

平成30年度 修士学位論文

超小型人工衛星システムの安全性と効率性を
両立するSOC制約型運用計画法の研究

審査委員 教授 原 進
講師 椿野 大輔
教授 長野 方星

指導教員 教授 原 進
講師 椿野 大輔
助教 宮田喜久子

平成30年2月4日提出

名古屋大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻
飛行・制御講座 制御システム工学研究グループ

学籍番号 281753124
報告者 高木 新

目次

第 1 章	序論	1
1.1	研究背景	1
1.2	研究目的	4
1.3	本論文の構成	5
第 2 章	人工衛星の電源系	7
2.1	構成要素	7
2.1.1	リチウムイオンバッテリー	7
2.1.2	太陽電池	10
2.1.3	充放電制御器	11
2.2	電源管理	12
第 3 章	バッテリー状態推定	13
3.1	従来の状態推定	13
3.2	モデル化	13
3.2.1	等価回路	13
3.2.2	内部パラメータ同定	15
3.3	数値シミュレーション	23
3.4	推定実験	24
3.4.1	実験装置	24
3.4.2	実験	28
第 4 章	運用計画	31
4.1	従来運用	31
4.2	運用方針	31
4.3	人工衛星モデル	31
4.3.1	動力学モデル	31
4.3.2	太陽電池モデル	32
4.3.3	充放電制御器モデル	32
4.3.4	衛星の熱モデル	33
4.4	運用モードの最適化	35
4.4.1	最適化変数の設定	35
4.4.2	目的関数および制約条件の設定	35

4.4.3	緩和問題	36
4.4.4	整数化	37
4.5	数値シミュレーション	37
4.5.1	条件	37
4.5.2	電圧切替とSOC切替のシミュレーション	38
4.5.3	緩和問題の最適化から求めた解のシミュレーション	40
4.6	実験シミュレーション	43
4.6.1	実験環境	43
4.6.2	実験条件	44
4.6.3	実験結果	44
4.6.4	実験とシミュレーションの誤差抑制の検討	44
第5章	結論	49
5.1	本論文のまとめ	49
5.2	今後の課題	49
	謝辞	50
	参考文献	51
	付録 インピーダンス試験結果	53

第 1 章

序論

本章では、本論文の研究背景および目的を説明する。まず、研究対象である超小型人工衛星の特徴および現在の活用状況ならびに課題を述べる。次に、課題解決手段として電源管理手法の改善について述べ、安全性を確保しつつ、効率的な運用計画を策定する方針を示す。さらに、本論文の研究手順および本論文の構成を説明する。

1.1 研究背景

近年人工衛星の大型化や、開発期間の長期化が開発コスト増大を招いてきた。一方で、比較的開発コストの低い超小型人工衛星が注目されている。

超小型人工衛星とは、衛星の質量が 100 kg 以下の人工衛星のことを指す。Konecny による分類では、超小型人工衛星は更に、10 - 100 kg 級の micro satellites, 1 - 10 kg 級の nano satellites, 0.1 - 1 kg 級の pico satellites, 100 g 未満の fenito satellites に分類される [1]。この分野では、1999 年にカリフォルニアポリテクニク州立大学が提案した CubeSat という構造的な規格が世界的に浸透してきている [2]。CubeSat とは、10 × 10 × 10 cm サイズ (質量 1 kg 以下) を 1U と呼ぶ人工衛星である。

CubeSat の規格が浸透したことにより、規格に合わせた標準品の流通による開発期間、コストの短縮などが進んできた。これら超小型人工衛星の使用目的は多岐にわたる。例えば、2019 年の Space Works の調査によると、Figure 1.1 に示すように、2014-2018 年の間に軌道投入された、1-50 kg 衛星の使用目的は地球観測リモートセンシングが 57%、技術実証が 27%、科学実証が 10%、通信が 6% であった。また、Figure 1.2 に示すように、今後も継続して利用が拡大されることが予想されており、2019-2023 年までに 2,400 機もの 1-50 kg 級の人工衛星の軌道投入が見込まれている。Figure 1.3 に示すように、2013-2018 年の間で民間での活用は半数を超え、今後も更に広がることが期待されている [3]。このように、超小型人工衛星の打ち上げ数が増加し、民間での活用が広がる傾向があるが、その要望を満たすためにはまだ多くの課題が残っている。

まず、第一の課題としては、軌道上投入された超小型人工衛星の約 50% がそのミッションを達成できていないという現状があげられる [4]。Langer らの調査による CubeSat の経過日数ごとの失敗要因を、Figure 1.4 に示す。図左側から、打ち上げ直後、30 日後、90 日後の失敗要因となる。故障要因は基本システム構成要素の多岐にわたるが、この中でも特に、電源系による故障は運用開始直後に 2 番目、30 日後、90 日後に最も多い要因となっている [5]。

次に、もうひとつの課題としては、超小型人工衛星のリソースに制約があり、リソース配分が重要になってきている点である。昨今、超小型人工衛星に対する要求も高度化されているため、その要求達成の

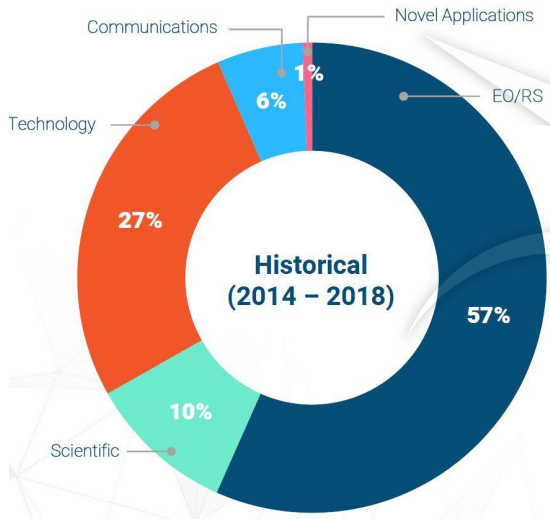


Figure 1.1 Nano/Microsatellite trends by purpose [3].

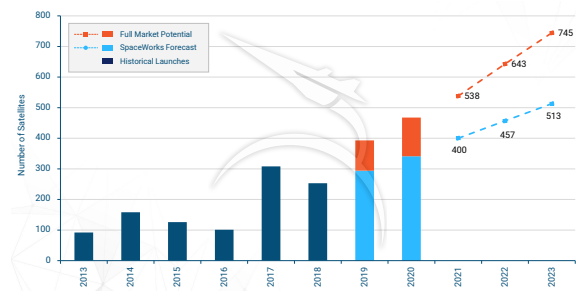


Figure 1.2 Nano/Microsatellite launch history and forecast [3].

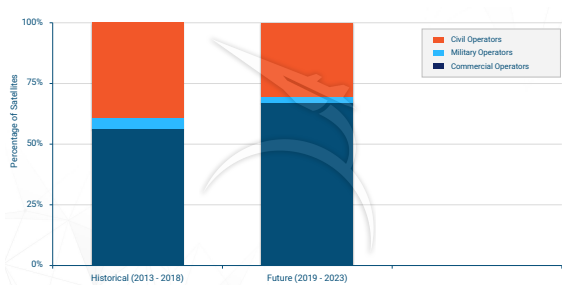


Figure 1.3 Satellite operator trends [3].

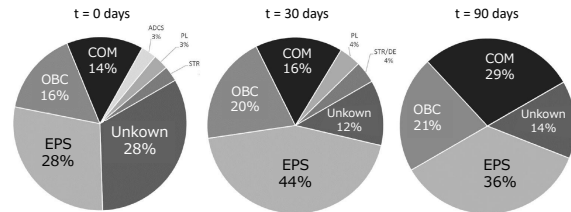


Figure 1.4 Subsystem contributions to Cube-Sat failure after ejection, 30 days and 90 days [5].

ための対策が求められている。

このような理由から第一の課題に対する対策としては、従来の人工衛星は長期間の安定運用を目指した保守的な電源管理を行ってきた。これまで、電源系の喪失を防ぐためにバッテリーの寿命に関する研究がなされてきた。放電深度 (DOD: depth of discharge) と充放電サイクル数がバッテリーの寿命に影響することが知られている [6] [7]。したがって、運用年数におけるバッテリーの充放電サイクル数から、運用中の許容 DOD を決定し、電源システムの設計や運用計画の検討などを実施してきた。その他にも、バッテリーの劣化状態の推定にインピーダンスの情報を用いた推定なども行われている [8]。

大型衛星の場合は過剰な安全策をとる設計が許容されることも多い。例えば ALOS-2 では太陽パネルのパドルの片方が損失するといった最悪時においても耐えうる安全な設計になっており、運用における制約以上に観測できる実力を衛星が持っていると言われている [9]。

同様の設計方針は、超小型人工衛星に対しても適用されており、小型実証衛星 4 型 (SDS-4) におけるバッテリーの DOD は定常時 25 % 以下という設計要求であった。しかし、打ち上げ後実際の定常時のバッテリーの DOD は 15 % と余裕のある運用となっていた [10]。また、2014 年に打ち上げられた 50kg 級小型人工衛星 SOCRATES においても定常運用時のバッテリーの許容 DOD を 20% と設定したが、実際の運用での DOD は最大 10% であった [11]。

このように、従来の電源系の設計においては長期間安定運用を目的として、各種の不確定性から人工衛星を守るように安全マージンを確保した設計が行われている。しかし、この設計では、限られたリソース

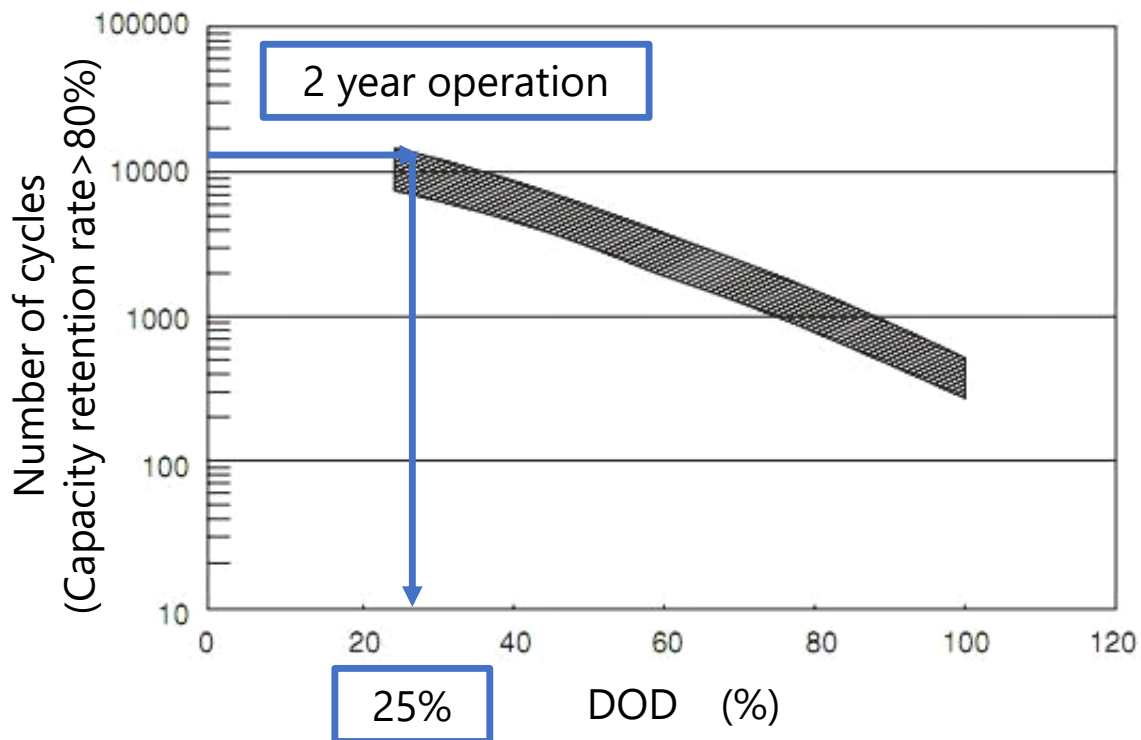


Figure 1.5 Relationship between number of charge / discharge cycles and DOD [12].

