surface Experiment Program
ALSEP：Apollo Lunar Surface Experiments Package
RHU：Radioisotope Heater Unit
RTG：Radioisotope Thermoelectric Generator
FPS：Fission Power Source

のある条件下ではミッションの仕様を制限してしまう．また，(3) については，米国等においては実績のある技術ではあるが，技術課題の克服だけでなく，環境や社会受容性等への配慮が必要がある．(2) については，昼間に太陽電池を用いて蓄電し，夜間に蓄電デバイスを用いて発電する方式である．クリーンでかつ繰り返し利用可能な電力供給源となり得るため，解決すべき課題は多いが最も有望であるため，JAXAでは (2) について主に研究を行っている．

月面でエネルギーを確保するためには，1で記載したような過酷な温度環境に耐えることのほか，軽量(高エネルギー密度) であることが求められる．それは，地上から打ち上げられるペイロードは地球から離れるほど制約を受け，気象衛星ひまわりが航行する静止軌道 (GEO : Geostationary Earth Orbit) に比べ，月面にはその1/10程度の総重量の機器類しか運べないからである．これらの観点から検討すべき蓄電デバイスを検討した結果を以下に示す．なお，太陽電池については，Fig. 1のイメージにも示すような薄膜フレキシブル太陽電池の開発[4]など軽量・高性能化が進んでおり，月面での利用も期待されている．

2.1　太陽電池＋二次電池

二次電池としては，リチウム系二次電池をベースとして考えている．人工衛星用として開発されたリチウムイオン電池は既存のNiCd電池等のアルカリ系電池に比べ2倍以上のエネルギー密度を有しており，現在は150 Wh/kg級以上の高エネルギー密度化かつ長寿命 (LEO7年40,000サイクル以上，GEO20年2,000サイクル以上) を実現している[5,6]．人工衛星の場合は長寿命が求められるが，無人探査の越夜の場合は当面は1年以上 (3－5年目標) あり，また1カ月に1回の充放電サイクルであるため，サイクル数に対する要求は高くない．夜間は約2週間かけて放電させることから，低レートの放電で良いので更なる高エネルギー密度化が可能であると考えており，200 Wh/kg以上の高エネルギー密度化を目指した研究を進めている．現在，210 Wh/kgを超える越夜用リチウムイオン電池を試作し，適用性評価研究を行っている[7,8]．リチウムイオン電池に限らず，月面のあらゆる温度環境において温度制御することなく安定に動作できる軽量な二次電池は存在しない．また低温側では電子部品等他の機器類も機能しなくなる．また機器類の低温環境での故障を防ぐため−40℃以上の温度環境を維持することが望ましいので，この温度を夜間に維持できる電力を蓄電デバイスで供給することを目指している．衛星用や民生用電池の使用温度範囲を比較参照として月面探査で必要と考えている二次電池の使用温度範囲をFig. 4に示す．越夜用として−40℃以上，ローバ等の探査ミッション用としては，温度管理の制約を減らすため，高温側で動作する電池が望ましいと考えている．

2.2　太陽電池＋再生型燃料電池

再生型燃料電池は，Fig. 5に示すように水電解装置と燃料電池で構成されている．夜間は燃料電池により発電し，発電時に生成した水をタンク等で貯蔵し，昼間は太陽電池と水電解装置で貯蔵した水を水素，酸素に分解し燃料として貯蔵する．燃料電池自体の発電効率は高くないが，月探査においては発電時に生じる発熱を保温にも適用できるため，有効にエネルギーを活用できることが期待されている．これらを考慮した電

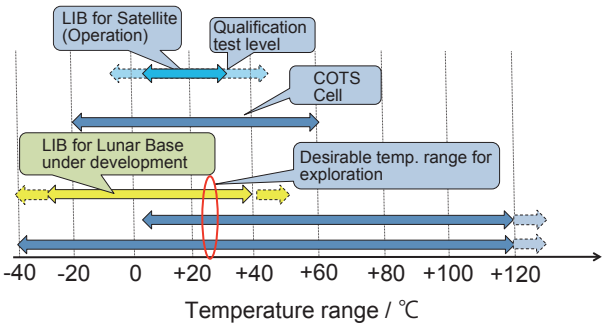

Fig. 4　Desirable temperature range for lunar exploration.
(ref. Temperature range of COTS cell and cell for satellite)