を最大限活用することは不可能である。

実際の電源管理はバッテリー端子電圧に基づいて行われることが多い。ほどよし3・4号機では、2年間の運用を想定していた。高度600 kmの太陽同期軌道での2年間の充放電サイクル数は約12,000回である。したがって、DODの設計値はFigure 1.5より25%程度と決めることができる。このようにして運用上でのDODを決定する。また、バッテリーの端子電圧をモニタし、その値に基づき衛星の動作モードを遷移させ電源管理を行い、システムの安全性を確保していた。このときの電圧値は、常に最悪時を想定した場合で決定していた [12]。

電圧による切替の利点はシンプルな閾値で切替できる点である。しかしながら、端子間電圧とDODの関係はバッテリー温度やバッテリーに入出力される電流の大きさによって異なる [13]。Figure 1.6にバッテリーの端子電圧と放電電流を表すCレートの関係を示す。Cレートとはバッテリーの満充電容量に対してバッテリーに流れる電流の比を表す。Cレートが1Cであれば、1時間で放電（充電）が完了することを意味する。OCV（Open Circuit Voltage）とは開回路電圧であり、電極間に外部電源を接続し、電流を0 Aにして自己放電しない時間範囲内で長時間緩和させたときの平均電位である。過電圧とは電池内部の電圧降下であり、端子電圧とOCVとの差をさす。例えば、測定された端子電圧が同じであっても、Cレートが異なるとDODの値は異なる、Cレートが大きいと過電圧も大きくなり、実際のDODは浅くなる。逆にCレートが小さいと過電圧が小さく、実際のDODが深くなる。また、DODと端子電圧の関係性には温度依存性があることも知られており、端子電圧のみでDODを判断するためにはあらかじめ運用中の使用機器の消費電力を求め、マージンを考慮した上での過電圧の値を設定し、目標のDODに対応した電圧値を選定する必要がある。

設計値より深い値までバッテリーを使用すると、Figure 1.5のグラフよりバッテリー寿命に達するまでの充

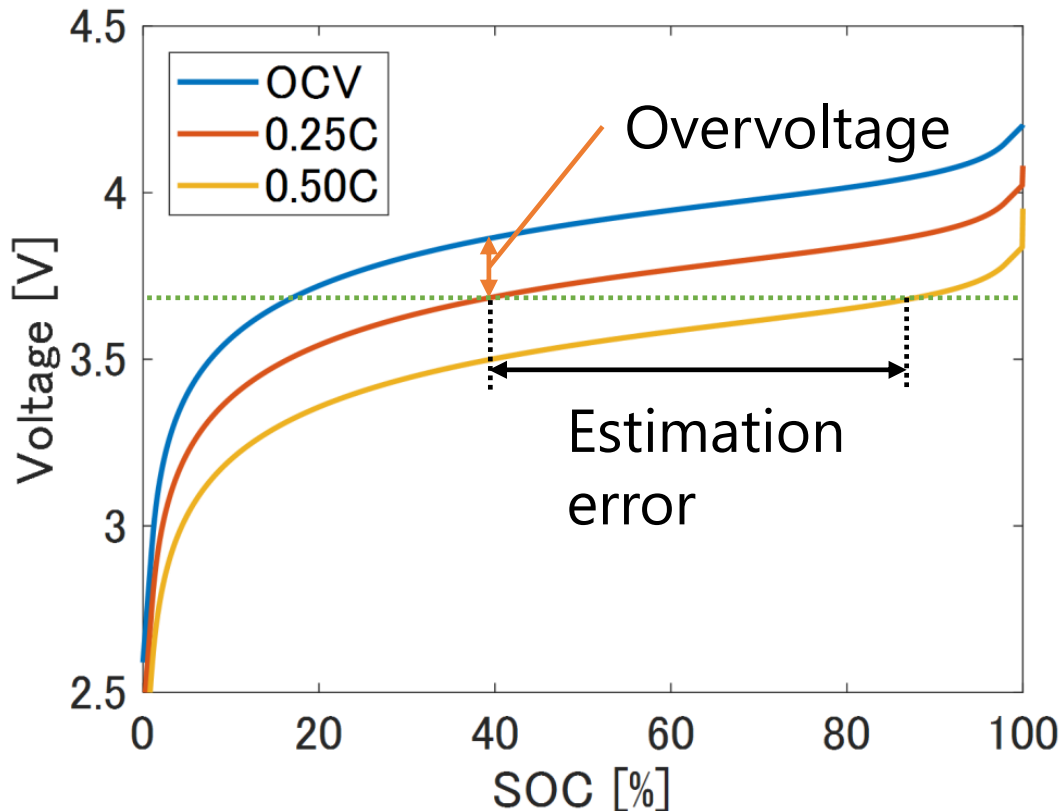


Figure 1.6 Relationship between terminal voltage and C rate.

放電サイクル数が設計値より少なくなり、衛星の目標寿命を達成できない恐れがある。逆に設計値より浅い値でバッテリーを使用すると限られた電力リソースを活用しきれず、所定のミッションを実現できなくなる可能性がある。

このようにバッテリーの端子電圧を用いた電源管理では、負荷や温度条件の変化の影響を受け、正確な状態推定は難しい。端子電圧の値を用いる他には電流値を積算して DOD を推定する電流積算法もあるが、機器のリセットなどにより情報が失われると正確な状態が把握できない。

よって、安全性と効率性を両立するためには、従来よりも正確にバッテリーの状態を推定する手法が必要になる。また、今後の高度化する要求を満たすためには安全性確保だけでなく、リソース活用の観点からもバッテリー情報を利用したバッテリー状態の積極的な管理を実施していく必要がある。

1.2 研究目的

前項で述べたように、衛星システムの安全性を確保するためには、電源系の故障回避が必要である。そのためには、正確なバッテリーの充電状態の把握が非常に重要になる。また、電源リソースを活用するという観点からはその充電状態の管理が非常に重要になる。よって、人工衛星を効率的に活用するためには、正確にバッテリーの状態を把握し、それに基づいた運用計画を策定する必要がある。

SOC の推定手法には、端子電圧による推定、電流積算法による推定、モデルに基づく推定法がある。正確性と推定の継続性から本研究ではモデルに基づく推定手法に注目する。モデルに基づく推定法では、バッテリーを等価回路に近似したモデル化を行う。等価回路のパラメータをまず推定し、推定したパラメータを用いて SOC を推定する方法である。モデルに基づく推定手法については、これまで多数の研究が行

われている。

Baba らは電池内部の拡散現象を線形の等価回路に近似したモデルで、SOC と内部パラメータと同時に推定する手法を提案している [14]。Hikono らは電気自動車の走行実験に基づきバッテリーの温度特性を考慮した SOC と内部パラメータの同時推定を提案している [15]。Oya らは等価回路の内部パラメータを時間的に変化するパラメータと考え、パラメータの温度依存性と SOC 依存性をインピーダンス試験の結果を用いて推定するモデルを用いた SOC 推定手法を提案している [16]。Lin らは現実システムと等価回路モデルの誤差を忘却係数付き逐次最小 2 乗法を用いて最小化し内部パラメータを推定する手法を提案している [17]。また、ハイブリッド自動車や電気自動車の分野では電力コストに基づいた充電計画の研究がなされている [18]。

本研究では、等価回路の内部パラメータの温度依存性を考慮した SOC 推定手法を人工衛星の電源管理に適用し、SOC に基づく衛星の運用モード切替を提案する。SOC に基づく切替では、DOD は充放電状態 (C レート) に依存しない。本手法の優位性としては、従来よりも正確なバッテリー充電状態を軌道上で常時把握できる点である。例えば、宇宙空間では放射線の影響により回路が劣化することも考えられる。回路が劣化した場合、回路の負荷電力が上がるため、バッテリーの放電電流も大きくなり負荷電力が大きくなる状態と等しくなる。このように意図しない負荷電力の変動に対してもモデルに基づく SOC を推定値に基づくと目標とする DOD を実現できると考えられる。このような制御は端子電圧のモニタのみで実現できない。

また、正確なバッテリー状態モデルが構築できることから、地上での運用計画立案において、詳細な将来状態予測データを用いることが可能になる点も、本手法の優位性としてあげられる。

上記目的を達成するために、本論文では下記の項目に取り組む。

まず、バッテリーシステムを同定し、モデル化を実施、バッテリーの数学モデルを構築する。構築したモデルの未知パラメータを交流インピーダンス法を用いて実験的に同定する。そして、超小型人工衛星の運用を模擬する数値シミュレータに提案するバッテリーモデルを組み込み、SOC を用いた衛星の運用モード切替を検証する試験シナリオを実行する。さらに、端子電圧を用いた運用モード切替を同一条件によって実行し、その結果を比較することにより提案手法の有効性を検証する。また、SOC 情報を活用した運用計画法を新たに提案し、その手法に対しても実際の宇宙機システムを模擬した数値シミュレータを用いて検証する。最後に、実際の宇宙システムの電源系を模擬するハードウェアシミュレータを作成し、実験的にも提案手法の有効性を検証し、実機搭載に向けての課題を明確化する。

1.3 本論文の構成

本論文は全 5 章で構成される。以下にその概要を示す。

第1章 序論

超小型人工衛星の特徴、および活用の現状、ならびに課題を述べた。また、安全性を確保しつつ、効率的な運用計画の策定する必要性と、その実現方針を示した。

第2章 人工衛星の電源系

人工衛星の電源系を構成するシステム、ならびに電源管理手法について紹介する。

第3章 バッテリーの状態推定

従来の研究、および本研究でのバッテリーの状態推定について紹介する。また、状態推定にあたり必要となるバッテリーの内部パラメータ同定について述べる。

第4章 運用計画

第3章で紹介したバッテリー状態推定法を用いた，運用計画の策定手法について述べる．また，数値および実験によるシミュレーションを行い，提案手法の有効性を示す．

第5章 結論

本研究の結論ならびに今後の課題を示す．

第2章

人工衛星の電源系

ここでは、人工衛星の電源系の構成要素とその制御系について述べる。人工衛星の電源系は発電のための、1次電池である太陽電池、蓄電のための2次電池バッテリーおよび充放電制御器を組み合わせた系からなる。

2.1 構成要素

2.1.1 リチウムイオンバッテリー

電池は、太陽電池に代表される物理電池と、鉛蓄電池やリチウムイオン電池などの化学電池に大別される。化学電池は酸化剤を正極、還元剤を負極として、酸化還元反応により化学エネルギーを電気エネルギーに変換するデバイスである。化学電池の基本的な構造は、

- (1) 正極活性物質 (電子を受け取り、負に帯電する酸化剤)
- (2) 負極活性物質 (電子を供与して、正に帯電する還元剤)
- (3) イオン伝導の電解液 (電解質)
- (4) 酸化剤と還元剤とが接触しないように隔離するセパレータ
- (5) 正負の活物質と電子を授受して外部に導く電子伝導体の集電極
- (6) 収納ケースや正負電極端子

などからなる。

化学電池は、酸化剤を電池内部に内蔵するタイプと、大気中にある酸素分子を酸化剤として利用するタイプに大別される。酸化剤を内蔵する電池には、充放電反応で活物質の結合の解裂・生成が発生し化学エネルギーを蓄積するリザーブ型と、トポタクティック反応で化学エネルギーを蓄積するロッキングチェア型電池がある。ここで、トポタクティック反応とは、結合の解裂や生成がなく、基礎構造が変化しない化学反応である。リザーブ型には鉛蓄電池などが存在する。リチウムイオン電池は酸化剤内蔵型の化学電池の一種であり、トポタクティック反応でエネルギーを貯蔵するロッキングチェア型に分類される。

リチウムイオン電池では、充電すると、リチウムイオンが負極に移動することによりエネルギーを蓄積する。一方、放電すると、リチウムイオンが正極に移動することによりエネルギーを放出する。したがって、充放電によって正負電極の基本構造は変化しない。このように、ロッキングチェア型電池は、充放電に伴ってリチウムイオンや水素イオン(陽子)が正極と負極の間を往復するだけなので、電解液は単なるイオンの通路になる。このため、リザーブ型の電池と異なり、電解液の容積を減らしても蓄積電荷は変わ

らない。

電池の内部状態を表す量

電池中に電荷の残存量を表す状態量が、残存電荷 (remaining capacity; RC) である。二次電池では、充電率 (state of charge; SOC) と健全度 (state of health; SOH) が、RC に関わる重要な状態量である。また、電池から瞬時に取り出せる電流量、すなわち、負荷電流を流したときの電圧降下が実用上重要な状態量であり、これは充放電可能電力 (state of power; SOP, または state of function; SOF) と呼ばれる。

充電率 (SOC) は、満充電量を基準に電池の残量の比率を表した状態量である。SOC の定義は2つある。新品の電池の常温での初期満充電容量 FCC_0 を基準にした絶対充電率 (absolute SOC; ASOC)

$$ASOC = \frac{RC}{FCC_0} \quad (2.1)$$

と、使用中の電池の満充電容量 (full charge capacity; FCC) を基準にした相対充電率 (relative SOC; RSOC)

$$RSOC = \frac{RC}{FCC} \quad (2.2)$$

である。ただし、 FCC_0 は常温での FCC の初期容量である。以下本稿中での SOC は RSOC のことを指す。

健全度 (SOH) は、電池が劣化して容量が縮小していく様子を表す状態量であり、

$$SOH = \frac{FCC}{FCC_0} = \frac{ASOC}{RSOC} \quad (2.3)$$

で定義される。SOH は、現在の満充電容量を、新品で常温のときの満充電容量を基準に比較したもので、健全さの程度を表す。たとえば、 $SOH = 0.8$ は新品の8割の容量になった状態を意味する。

電池の状態量として他にも、DOD がある。放電深度は満充電量を基準に電池の放電量の比率を表した状態量である。SOC と

$$DOD = 1 - SOC \quad (2.4)$$

という関係がある。

電池の端子電圧の振る舞い

電池の端子電圧 V_T は、端子電流 (充電電流または放電電流) によって変動する。たとえば、通電から遮断へと端子電流をゼロにすると、端子電圧は緩やかに平衡状態の OCV に漸近する。反対にゼロから通電状態にすると、端子電圧は充電時には OCV から緩やかに上昇、放電時には緩やかに降下する。このときの端子電圧と OCV の差を過電圧 (over-potential; overvoltage) と呼ぶ。OCV は電池の端子電圧の静的な状態を表し、OCV からの変動分である過電圧は、電池の端子電圧の動的な状態を表している。過電圧は、電気化学反応の平衡論から導かれる起電力と、実際に電流が流れて反応しているときの速度論から決まる電極電位との差である。ある大きさの端子電流を流すためには、電池内部の電気化学反応を加速させる必要がある。このとき電気エネルギーが使われ、これが過電圧の損失成分となる。一方、過電圧には損失を伴わない、反応の遅れによるリアクタンス成分もある。過電圧と電流の比は線形ではなく、充電率や劣化、通電電流、さらに内部温度に依存する非線形時変関数である。

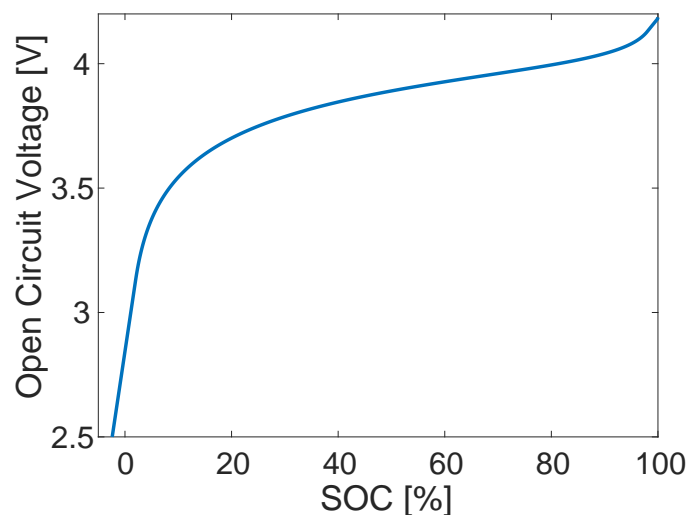


Figure 2.1 SOC-OCV characteristics curve.

OCV には、SOC との間に SOC-OCV 特性と呼ばれる対応関係があり、リチウムイオン電池では、OCV は SOC に強く依存することが多い。たとえば、リチウムイオンの負極であるグラファイトが機械的に破断され、一部の電極が機能しなくなったとしても、残された電極にリチウムイオンが同じように充填され、SOC-OCV 特性は劣化の影響を受けにくい。

Figure 2.1 にリチウムイオン電池の SOC-OCV 特性の一例を示す。SOC-OCV 特性は、温度依存性が小さいので、OCV から SOC を推定することができる。ただし、電池の使用中は非平衡で、使用後も緩和に時間がかかるので、端子電圧から OCV から推定するには、動的モデルをつかった状態推定が必須である。

電気化学の第一原理モデルを構築すれば、内部インピーダンスを忠実に記述できる。しかし、電池は数多くの複雑な素反応からなる化学プラントであり、厳密かつ実用的な第一原理モデルを構築することは一般的に困難である。そこで、使用条件や目的に合わせたモデルを用意することが必要となる。

2 次電池の寿命

電池を繰り返し使用すると、次第に劣化し、いつかは使用できなくなる。この電池の寿命（機能停止）の判断基準は、必ずしも明らかではない。通常はシステムを特定せず、電池単体に対して試験条件と寿命判定基準を規定する。たとえば、2 次電池の放電容量が初期値の約 80% に落ちたときを寿命と定義する。

充放電の繰り返したときの劣化モードをサイクル寿命、放置（保存）したときの劣化モードをカレンダー寿命という。微弱な電流を流して充電状態を保持するトリクル充電は、充電率一定の保存と考えられ、カレンダー寿命を劣化モードとすることが多い。

本稿ではバッテリーの劣化については考慮せず、SOC 温度に関するパラメータの依存性について実験的に検証し、それらを考慮したモデル化を実施する。また、具体的なモデル化・制御対象としては、ほどよし衛星で使用実績のある 18650 型のリチウムイオン電池を用いる [12]。本研究では、Figure 2.2 に示す、Panasonic 社製リチウムイオンバッテリー NCR18650GA を用いた。このバッテリーの公称仕様は Table 2.1 に示す。



Figure 2.2 NCR18650GA

Table 2.1 Nominal Specifications of NCR18650GA

Item	Specifications	Notes
Rated Capacity	3300 mAh	0.67A discharge at 20 °C
Capacity (Minimum)	3350 mAh	0.67A discharge at 20 °C
Capacity (Typical)	3450 mAh	Reference only
Nominal Voltage	3.6 V	0.67 A discharge
Discharging End Voltage	2.5 V	
Charging Current (Std.)	1.675 A	
Charging Voltage	4.20 ± 0.03 V	
Charging Time (Std.)	4.0 hours	
Continuous Discharge Current (Max).	10 A	0 ~ +40°C
Internal Resistance	less than 38 mΩ	AC impedance 1kHz
Weight	less than 49.5 g	
Operating Temperature (Charge)	10 ~ +45 °C	
Operating Temperature (Discharge)	-20 ~ +60 °C	
Storage Conditions (less than 1 month)	-20 ~ +50 °C	Recoverable Capacity 80%
Storage Conditions (less than 3 months)	-20 ~ +40 °C	Recoverable Capacity 80%
Storage Conditions (less than 1 year)	-20 ~ +20 °C	Recoverable Capacity 80%

2.1.2 太陽電池

太陽電池は半導体接合を用いて光エネルギーを光起電力効果を用いて直接電気エネルギーに変換する素子である。光起電力効果は励起光を吸収して起電力を生ずる現象である。とくに、半導体材料において顕著に現れ、なかでも p-n 接合での光起電力は太陽エネルギーを実用的な効率で太陽エネルギーを電気に変換することが可能である。

太陽電池は温度が上昇すると出力が低下する特性を持つ。これは、温度上昇によりバンドギャップが減少し、出力電圧が低下することに起因する。半導体は温度上昇とともに抵抗率が下がる。体積 $S[\text{cm}^3]$ の

立方体の電荷 Q [C] はキャリア密度 $n[\text{cm}^{-3}]$ と電子の電荷 e [C] より,

$$Q = neS \quad (2.5)$$

である。電荷の速度 $v[\text{cm/s}]$ と電界 $E[\text{v/cm}]$ の間には移動度 $\mu[\text{cm}^2/\text{Vs}]$ として,

$$v = \mu E \quad (2.6)$$

の関係がある。電流 I [A] は単位時間に単位長さを流れる電荷量

$$I = Qv = neSv \quad (2.7)$$

であるから、電流密度 $J\text{A}/\text{cm}^2$ は I を S で割って

$$J = nev = ne\mu E \quad (2.8)$$

となる。したがって、導電率は

$$\sigma = \frac{J}{E} \quad (2.9)$$

と定義されるので、物質の導電率 σ [S/cm] は、 e 、 n と μ を使って

$$\sigma = ne\mu \quad (2.10)$$

で表される。金属の導電率 σ の温度変化はキャリア密度 n が一定なので、移動度で決まり、金属の原子が作る格子が熱的に振動することでキャリアが散乱されることが原因であるが、半導体の導電率の急激な温度変化は、キャリア密度 n が変化することが原因である。真性半導体のキャリア密度 n は、温度 T [K] に対して、

$$n = n_0 \exp\left(-\frac{E_g}{2kT}\right) \quad (2.11)$$

の形で指数関数的に変化する。ここで、 n_0 は定数、 E_g はバンドギャップの大きさ、 k はボルツマン定数である。この式 (2.11) は、価電子帯の電子が熱的にバンドギャップ E_g を超えて伝導帯に励起される様子を表す [19]。

本稿では、前述の理由から太陽電池の発電量に温度依存性があるという点に着目し、文献から発電量の温度依存性に関する実測値を取得しそのデータに基づいたモデル化を行う。

また、太陽電池の発電量は放射照度にも依存性がある。光線と垂直な平面 A_n についての放射照度を E_n とすると、 A_n と角度 θ をなす平面 A_θ についての放射照度は

$$E_\theta = E_n \cos \theta \quad (2.12)$$

となる [20]。そのため、衛星の姿勢によっても太陽電池の発電量は変化する。

2.1.3 充放電制御器

充放電制御器は、バッテリーの充放制御、太陽電池の発電効率のピークトラック、システムの放電量切り替えを行う装置である。

CCCV 充電

リチウムイオン電池は過充電に非常に弱く、過充電は故障や極端な寿命の短縮を引き起こす。少ない電流で充電すると、過充電の可能性は低減されるが充電時間が長引く。このため、リチウムイオン電池の充電方法には、充電時間の短縮と過充電抑制の両立が可能な CCCV 充電が用いられる。

CCCV 充電の時間変化の様子を Figure 2.3 に示す。図に示すように、電池の端子電圧が低いときには定電流 (constant current; CC) 充電し、端子電圧がある程度上昇すると定電圧 (constant voltage; CV) 充電に切り替わり、充電電流が少なくなると充電を終了する。

Maximum Power Point Tracking: MPPT

太陽電池の出力電圧電流特性を Figure 2.4 に示す。図から読み取れるように、最大出力が得られる動作電圧が温度などにより変動する。一方、負荷状態が一定であると動作電流は変化しないが、時々刻々と変化する太陽電池への日射量に対し比例的に変化する。また、負荷状態も時々刻々と変化するので、太陽電池の特性が一定であっても、動作点は変化し、最大出力が得られる負荷状態とはならない。

そこで、太陽電池を効率的に働かせるために、太陽電池から最大出力が取り出せる最適な負荷状態となるような電力変換制御が行われ、これを MPPT 制御と呼ぶ。

本稿では、MPPT 制御が行われるものと仮定し、太陽電池の発電モデル構築において温度ごとの最大出力電力を用いる。

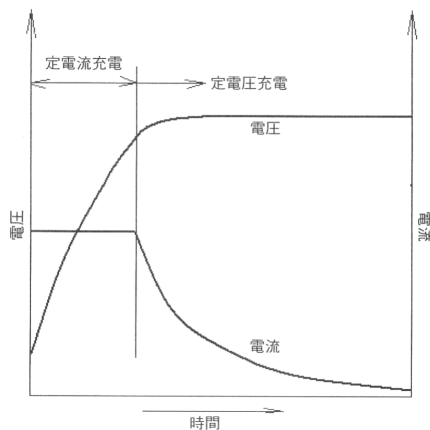


Figure 2.3 CCCV charge [21].

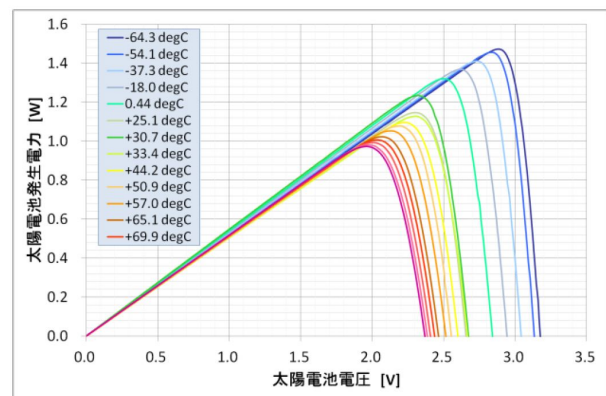


Figure 2.4 Output characteristics of solar cell [12].