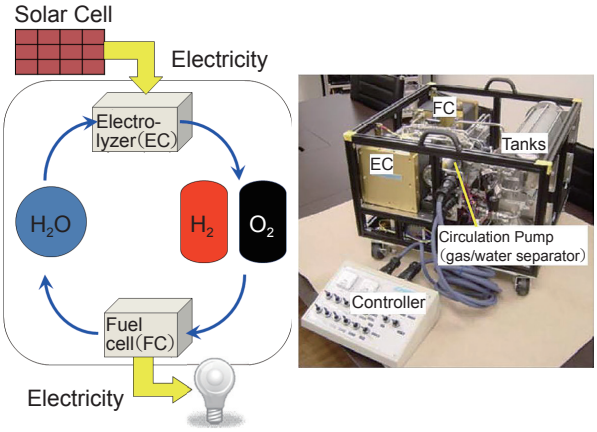

Fig. 5　Regenerative Fuel Cell (RFC) system.
(Left : RFC image, Right : Small size demonstration model (100 W))

力貯蔵・供給システムの研究を進めている[9, 10]．再生型燃料電池は二次電池と異なり，水電解セル，燃料電池セルの他に，燃料ガス（水素，酸素），水を流す配管，ポンプ，バルブ，気水分離器，タンク等補機類が多く備わっており，質量，容積を必要とする．そのため，一般に小電力用途で小型軽量化と言うのは難しい．しかしながら，月面で利用する場合，例えば100 W程度の出力でも夜間の約360 hr連続で発電すると36 kWhのエネルギーが必要になる．試算では，このエネルギー量では再生型燃料電池システムとして480 Wh/kgのエネルギー密度を実現することが可能である．出力規模が増加するとよりスケールメリットによりエネルギー密度を上げることが可能となり，現状の二次電池よりも軽量な電源システムを構築できる．ただし，燃料電池を利用する以上，水の凍結を防ぐため月面でも0℃以上での運用，長期メンテナンスフリー，外部から燃料を補給しないで燃料再生だけで長期運用を行う，など課題も多い．

3　宇宙探査用リチウムイオン電池の試作評価

前章で記述したように，当面は太陽電池と蓄電デバイスの研究が主となるが，まず無人探査，その後で有人探査と言うスケジュールを考え，二次電池の実用化を目指した研究に注力している．本章では探査用高エネルギー密度リチウムイオン電池について，これまでの研究概要について述べる．

3.1　高エネルギー密度リチウムイオン電池の設計試作

試作した探査用高エネルギー密度リチウムイオン電池の仕様をTable 2に，外観をFig. 6に示す[7]．比較用に衛星用途として開発した定格42 Ah（設計46 Ah）宇宙用リチウムイオン電池の仕様も表に示した．セルの形状，寸法は同じものを採用している．月探査の越夜用途としては約半月単位の昼間・夜間（充放電）時間があるため，高率充放電は不要である．そのため正負極の活物質量を増やし，同容積での容量増を実現している．また，軽量かつ放電電圧を高く保つため，正極にコバルト系を採用している．なお，高容量化のために充電電圧を上げているため，長期運用に伴うコバルトの溶出等が懸念されることから最適な運用条件の設定が求められる．

Table 2　Specification of Lithium ion Cell (LIB) designed for lunar exploration.

Item	LIB for Lunar Exploration	LIB for Satellite
Cathode host material	$LiCoO_2$	
Anode host material	Graphite	
Nominal Capacity / Ah	59 @ 4.4 V	46 @ 4.1 V
Voltage / V	3.88	3.70
max.Charge rate (continuous)	0.1 C	0.5 C
max. Discharge rate (continuous)	0.3 C	1.0 C
Dimension / mm	W 98 x D 37 x H 159	
Mass / kg	1.07	1.10
Energy Density / Wh/kg	213	151

3.2　月面での運用条件

月面の赤道付近では，昼 / 夜期間がそれぞれ約半月(354 hr)ある．電池による放電は夜の期間であり，また昼 / 夜切り替わる時の前後12 hrは過渡期として夜の前後の12 hrでは太陽電池による入力が少ないと仮定して電池による放電を行うこととした．したがって，電池による放電時間は378 hr，充電可能時間は330 hrとした．

無人の月面探査として越夜に最低5 W必要と考えている．バッテリとしては10セル直列構成と仮定すると，放電期間中1セルあたり49.2 Ahの放電が必要となる．放電レートは0.13 A (0.0026 C)である．

電池は高温で充電状態(SOC)が高いほど容量劣化が大きいことがわかっている[11]．そのため，2つの充電方法（Fig. 7参照）によりその影響の比較を行った．

Fig. 6　Prototype model of High-energy density Lithium ion cell for lunar exploration.

Test ①：10 %SOC 状態で待機し，夜になる前に12 hr 程度で定電流定電圧 (CC/CV) 充電を実施.

Test ②：衛星同様に，充電期間中 CC/CV

できるだけ電池の劣化を抑制するため，初期においては充電電圧は 4.3 V とし，充放電サイクルや運用期間の進行に伴う容量低下により下限に達した時に充電電圧を最大 4.4 V まで上げる方法を採用した．また下限電圧は 2.7 V とした．月面では昼間最大 +120℃，夜間 −200℃となるが，電池の使用可能温度範囲を大きく逸脱しているため，熱制御により温度範囲を制限する．しかしながら電池の動作温度範囲をできるだけ広くすることが探査機システムの全体熱設計の制約条件を緩和することになるため，電池の使用可能範囲を考慮して，当初充電時 +50℃，放電時 −20℃と設定した．その後、後述するように 50℃での運用が性能低下に大きく影響するため，充電時 +40℃，放電時 −30℃，−40℃と変更した．以上の運用条件を Table 3 にまとめた．

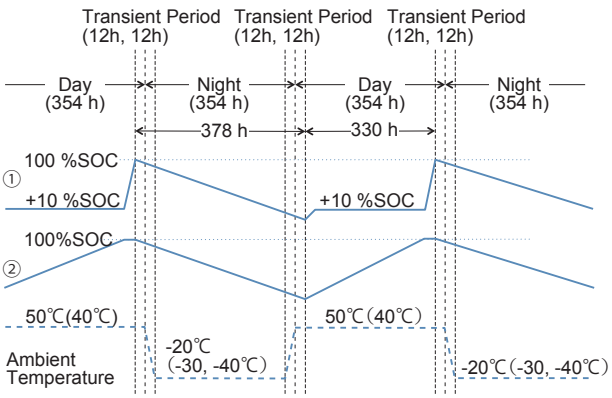

Fig. 7　Operating condition.
(upper charge/discharge profile, bottom : temperature profile)

Table 3　Operating condition for prototype cell for lunar exploration.

Item	Condition
Operation	Test ①, Test ②
Temperature (Sunshine)	+50℃，+40℃
Temperature (Night)	−20℃，−30℃ , −40℃
Charge V (Initial, upper limit)	4.3 V, 4.4 V
Discharge Capacity	49.2 Ah
Lower limit Voltage	2.7 V

3.3　運用模擬試験

時系列としては，以下の順序で温度条件を変更して試験を行ったが，比較検証のためそれぞれの結果を適宜グラフにまとめて記載する．

A：充電時 +50℃，放電時 −20℃

B：充電時 +40℃，放電時 −30℃

C：充電時 +40℃，放電時 −40℃

(1) 運用パターンの違いによる寿命への影響評価

各条件での放電終了時電圧（放電末期電圧），平均放電電圧の推移を Fig. 8 に示す．Fig. 8 (a) の温度条件 A で Test ①，②（Test ① A, Test ② A とする．以下同様）の比較をすると，やはり Test ② A の方が放電末期電圧の低下が著しく，6 サイクルで下限電圧まで到達し，その後充電電圧を上げても 12 サイクル（1 年運用）が困難であることを示している．Test ① A では充電電圧 4.3 V では 11 サイクルで放電時下限電圧に達しているが充電電圧を上げることで容量が確保でき 1 年以上の運用が可能であることがわかる．しかし