2.2 電源管理

従来の衛星の電源管理は電源系の異常を感知した際に、保護を動作させる構成となっている。異常検知は、バッテリーの電圧状態、および温度状態から判断されている。また、保護に関しては、ソフトウェアによる保護と、ハードウェアによる保護がなされ、複数段階で管理されている [12]。また、衛星を安全に運用するために定期的に衛星システムの初期化が行われる場合もある [22]。

本稿では、衛星の電源系のモデル化を行い、運用時の電源系の遷移状態を把握し、それを運用計画に反映させることを目指す。また、衛星のシステムの初期化にも対応できる電源管理手法を考案する。

第 3 章

バッテリー状態推定

この章では、バッテリーの状態推定について述べる。まず、前述したようにバッテリーを等価回路でモデル化し、等価回路に必要なパラメータを実験的に同定する。構築したバッテリーモデルを用いて、バッテリーの状態量の推定実験を行い、推定手法の有効性を検証する。

3.1 従来の状態推定

バッテリーの SOC の状態推定法には、端子電圧の測定に基づく推定法や電流積算法による推定法がある。端子電圧の測定に基づく推定法は、第 1.1 節でも触れたようにバッテリーの端子電圧から SOC を推定する手法である。この手法は、あらかじめ想定した使用条件と実際の使用条件がさほど変わらない場合に有効な方法である。しかし、使用中の電流が変動するような状況では過電圧の影響により推定誤差が大きくなってしまふ。

電流積算法は、電流を積算することにより電池に出入りする電荷量を求める。電池の総電荷量、すなわち電池の満充電容量で、現在の電荷量を割れば、SOC を求めることができる。したがって、電流積算法では SOC は次式で表される。

$$\text{SOC}(t) = \text{SOC}_0 + \frac{1}{\text{FCC}} \int_{t_0}^t i(\tau) d\tau \quad (3.1)$$

$\text{SOC}(t_0)$ は時刻 t_0 における SOC である。電流積算法には、以下の問題がある。積算の初期値の誤差を修正できない点、電流センサの誤差を積算してしまう点、電池の劣化による誤差が生じる点、自己放電による誤差が生じる点がある。

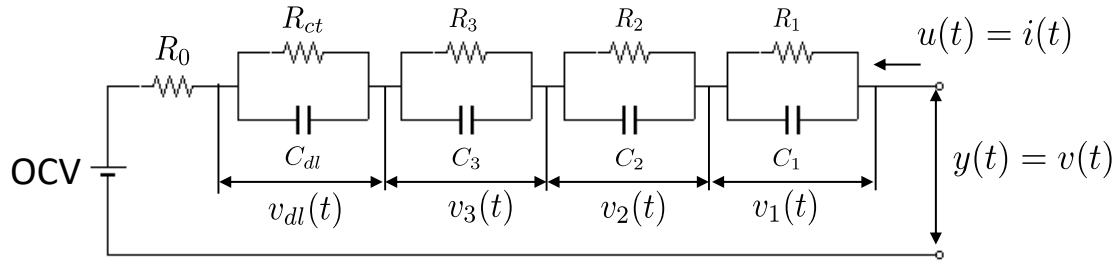
特に、超小型人工衛星では安全性のために定期的にシステムの初期化を行い、システムを正常に保つような運用がなされるため、初期値の推定誤差が生じうる。

そこで、本研究ではモデルに基づいた SOC の推定を行う。

3.2 モデル化

3.2.1 等価回路

上記のリチウムイオンバッテリーを Figure3.1 に示す等価回路でモデル化する。等価回路のパラメータには泳動抵抗 R_0 、電荷移動抵抗 R_{ct} 、電気二重層容量 C_{dl} 、拡散インピーダンス Z_w がある。ここで、泳動抵抗とは電解液内での泳動過程などに起因する抵抗である。電荷移動抵抗は、電極表面付近での電極反応



OCV : 開回路電圧 $v(t)$: 端子電圧 $i(t)$: 充放電電流

Figure 3.1 Tertiary Foster type circuit.

過程での電荷移動の抵抗である。電気二重層容量は電極表面付近に発生する電気二重層に起因する容量である。拡散インピーダンスは、電極反応過程の拡散過程に起因する。拡散インピーダンスは、RC 並列回路の無限級数で表すことができ、これをフォスター型回路と呼ぶ。今回は、3 次のフォスター型回路を用いてモデル化を行った。

入力 $u(t) = i(t)$, 出力 $y(t) = v(t)$ とする。 $i(t)$ は回路全体を流れる電流, $v(t)$ は回路全体の電圧降下である。状態変数は式 (3.2) となる。

$$\mathbf{x}_{\text{batt}}(t) = [\text{SOC}(t) \quad v_{dl}(t) \quad v_3(t) \quad v_2(t) \quad v_1(t)]^T \quad (3.2)$$

このとき, Figure3.1 の等価回路モデルの状態空間表現は, 式 (3.3),(3.4) となる。

$$\dot{\mathbf{x}}_{\text{batt}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}_{\text{batt}}(t) + \mathbf{b}u(t) \quad (3.3)$$

$$y(t) = f_{\text{OCV}}(\text{SOC}(t)) + \mathbf{c}^T \mathbf{x}_{\text{batt}}(t) + R_0 u(t) \quad (3.4)$$

ただし,

$$\mathbf{A} = \text{diag} \left[0 \quad -\frac{1}{C_{dl}R_{ct}} \quad -\frac{1}{C_3R_3} \quad -\frac{1}{C_2R_2} \quad -\frac{1}{C_1R_1} \right] \quad (3.5)$$

$$\mathbf{b} = \left[\frac{1}{\text{FCC}} \quad \frac{1}{C_{dl}} \quad \frac{1}{C_3} \quad \frac{1}{C_2} \quad \frac{1}{C_1} \right]^T \quad (3.6)$$

$$\mathbf{c} = [0 \quad 1 \quad 1 \quad 1 \quad 1]^T \quad (3.7)$$

である。また,

$$C_l = \frac{C_d}{2} \quad (3.8)$$

$$R_l = \frac{8R_d}{(2l-1)^2\pi^2} \quad (3.9)$$

$$l = 1, 2, 3 \quad (3.10)$$

とおいた。また, $f_{\text{OCV}}(\cdot)$ は SOC-OCV 特性曲線である [13]。

3.2.2 内部パラメータ同定

本稿では交流インピーダンス法 [23] を用いて R_0 , R_{ct} , C_{dl} の3つのパラメータを同定する。

電気化学インピーダンス法

本項では、電気化学インピーダンス法について述べる。まず、インピーダンス表記について整理したあと、その合成手法および表記法を説明し、実験的に取得されるデータとの関係を示す。

交流電位と交流電流を時間の関数とすると以下のように表すことができる。

$$E(t) = |E| \cos(\omega t + \psi) \quad I(t) = |I| \cos \omega t \quad (3.11)$$

ここで、 $|E|$ は電圧振幅、 $|I|$ は電流振幅、 $|\psi|$ は $E(t)$ の初期位相である。オイラーの公式から $E(t)$ と $I(t)$ は指数関数として表示することもできる。

$$E(t) = |E| \exp j(\omega t + \psi) \quad (3.12)$$

$$I(t) = |I| \exp j\omega t \quad (3.13)$$

この場合にインピーダンス Z の計算は、簡単な割り算で行うことができる。

$$Z = \frac{E(t)}{I(t)} = \frac{|E|}{|I|} \exp j\psi = |Z| \exp j\psi \quad (3.14)$$

したがって、インピーダンスの絶対値は $\frac{|E|}{|I|}$ であり、位相差は ψ となる。

次に、本手法で用いる代表的な3種類の素子(抵抗、コンデンサー、インダクター)のインピーダンスを導出する。

抵抗のインピーダンス

抵抗 R に入出力する交流信号は位相変化を見せないで、抵抗 R のインピーダンス Z_R は、オームの法則に従う単純な抵抗である。

$$Z_R = R \quad (3.15)$$

コンデンサー(キャパシター)のインピーダンス(容量リアクタンス)

コンデンサーに蓄えられる電荷 Q と電圧 V の関係は以下で示される。

$$Q = CV \quad (3.16)$$

ここで、比例定数 C はキャパシタンスもしくは静電容量とよばれ、その単位はファラド F(farad) である。電圧 V を電位 $E(t)$ で置きかえ、時間で微分すると以下の関係を得る。

$$I(t) = C \frac{dE(t)}{dt} \quad (3.17)$$

この式に式(3.12)を代入すると、

$$I(t) = j\omega CE(t) \quad (3.18)$$

となるので、コンデンサーのインピーダンス Z_C は、

$$Z_C = \frac{E(t)}{I(t)} = \frac{1}{j\omega C} \quad (3.19)$$

となる。 $1/(j\omega C)$ を変形すると次のようになる。

$$\frac{1}{j\omega C} = -\frac{j}{\omega C} = \frac{1}{\omega C} \left\{ \cos\left(-\frac{\pi}{2}\right) + j \sin\left(-\frac{\pi}{2}\right) \right\} \quad (3.20)$$

さらに、オイラーの公式を用いることで、式 (3.19) は以下のように変形される。

$$Z_C = \frac{1}{\omega C} \exp\left(-j\frac{\pi}{2}\right) \quad (3.21)$$

したがって、 Z_C の絶対値は $1/(\omega C)$ 、位相差は $-\pi/2$ である。

インダクターのインピーダンス

インダクターに交流電流が流れている場合に電圧 V は以下の式で表される。

$$V = L \frac{dI}{dt} \quad (3.22)$$

ここで、定数 L はインダクタンスとよばれ、単位はヘンリー H(henry) である。電圧 V を電位 $E(t)$ でおきかえると、式 (3.22) は、

$$E(t) = L \frac{dI(t)}{dt} \quad (3.23)$$

となる。この式に式 (3.13) を代入すると、

$$E(t) = j\omega LI(t) \quad (3.24)$$

となるので、インダクターのインピーダンス Z_L は

$$Z_L = \omega L \exp\left(j\frac{\pi}{2}\right) \quad (3.25)$$

となる。したがって、インピーダンス Z_L の絶対値は ωL 、位相差は $\pi/2$ である。

各インピーダンスが直接接続されている場合 (Figure 3.2) のインピーダンス Z は、各インピーダンス $Z_i (i = 1, 2, 3)$ の単純な合計となる。

$$Z = Z_1 + Z_2 + Z_3 \quad (3.26)$$

次に、Figure 3.3 に示したように、各インピーダンスが並列接続されている場合、合成されるインピーダンス Z の逆数は、各インピーダンス Z_i の逆数の合計となる。

$$\frac{1}{Z} = \frac{1}{Z_1} + \frac{1}{Z_2} + \frac{1}{Z_3} \quad (3.27)$$

Figure 3.4 に示したように、3つのインピーダンスが直列並列接続されている場合、全インピーダンス Z は Z_2 と Z_3 を式 (3.27) に基づき合成し、その値と Z_1 を式 (3.26) に基づき合成することで求められる。

$$Z = Z_1 + \frac{Z_2 Z_3}{Z_2 + Z_3} \quad (3.28)$$

インピーダンススペクトルの表記法について解説する。インピーダンススペクトルの代表的な表記法にナイキスト線図 (Nyquist plot) とボード線図 (Bode plot) がある。ナイキスト線図は複素平面プロット (complex plane plot) と呼ばれることもある。ナイキスト線図は、複素平面上で横軸に電気化学インピーダンスの実数成分 Z' 、縦軸に虚数成分 Z'' を示すプロットである。ボード線図は、横軸に周波数 f の対数、縦軸に電気化学インピーダンスの絶対値 $|Z|$ の対数と位相差 θ を示すプロットである。

典型的な等価回路 (Figure 3.5) を例にとり、電気化学インピーダンスとその表記を示す。等価回路の電気化学インピーダンス $|Z|$ は式 (3.27) に従い、以下の通り導出される。

$$Z = R_0 + \frac{R_{ct}}{1 + j\omega R_{ct} C_{dl}} \quad (3.29)$$

さらに、実部と虚部にわけると以下となる。

$$Z = Z' - jZ'' \quad (3.30)$$

$$Z' = R_0 + \frac{R_{ct}}{1 + \omega^2 R_{ct}^2 C_{dl}^2} \quad (3.31)$$

$$Z'' = \frac{\omega R_{ct} C_{dl}}{1 + \omega^2 R_{ct}^2 C_{dl}^2} \quad (3.32)$$

式 (3.31) と式 (3.32) から ω を消去すると以下の関係を得る。

$$\left(Z' - R_0 - \frac{R_{ct}}{2}\right)^2 + Z''^2 = \left(\frac{R_{ct}}{2}\right)^2 \quad (3.33)$$

よって、インピーダンススペクトルは式 (3.33) で表される半円の軌跡を描く。半円の中心は、 $(R_0 + R_{ct}/2, 0)$ 、半径は $R_{ct}/2$ であり、高周波数および低周波数極限でそれぞれ実軸と R_0 および $R_0 + R_{ct}$ で交わる。また、半円の頂点の周波数 f_{\max} は $R_{ct} C_{dl} = 1/(2\pi f_{\max})$ の関係を持ち、 $R_{ct} C_{dl}$ は時定数と呼ばれる。

一方、電気インピーダンスの絶対値 $|Z|$ と位相差 θ は以下のように書ける。

$$|Z| = \sqrt{Z'^2 + Z''^2} \quad (3.34)$$

$$\theta = \arctan\left(-\frac{Z''}{Z'}\right) \quad (3.35)$$

式 (3.34) の対数をとると、下記のようになる。

$$\log |Z| = \log \sqrt{Z'^2 + Z''^2} \quad (3.36)$$

実験的に取得された複素インピーダンスの軌跡の例を、Figure 3.6 に示す。中域周波数の楕円の x 軸との切片の値から R_0 、中域周波数の楕円の長径の長さから R_{ct} が求まる。また、楕円の頂点の周波数 f_{\max} は RC 並列回路の特性より $2\pi f_{\max} = \frac{1}{R_{ct} C_{dl}}$ の関係を持つので、 C_{dl} が求まる。

試験系の構成を Figure 3.7 に示す。リチウムイオンバッテリーに交流の微小電圧・微小電流を流し、周波数を変化させることで周波数領域でのインピーダンススペクトルを取得する。本実験では周波数を 10 mHz - 3000 Hz、対数掃引 801 点として設定した。温度を $-20 \sim 50^\circ\text{C}$ 、OCV を満充電後の端子電圧 4.17~3.17 V の条件で実験を行った。バッテリー内部パラメータは化学反応速度により変化するため、温度依存性がある。

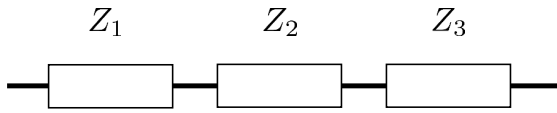


Figure 3.2 Series connection.