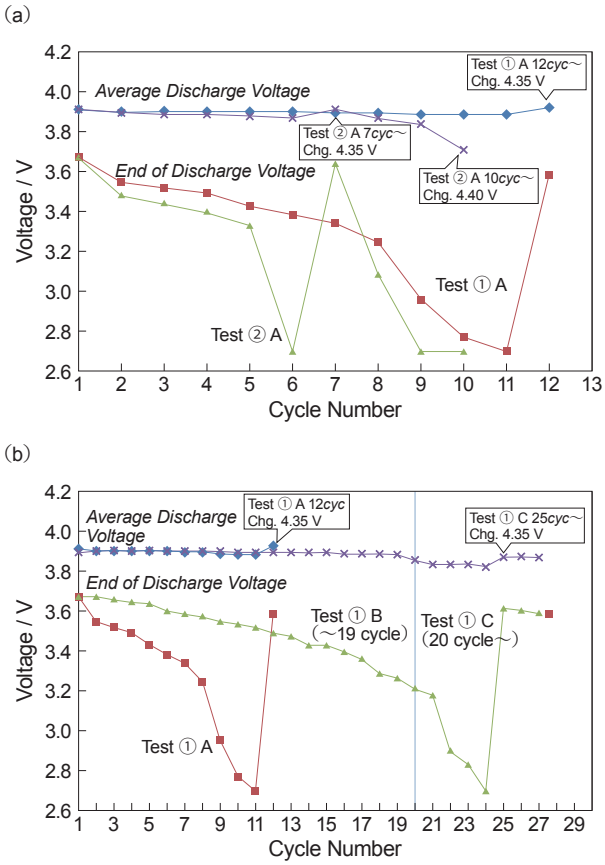

Fig. 8　End of discharge voltage and average discharge voltage trend.
(a) Test ① and ②（Temp condition A)
(b) Temp condition A, B and C (Test ①)

ながら，より長期の運用への適用は難しい．そのため，保存劣化の特性[11]等を考慮し，温度条件Bで改めて試験を実施した．Fig. 8 (b) に示すように，放電末期電圧の低下が抑えられ，劣化が抑制されていることを表している．充電電圧も4.3 Vのまま運用を継続できており，長期運用が可能であることを示している．

さらに日陰時の温度を下げた運用を試みた．電解液の凝固点は−30℃以下とのことであるため，電解液の高抵抗化，凝固等により十分な放電が行えないこと等が懸念された．また，保温のために最低限必要な温度での動作可能性を確認することや温度の下限を確認することも必要である．そのため，温度管理要求を緩和させることを目的に夜間の温度を−40℃まで下げることを試みた．Test ① Bの試験の途中（20サイクル目）からTest ① Cの条件に変更して試験を継続した．試験の推移をFig. 8 (b) に続けてプロットしている．放電時の温度を下げたことにより平均放電電圧，放電末期電圧は低下するが，−40℃環境でも0.0026 CAといった低レートでの放電では放電が可能であることが明らかとなった．通算24サイクル目で放電電圧が下限に達したため，25サイクル目から充電電圧を4.35 Vに切りあげて試験を再開している．昼間の温度を10℃下げるだけで，寿命は格段に改善され，2.5年経過しても運用が可能であることを確認した．

(2) 劣化状態の確認

放電末期電圧の低下等で運用条件による劣化状態が変わるので，dQ/dV，dV/dQグラフを作成し，挙動を観察した．Fig. 9に初期（5サイクル目）付近でのTest ① A，Test ① B，Test ② Aの放電時のdQ/dVの重ね書きを示す．Fig. 9 (a) で低容量付近，高容量付近でピークが見られるが，これは放電初期と放電末期に温度を切り替えているためイレギュラーな電圧変化により生じたものである．温度の影響の小さい15 Ah付近のピークを拡大すると，Test ② Bのピークが低容量側にシフトしており，容量消失による劣化が進んでいることがわかる．Test ① Bは放電中の温度が10℃低いが，充電時の温度も低いため劣化が抑制されており，Test ① Aよりも高いピークを示している．

低温側の温度を変化させた影響を評価するため，16サイクル目のTest ① B，通算20サイクル目のTest ① CについてdV/dQによりプロファイルの変化を比較した結果をFig. 10に示す．試験温度を−30℃から−40℃に変更した3.93 V付近よりも低い電圧ではTest ① CとTest ① Bとでピークに差が生じ，Test ① Cのピークが低電圧側にシフトし小さくなっていることがわかる．サイクルの進行に伴う劣化の影響もあるが，−40℃での放電は電解液内や電解液と活物質界面での抵抗増により放電しにくい状態になっていることを示している．電解液自体の性状としても液体の性質を維持するのが厳しいと推定される領域にあることからも，通常の運用・必要放電量の確保は困難である．しかしながら，このような状態でも0.0026 Cという非常に低レートでは放電が可能であることが確認できた．

放電開始後の高電圧域，放電終了付近の低電圧域では昼間であり温度が共に40℃になるため，プロファイルはほぼ一致している．このことから夜間の−40℃

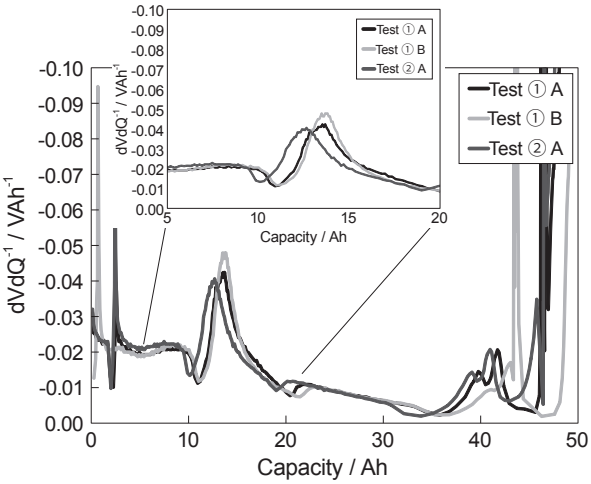

Fig. 9　dV/dQ profile of Test ① A，B and Test ② A.