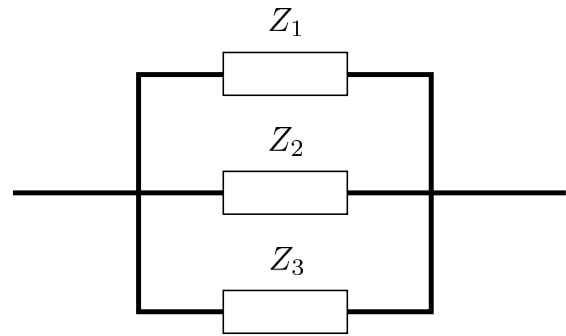


Figure 3.3 Parallel connection.

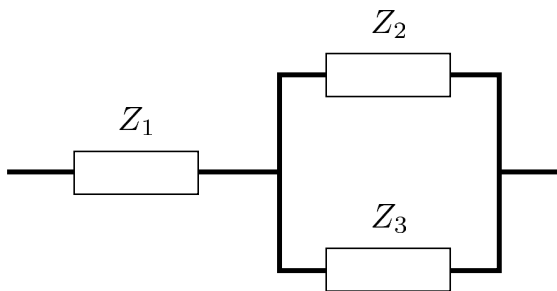


Figure 3.4 Series and parallel connection.

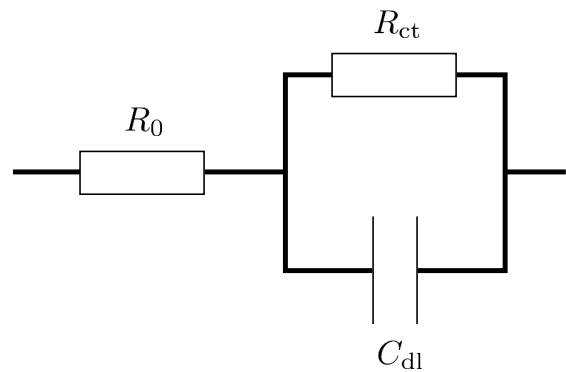


Figure 3.5 Equivalent circuit.

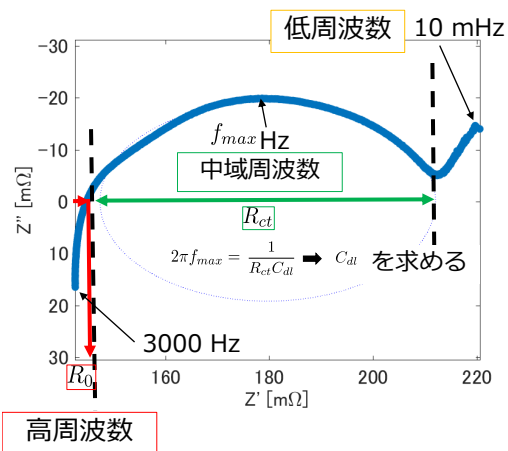


Figure 3.6 Relationship between impedance plot and battery initial parameter.

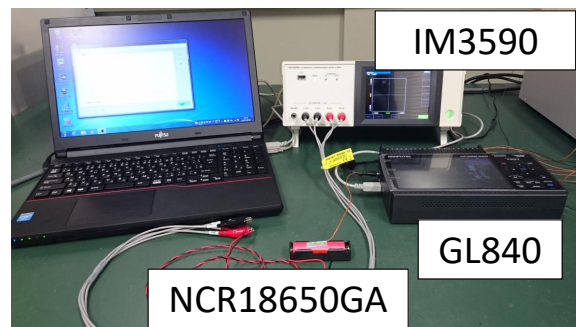


Figure 3.7 Overall of AC impedance method.

Table 3.1 Temperature -20 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.290	0.294	0.134	0.322	0.192	0.205	0.221	0.384	0.261	0.492
R_{ct} [Ω]	1.85	1.08	0.385	1.51	1.58	1.60	1.65	1.187	2.07	3.09
C_{dl} [F]	0.325	0.379	0.338	0.308	0.325	0.300	0.265	0.362	0.329	0.246

Table 3.2 Temperature -10 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.137	0.146	0.119	0.153	0.0980	0.108	0.110	0.163	0.109	0.128
R_{ct} [Ω]	0.544	0.276	0.199	0.425	0.397	0.403	0.389	0.278	0.481	0.750
C_{dl} [F]	0.325	0.408	0.246	0.336	0.338	0.409	0.328	0.418	0.938	0.220

Table 3.3 Temperature 0 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.119	0.113	0.127	0.153	0.0880	0.0895	0.0968	0.136	0.100	0.119
R_{ct} [Ω]	0.199	0.103	0.129	0.135	0.126	0.130	0.125	0.0962	0.153	0.546
C_{dl} [F]	0.246	0.333	0.294	0.314	0.300	0.278	0.267	0.389	0.465	3.94

Table 3.4 Temperature 10 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]		0.109	0.125	0.143	0.0932	0.0823		0.124	0.0885	0.105
R_{ct} [Ω]		0.0417	0.0482	0.0480	0.0477	0.0489		0.0399	0.0572	0.180
C_{dl} [F]		0.224	0.242	0.217	0.202	0.231		0.270	0.434	3.77

Table 3.5 Temperature 20 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.102	0.118			0.218	0.0840	0.0822	0.112	0.0864	0.0995
R_{ct} [Ω]	0.0210	0.0181			0.0199	0.0212	0.0208	0.0188	0.0253	0.0668
C_{dl} [F]	0.162	0.220			0.144	0.177	0.144	0.202	0.283	3.12

Table 3.6 Temperature 30 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.103	0.0961	0.107	0.156	0.0932	0.0871	0.0846	0.113	0.0870	0.0907
R_{ct} [Ω]	0.0104	0.00816	0.00603	0.00810	0.00903	0.00940	0.00947	0.00862	0.0111	0.0284
C_{dl} [F]	0.177	0.219	2.03	0.224	0.159	0.178	0.153	0.214	0.271	2.32

取得データそれぞれに対し、得られた複素インピーダンス軌跡から等価回路のモデルのパラメータ R_0 , R_{ct} , C_{dl} を求めた。各温度、OCVにおける内部パラメータの詳細数値データを Table 3.1-3.9 に示す。

また、これら取得データより各種パラメータの温度・OCV依存性に対するモデル化を検討する。 R_0 , R_{ct} , C_{ctf} と温度との関係を Figure 3.8, 3.10, 3.12, OCVとの関係を Figure 3.9, 3.11, 3.13 に示す。

まず、OCV依存性が温度依存性に対して小さいことから、温度依存性のみに対してのモデル化を実施することにした。温度依存性に対しても、 -10°C 以下ではどのパラメータも急激な変動が発生しており、

Table 3.7 Temperature 40 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.105	0.107	0.129	0.144	0.0980	0.0988	0.181	0.114	0.0856	0.0914
R_{ct} [Ω]	0.00877	0.00352	0.00930	0.00380	0.00367	0.00400	0.00417	0.00376	0.00495	0.0135
C_{dl} [F]	2.03	0.433	0.268	0.440	0.367	0.322	0.307	0.432	0.372	1.53

Table 3.8 Temperature 45 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.107	0.106			0.0997	0.0885		0.115	0.0870	0.0937
R_{ct} [Ω]	0.00603	0.00223			0.00236	0.00250		0.00246	0.00111	0.00865
C_{dl} [F]	1.96	0.763			0.646	0.530		0.590	0.221	0.813

Table 3.9 Temperature 50 [°C]

OCV	4.17	4.07	4.0	3.9	3.8	3.7	3.625	3.53	3.42	3.17
R_0 [Ω]	0.107	0.109	0.141	0.168	0.103	0.126	0.309	0.142	0.0914	0.0982
R_{ct} [Ω]	0.00415	0.00103	0.000900	0.00100	0.00104	0.00130	0.000956	0.0112	0.00200	0.00555
C_{dl} [F]	2.11	1.79	2.68	1.75	1.86	1.083	1.70	1.43	0.773	0.707

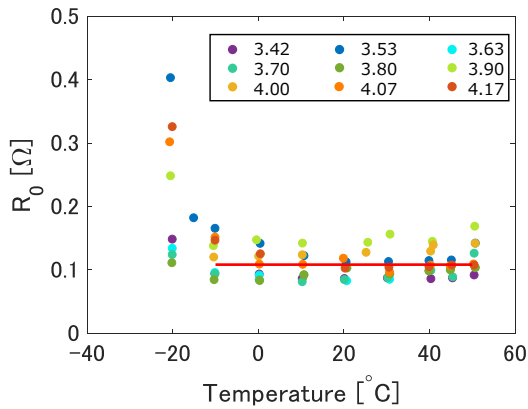


Figure 3.8 Relationship between R_0 and temperature.

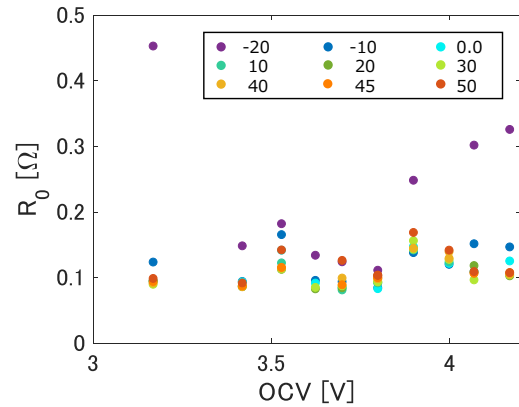


Figure 3.9 Relationship between R_0 and OCV.

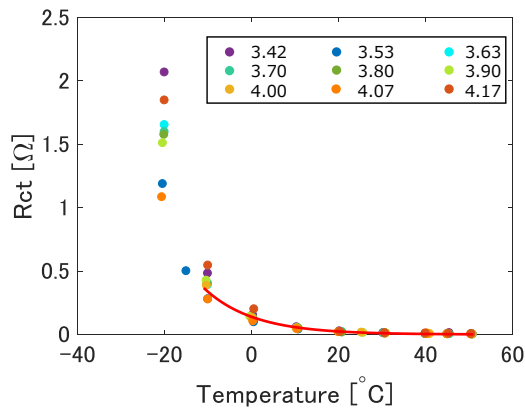


Figure 3.10 Relationship between R_{ct} and temperature.

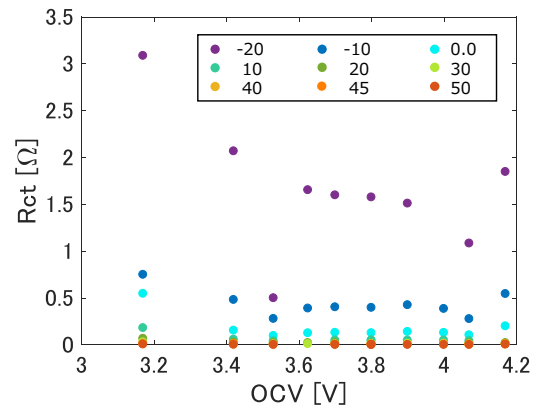


Figure 3.11 Relationship between R_{ct} and OCV.