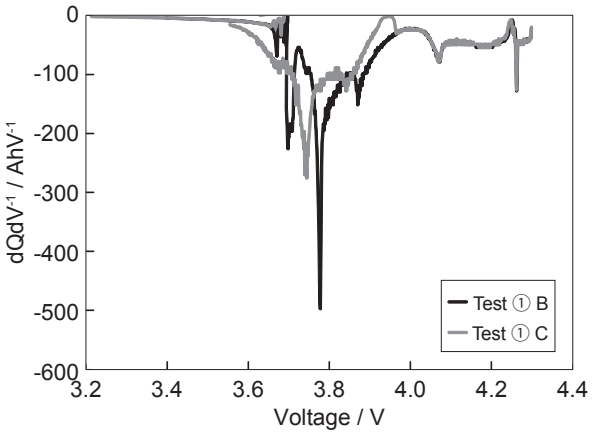

Fig. 10　dQ/dV profile of Test ① B (16 cycle) and C (20 cycle).

での低レート放電は抵抗増による電圧降下の影響はあるものの，電池の劣化への寄与は −30℃運用と有意な差は無いものと考えられる．

4　まとめ

月の越夜をターゲットにした電力貯蔵について検討を行った．直近を想定している無人探査機向けには高エネルギー密度リチウムイオン電池の研究を進めており，試作セルを用いて実現可能性を確認した．日照時のセル温度が +40℃，日陰時のセル温度が −30℃もしくは −40℃でも運用可能であり，この温度条件で管理できるような熱設計を行うことで，月面環境での 2 年以上の寿命を確保できる見通しが立った．月に向けて物資を輸送するためにはさらなる高エネルギー密度化による電池の軽量化が必要なので，これまでに得られた知見を基に，引き続き新規電池の研究開発を進める予定である．

参考文献

1) http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/059/houkoku/1352242.htm
2) NASA NSSDCA ID:PSPG−00753
3) Takeshi Hoshino, Kotaro Matsumoto, *51st Space Science and Technology Conference in Japan*, 2A09 (2007).
4) Mitsuru Imaizumi, Tatsuya Takamoto, Naoyuki Kaneko, Shinji Nozaki, Takeshi Ohshima, *11th European Space Power Conference* (2016).
5) Hitoshi Naito, Makoto Kawase, Nobutaka Imamura, Tadatsugu Yamamoto, Masazumi Segawa and Hiroaki Kusawake, *J. Space Technology and Science*, **22** (1) 28 (2013).
6) Yuta Kagami, Tadatsugu Yamamoto, Nobutaka Imamura, Masazumi Segawa, Yoshiaki Namikawa, Hiroaki Yoshida, Makoto kawase, Tetsuya Ojima and Hitoshi Naito, *GS Yuasa Technical Report* **16** (1) 12 (2015).
7) Nobutaka Imamura, Yuta Nakagawa, Hiroaki Yoshida, Koichi Takeda, Hitoshi Naito, Makoto Kawase and Takeshi Hoshino, *GS Yuasa Technical Report*, **30** (1) 19 (2012).
8) Hitoshi Naito, Takeshi Hoshino, Makoto Kawase, Hiroaki Kusawake and Tatsuaki Hashimoto, *57th Space Science and Technology in Japan*, 1I17 (2013).
9) Hitoshi Naito, Yoshitsugu Sone, Tkaeshi Hoshino, Masato Sakurai, Tsutomu Fujihara, Mitsuru Ohnishi, Kenya Harada, Shuichi Sasa, *6th Int. Energy Conversion Engineering Conf*. #139497 (2008).
10) Hitoshi Naito, Takeshi Hoshino, Toshihiro Tani, *10th Int. Energy Conversion Engineering Conf*. #1285208 (2012).
11) Hiroaki Yoshida, Nobutaka Imamura, Takefumi Inoue, Koichi Takeda, Hitoshi Naito, *Electrochemisty*, Vol.78, No.5, pp482−488,(2010).