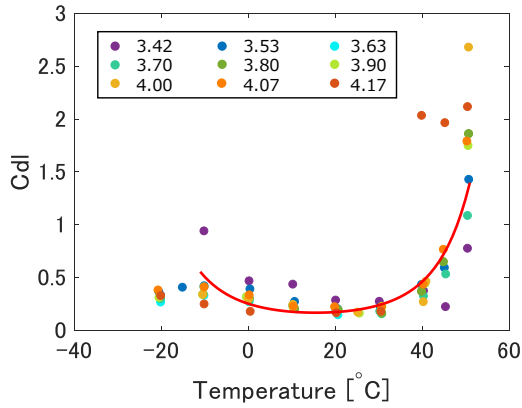


Figure 3.12 Relationship between C_{dl} and temperature.

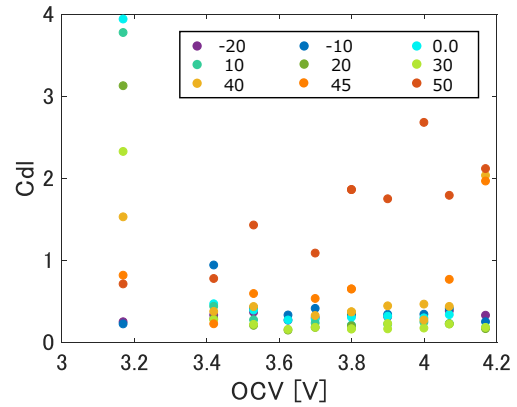


Figure 3.13 Relationship between C_{dl} and OCV.

Table 3.10 Battery internal parameters

R_0	$a_{R_{ct}}$	$b_{R_{ct}}$	$a_{C_{dl}}$	$b_{C_{dl}}$	$c_{C_{dl}}$
0.104	0.0881	1.97	-0.00169	0.0527	1.37

OCV に対する依存性も大きくなっている。よって、本稿ではバッテリーの温度が -10°C 以上になるシステム設計・制御を行うことを使用時の制約条件として設定できると仮定し、 -10°C 以上のデータを用いて各種パラメータの温度 -10°C 以上の温度依存性に対してのみモデル化を実施した。

R_{ct} , C_{dl} については取得データに基づき、バッテリー温度 T_b に対して近似式を下記のように置き、それぞれの未知パラメータについては最小二乗法を用いたフィッティングを行い同定した。その近似式はそれぞれ式 (3.37), (3.38) となり、パラメータ同定結果は Table 3.10 でまとめる。

$$R_{ct} = \exp(-(a_{R_{ct}} T_b + b_{R_{ct}})) \tag{3.37}$$

C_{dl} は温度に対して、指数部が 2 次関数の指数関数の傾向があり、未知パラメータに対し、最小二乗法を用いてフィッティングを行った。

$$C_{dl} = \exp(-(a_{C_{dl}} T_b^2 + b_{C_{dl}} T_b + c_{C_{dl}})) \tag{3.38}$$

SOC-OCV 特性曲線同定試験

本項では、バッテリーの SOC-OCV 特性曲線について記述する。電池を放電するときには正極でカソード反応 (還元反応) が、負極でアノード反応 (酸化反応) が進行する。逆に、電池を充電するときには正極上で酸化反応、負極上で還元反応が進行する。

標準状態から外れる条件での電位はネルンスト (Nernst) の式で表される。

$$l\text{Ox} + ne^- = m\text{Red} \tag{3.39}$$

で電極反応が表されると、ネルンストの式は次のようになる。

$$E = E^0 + \frac{RT}{nF} \ln \frac{a_{\text{Ox}}^l}{a_{\text{Red}}^m} \tag{3.40}$$

電位 E は気体定数 R ，ファラデー定数 F を用いて，標準電極電位 E^0 と酸化体 Ox と還元体 Red の活量と反応に関わる電子数 n ，温度 T によって表される．あらゆる温度で水素の標準電極の電位を零に定義している [24]．

SOC-OCV 特性は，正極におけるリチウムイオン占有率で決まるネルンストの式に，次のような経験式で表される．

$$OCV = E^0 + \frac{RT}{F} \ln \frac{SOC}{1 - SOC} + b \cdot SOC \quad (3.41)$$

ここで， b は係数である．このように電池の SOC は OCV をに 1 対 1 の対応があり，この関係性から SOC を推定する．

SOC-OCV 特性は電極材料によって決定されるため電池の劣化や温度による影響は極めて小さいと仮定することができる．そのため，電池を使用後，十分時間がたち，平衡状態になった時の電池の端子電圧を測れば，この特性から SOC を求めることができる．また，簡易的に OCV を求める手法として，微弱な定電流を加えた時の電圧を計測しそれを OCV として用いる手法もある [16]．本研究では，後者の手法を用いて SOC-OCV 特性曲線を求める．

SOC-OCV 特性は式 (3.41) をもとに，補正項を追加した次式で表されることが多い．

$$f_{OCV}(SOC(t)) = E^0 + k_1 \ln(SOC(t)) + k_2 \ln(1 - SOC(t)) - \frac{k_3}{SOC(t)} - k_4 SOC(t) \quad (3.42)$$

ここで， $k_1 \sim k_4$ は係数である．式 (3.42) 右辺第 2 項と第 3 項が電池の両極におけるネルンストの式のイオン濃度項であり，第 4 項と第 5 項が合わせ込みのための補正項である．

この $E^0, k_1 \sim k_4$ を微小電流での充放電実験により同定を行った．

実験条件

温度 20 °C，初期 OCV 4.17 V，放電電流 0.04 C (0.14 A) で放電を行う．端子電圧 2.5 V 到達時を終了として実験を行った．

この時の SOC とバッテリー端子電圧の関係を SOC-OCV 特性曲線として，式 (3.41) と最小二乗法を用いてパラメータ同定を行った．フィッティングは SOC 2%~98% の間で行った．

Figure 3.16 に実験結果とフィッティングにより求めたパラメータを用いた特性曲線を図示する．同定したパラメータは Tabel 3.11 に示す．

式 (3.42) は SOC → 0% および SOC → 100% で発散する．そこで，SOC が 2% 未満と 98% を超えた領域では，線形外挿で値を定義し式 (3.43) とした．

$$f_{OCV}(SOC) = \begin{cases} f_{OCV}(2\%) + f'_{OCV}(2\%) \cdot (SOC - 2\%) & (SOC < 2\%) \\ E^0 + k_1 \ln(SOC(t)) + k_2 \ln(1 - SOC(t)) - \frac{k_3}{SOC(t)} - k_4 SOC(t) & (2\% \leq SOC \leq 98\%) \\ f_{OCV}(98\%) + f'_{OCV}(98\%) \cdot (SOC - 98\%) & (SOC > 98\%) \end{cases} \quad (3.43)$$

このように実験的に未知パラメータを同定することによってバッテリーモデルを構築した．

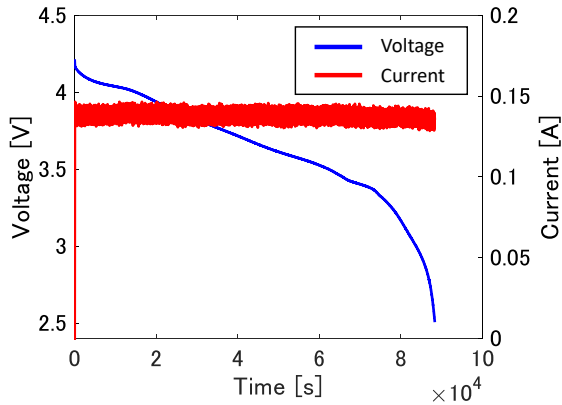


Figure 3.14 Voltage and current history in SOC-OCV curve identification experiment

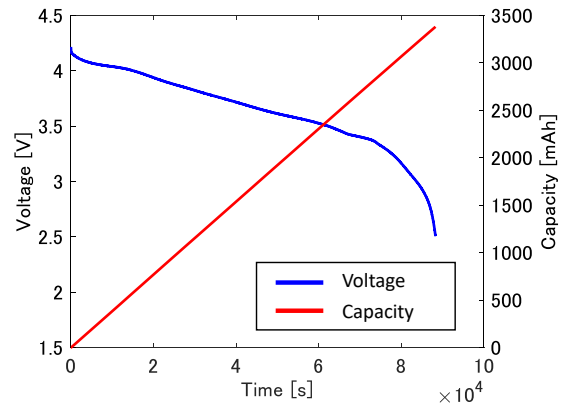


Figure 3.15 Voltage and FCC in SOC-OCV curve identification experiment

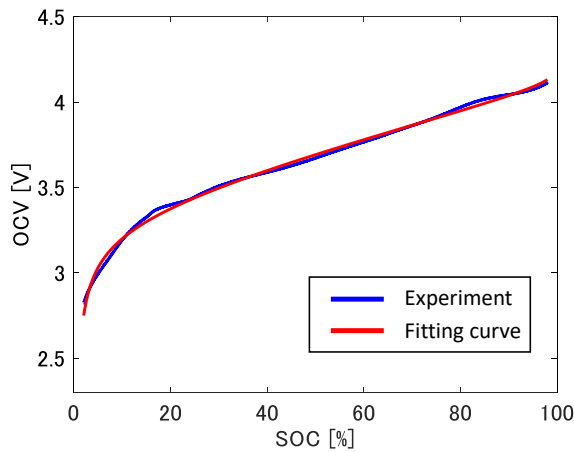


Figure 3.16 SOC-OCV curve of experiment and fitting

Table 3.11 SOC-OCV curve parameter

E^0	k_1	k_2	k_3	k_4	FCC ₀ [mAh]
3.491	0.1307	-0.02275	0.004992	-0.5710	3380

3.3 数値シミュレーション

SOC 推定の数値シミュレーションを行った。SOC 初期値は 100%、温度一定として、電流積算法とモデル化したバッテリーモデルに基づく推定による比較を行った。複数の入力、各 SOC に対しての推定精度を調べるために、入力は Figure 3.17 に示す入力とした。

シミュレーション結果を Figure 3.18 に示す。電流積算法とモデル化したバッテリーモデルに基づく推定では同じ結果となった。これは、バッテリーモデルから SOC を推定する際に用いる電圧に、同じバッテリーモデルから算出された電圧値を用いているためである。

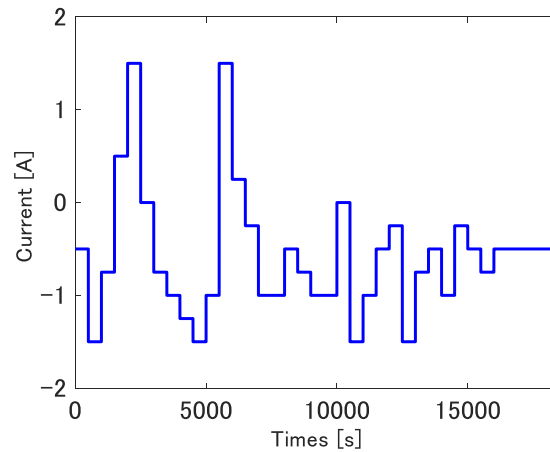


Figure 3.17 Input current of SOC estimation simulation.

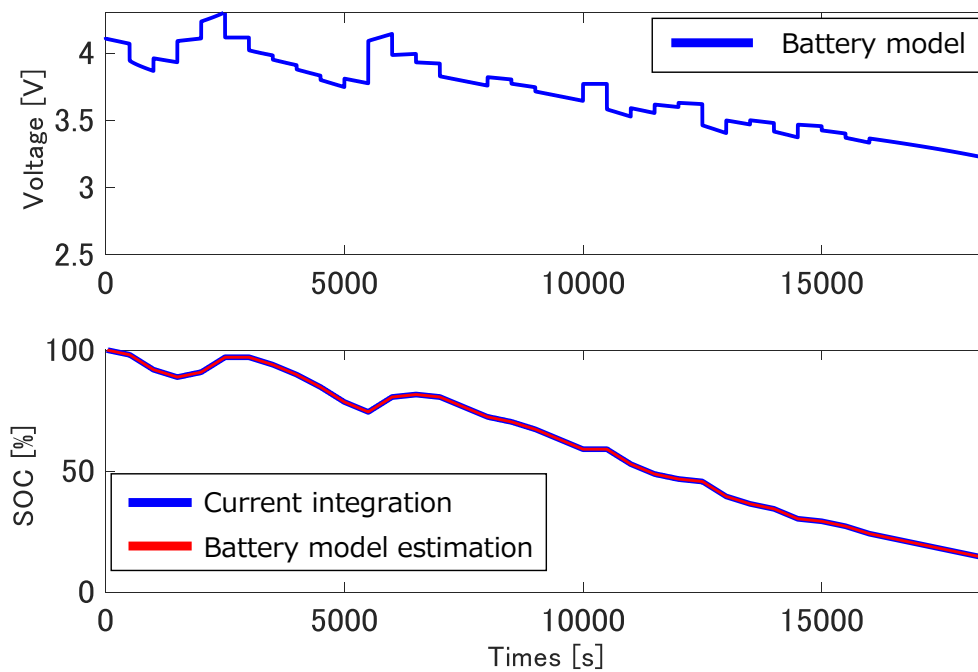


Figure 3.18 Simulation result of SOC estimation.

3.4 推定実験

3.4.1 実験装置

充放電電源

充放電電源には Figure 3.19 に示す，松定プレジジョン製 ECD35-3 を用いた．基本諸元を Table 3.12 に示す．

バッテリー保護回路

バッテリー保護回路には Figure 3.20 に示す，PCM-Li01S3-137 を用いた．基本諸元を Table 3.13 に示す．



Figure 3.19 ECD-35-3 overall

Table 3.12 Specifications of ECD35-3

Item	Specifications
Maximum output voltage [V]	35
Input voltage range	1.5 ~ 35
Input & output current	0 ~ 3
Input & output power	105

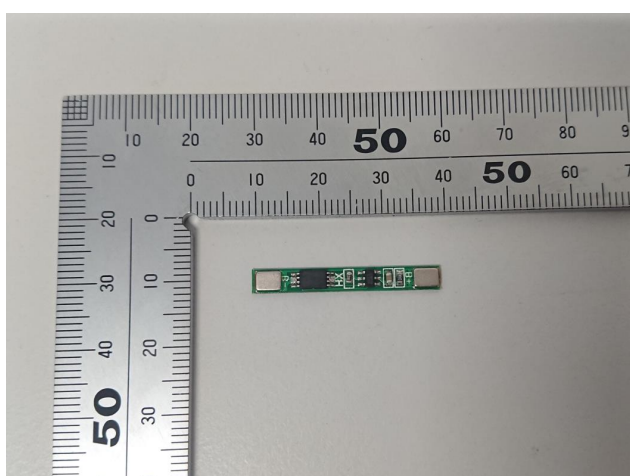


Figure 3.20 PCM-Li01S3-137 top view.

電流センサ

バッテリーに出入りする電流の計測には Figure 3.21 に示す，U_{RD} 社製の HPS-5-AP を用いた．基本諸元を Table 3.14 に示す．

電流センサの制御電源として Figure 3.22 に示す，テクシオ・テクノロジー社製，GPD-4303s を用いた．

Table 3.13 Specifications of PCM-Li01S3-137

Item	Specifications
Dimension	L29 × W4.5 mm
Weight	0.3 g
Over-charge protection voltage	4.300 V ± 0.050 V
Over-discharge protection voltage	2.40 V ± 0.100 V
Over-current protection	2.2 ~ 3.4 A
Maximal continuous discharging current	2.0 A
Maxiamal current consumption	1.0 uA
Short circuit protection	Automatic Recovery
Protection circuit resistance	less than 65 mΩ

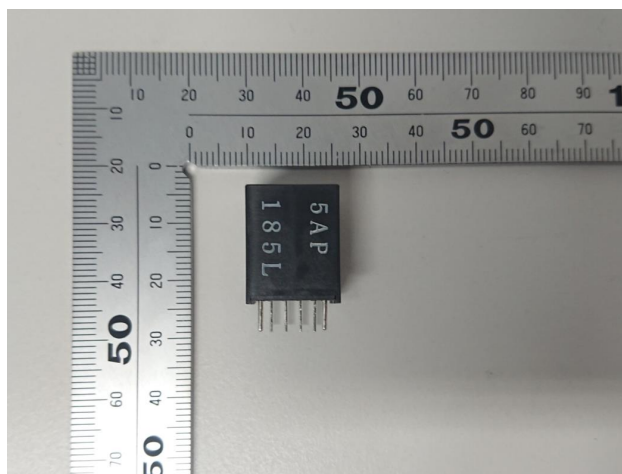


Figure 3.21 HPS-5-AP side view.



Figure 3.22 GPD-4303s front view.

Table 3.14 Specifications of HPS-5-AP at 25 °C

Item	Specifications
Rating current	± 5 A
Under saturated maximum current	± 15 A
Output voltage	± 4 V Rating current, ± 12 V Maximum current (Recommended load resistor more than 10 k Ω)
Residual voltage	Within ± 30 mV (no load)
Noise level	Less than 40 mV _{p-p} (no load)
Accuracy	Within $\pm 1\%$ FS
Linearity	Within $\pm 1\%$ FS
Hysteresis(FS \rightarrow 0)	Within ± 15 mV
Respose time	Less than 3 μ s (at di/dt = FS 2 μ s)
Output voltage temperature coefficient	$\pm 0.1\%$ °C typ
Residual voltage temperature coefficient	± 1.5 mV °C typ
Power supply	DC ± 15 V $\pm 5\%$ (25 mA) bi-power supply
Primary windings diameter	$\phi 0.9$
Primary windings resistance	8.0 m Ω typ
Inductance	5.1 μ H typ
Maximum pluse current	Rating current X 10 times 50 msec
Withstand voltage	AC 2000 V(5060 Hz), 1 min (Primary coil-output terminal in a lump)
Insulation resistance	DC 500 V, more than 500 M Ω (Primary coil-output terminal in a lump)
Operating temperature	-10 ~ +60 °C, less than 85% RH, no condensation
Storage temperature	-15 ~ +65 °C, less than 85% RH, no condensation
Mass	approximately 8 g

データロガー

計測データの収集には Figure 3.23 に示す, GRAPHTEC 社製の midi LOGGER GL840 と, バッテリの状態推定に用いるために, Figure 3.24 に示す, NATIONAL INSTRUMENTS 社製の NI USB-6002 を用いた. 基本諸元を Table 3.14 に示す.

ソフトウェア

実験で充放電電源の ECD35-3 を制御するために, NATIONAL INSTRUMENTS 社製の LabVIEW を用いた. また, バッテリの計測データからバッテリの状態量の推定の計算に MathWorks 社製の MATLAB を用いた.



Figure 3.23 GL840 front view.

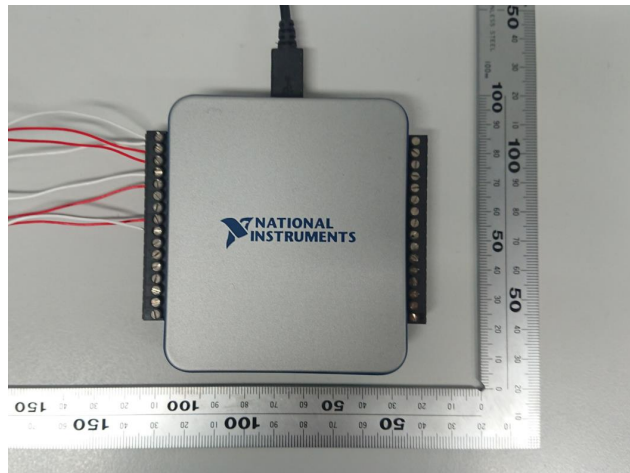


Figure 3.24 NI USB-6002 front view.

実験回路

バッテリーの充放電実験で用いる、電流計測と、バッテリーの保護回路の全体像を Figure 3.25 に示す。また、この実験回路図を Figure 3.26 に示す。

3.4.2 実験

SOC 推定の実験を行った。SOC 初期値は 100%，雰囲気温度は 25 度として、電流積算法とモデル化したバッテリーモデルに基づく推定による比較を行った。入力は Figure 3.27 に示す入力とした。電流値が負の時にバッテリーは放電を行う。

シミュレーション結果を Figure 3.28 に示す。実験開始付近および、SOC が 75% 以下の放電区間では電流積算法と近い推定値となった。しかし、充電時に推定誤差が生じる結果となった。

また、実験値をもとに、初期値の推定が 5% ずれた 95% の状態から、推定を開始した結果を Figure 3.29 に示す。図中の黄線は、SOC 初期値を正しく推定できた場合の電流積算法の値であり、この値を真値としている。電流積算法では、初期値の誤差が全体に残っているが、バッテリーモデルに基づく推定では電圧と電流を逐次用いて推定しているため、初期値の誤差は残らない。

このように初期値のバッテリーモデルに基づく推定では初期値の推定値に依存しない SOC 推定が可能で

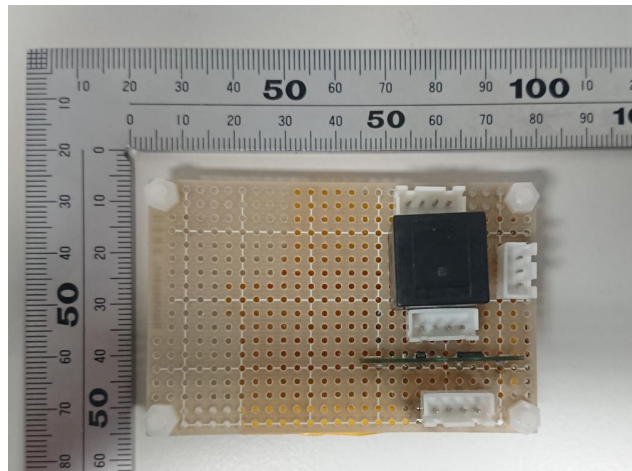


Figure 3.25 Experimental circuit top view.

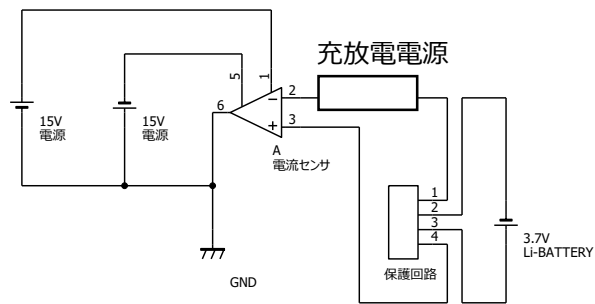


Figure 3.26 Experimental circuit diagram.

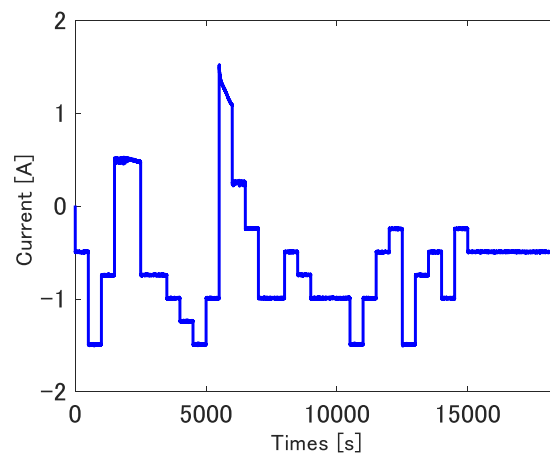


Figure 3.27 Input current in SOC estimation experiment.

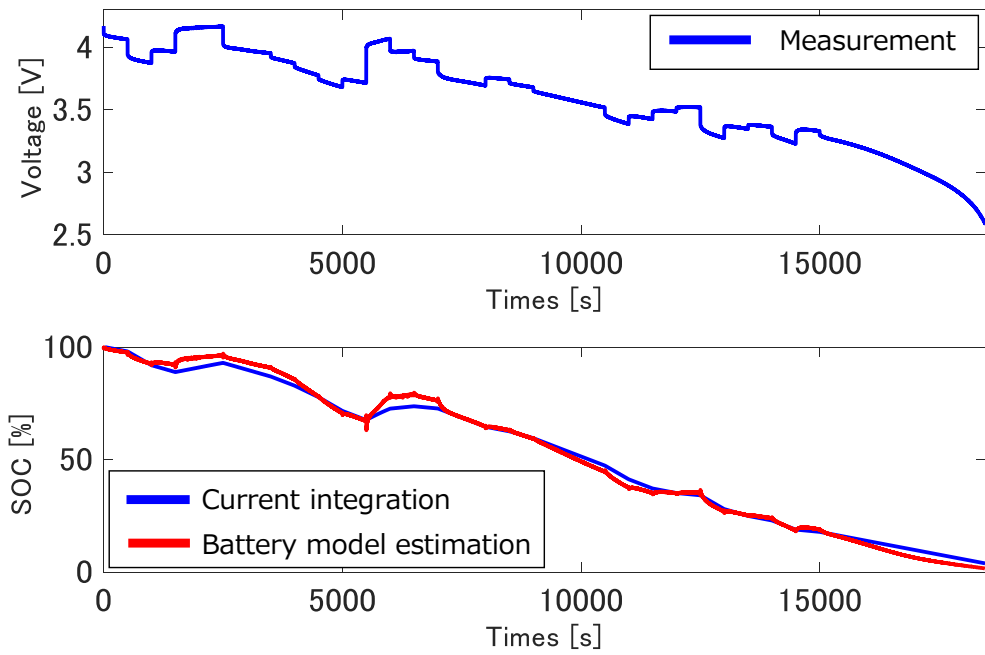


Figure 3.28 Measurement Voltage and estimation SOC in SOC estimation experiment.

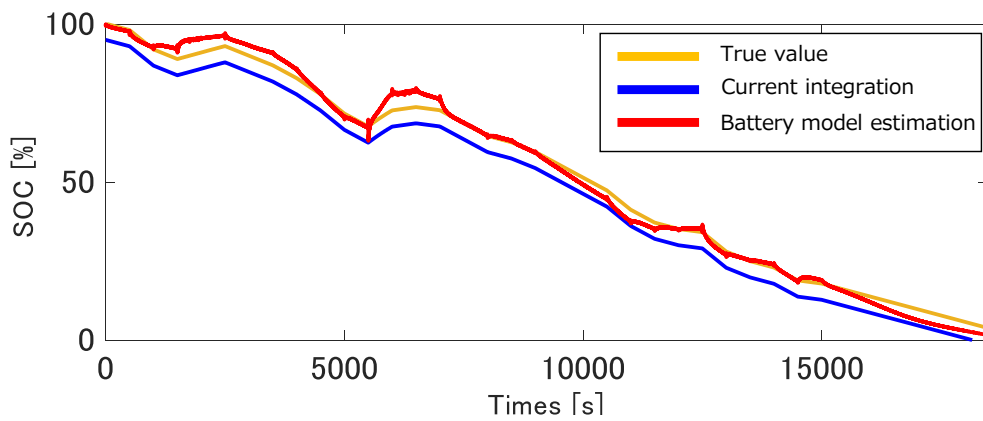


Figure 3.29 When there is an error of 5% in the initial SOC.

ある。これは、衛星を初期化するようなシステムにおいて有効な手法であると考えられる。

第4章

運用計画

本章では，衛星の運用計画の策定手法の提案および，策定手法の有用性の検証について述べる．まず，本稿で仮定する人工衛星のモデルについて述べる．次に，人工衛星のモデルを用いた，運用計画の策定手法を述べる．最後に策定手法の有効性を検証する数値および実験シミュレーションを実施し，その結果および考察を示す．

4.1 従来の運用

第2.2節で，示したように，従来の運用では，運用計画と電源管理は独立していた．今までの軌道上電源管理は運用中のシステムの異常検知・保護を行う程度であった．異常検知は，バッテリーの電圧状態，および温度状態から判断されている．また，保護に関しては，異常検知の状態に合わせて段階的に搭載機器の機能を停止させ，安全な運用となるように設定されていた．充電率を活用した管理もなされているが，過放電保護を目的としており，寿命を考慮した活用は少ない．

4.2 運用方針

本論文で提案する運用方針は，運用年数をもとに算出した放電深度を遵守し衛星の安全性を確保する．そして，定められた放電深度内でミッション時間を最大にする運用計画を策定する．

4.3 人工衛星モデル

4.3.1 動力学モデル

Figure 4.1 に概要を示す．本研究では衛星の運動を2次元平面内と仮定し，高度は300 km とし，軌道角速度を ω とする．運用モードはミッションモードと充電モードの2種類を定義した．ミッションモードでの総負荷電力を P_{mission} [W] とし太陽電池パドル逆側が，地心指向となる姿勢でミッションを実施するものとする．充電モードの負荷電力は機能維持に必要な最小限である P_{base} [W] とし，太陽電池パドル面が太陽指向の姿勢をとるものとする．

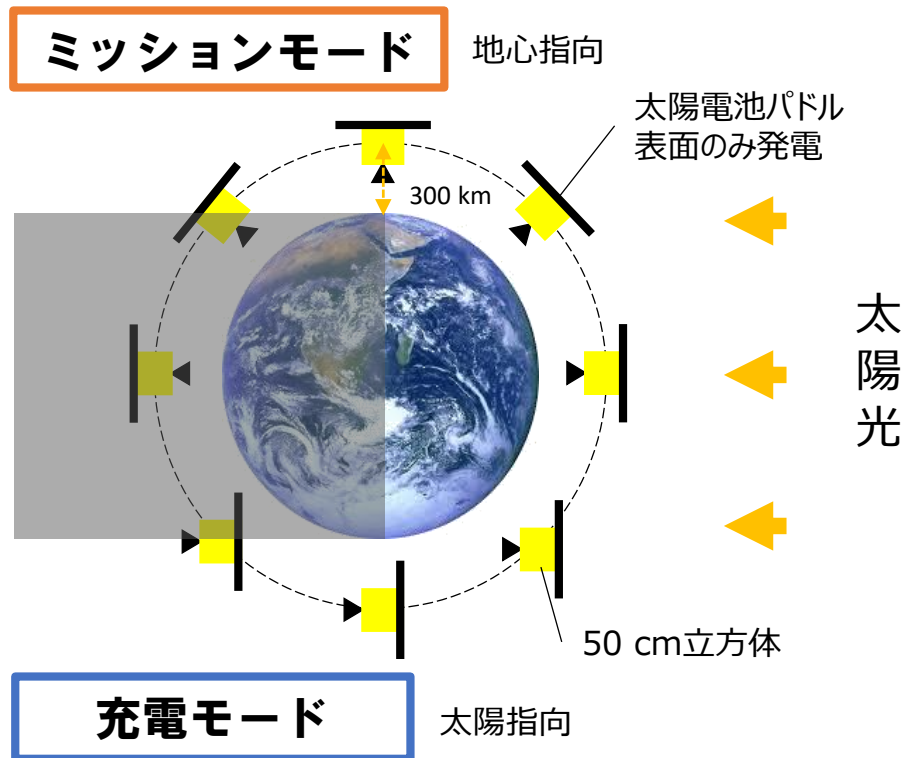


Figure 4.1 Satellite Overview.

4.3.2 太陽電池モデル

太陽電池の温度依存性

太陽電池の発生電力と温度には Figure 2.4 の関係がある。前述の通り，MPPT により太陽電池の発生電力の最大値を追従する制御を行うとする。セル 1 枚あたりの最大発生電力と温度の関係は Figure 4.2 で表される関係を持つ。 P_{cell} をセル 1 枚あたりの最大発生電力， T_{sc} を太陽電池の温度， N_{sc} を太陽電池セルの枚数とすると，衛星全体の最大発生電力 P_{max} は式 (4.2) で表される。

$$P_{\text{cell}} = -0.0036T_{\text{sc}} + 1.27 \quad (4.1)$$

$$P_{\text{max}} = P_{\text{cell}} \cdot N_{\text{sc}} \quad (4.2)$$

また，太陽電池の発電量は太陽光の放射照度に対して依存性があるので，入射角 ϕ として，式 (4.3) のように定義した。

$$P_0 = P_{\text{max}} \cdot \cos \phi \quad (4.3)$$

4.3.3 充放電制御器モデル

前述のように，負荷の切り替えと充電制御のモデル化を行う。実際の充電ではスイッチングレギュレータなどの回路により行われるが，数値シミュレーション用のモデル化においては，その出力電流のみを模擬した。Figure 4.3 に充電モード時の充電制御を模擬したアルゴリズムを示す。下記式 (4.4) にバッテ

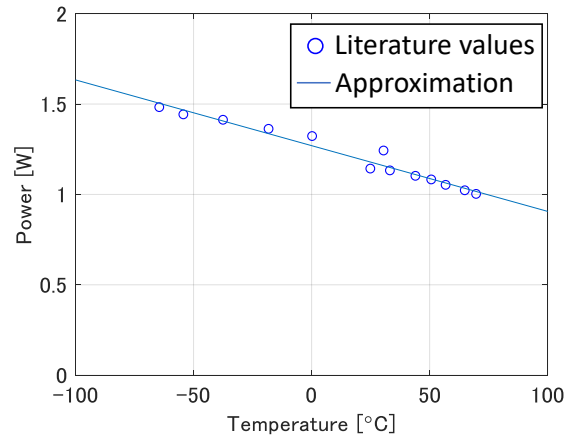


Figure 4.2 Relationship between maximum power and temperature [12].

りに出入りする電流を記す.

$$u(t) = \begin{cases} u_{ch} & (\text{充電モード時}) \\ u_{CC} & (\text{if } u_{ch} \geq u_{CC}) \\ u_{CV} & (\text{if } y(t) \geq V_{max}) \\ 0 & (\text{if } u_{ch} > 0 \wedge SOC(t) \geq SOC_{max}) \\ u_m & (\text{ミッションモード時}) \end{cases} \quad (4.4)$$

また, u_{ch} , u_m は下記式 (4.5), (4.6) で表される.

$$u_{ch} = \frac{P_{max} \cdot \eta - P_{base}}{V_b} \quad (4.5)$$

$$u_m = \frac{P_0 \cdot \eta - P_{mission}}{V_b} \quad (4.6)$$

u_{CC} は定電流充電時の一定の電流値である. u_{ch} が u_{CC} 以上になった時, 定電流充電を行う. バッテリ端子電圧 $y(t)$ が制御電圧 V_{max} を超えていれば, 定電圧充電の入力 u_{CV} をバッテリーモデルに加える. η は発生電力を使用電圧に変換する際の変換効率である. V_b は衛星の電源のバス電圧である.

4.3.4 衛星の熱モデル

宇宙機を太陽電池パネルと衛星本体に分け, 太陽電池パネルの熱収支と衛星本体の熱収支から太陽電池パネルの温度と衛星本体の温度を求める. 太陽電池と衛星本体間は完全断熱されていると仮定する. また, 簡単のため衛星本体の温度とバッテリーの温度は同じものと仮定する.

太陽電池の温度

太陽電池への熱入力には太陽光による直接加熱, 地球からのアルベド, 地球の熱放射とする. 太陽電池パドルを表面はガリウムヒ素太陽電池, 裏面は炭素繊維強化プラスチックから構成されるものとして, 放熱量と太陽電池の熱容量を求めた. Figure 4.4 より, 太陽電池パドルから衛星本体の輻射放熱視野を 17% としているため, 太陽電池裏面の放熱視野は 83% とした.

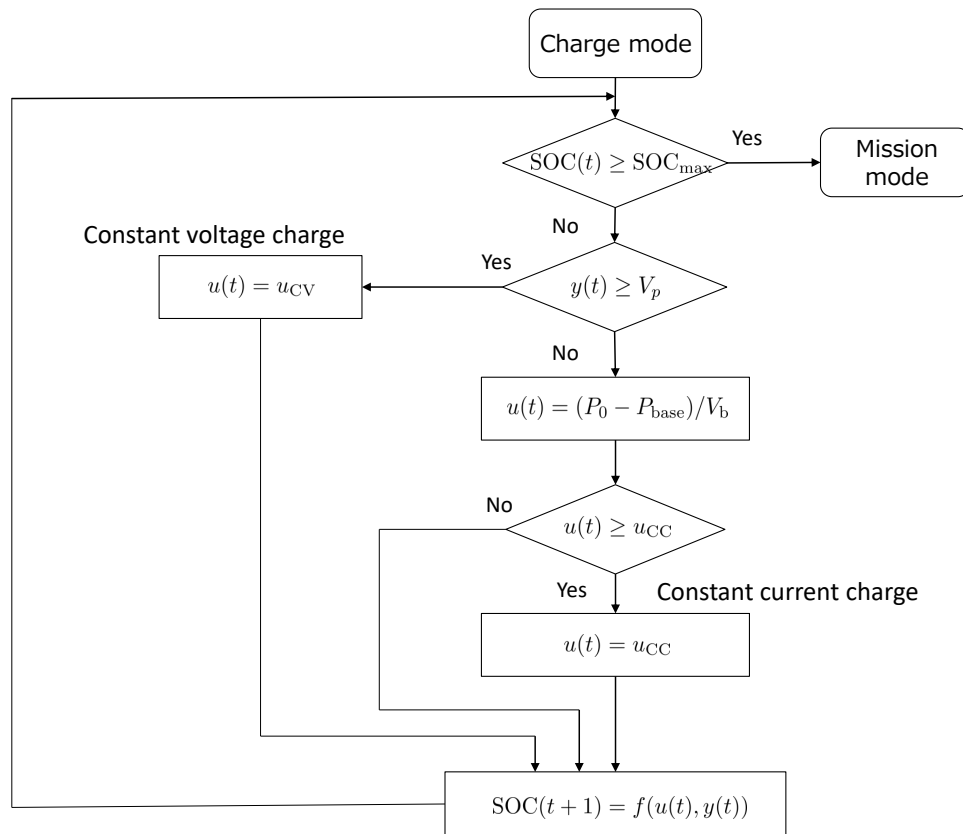


Figure 4.3 Sequence of charge control.

以上仮定より，太陽電池パネルの温度 T_{sc} を以下の方程式を用いて，軌道上での温度変化を導く．

$$C_i \frac{dT_{sc}}{dt} = \alpha_{sc}(P_s + P_a + P_E) - A_i F_i \epsilon_i \sigma T_{sc}^4 \quad (4.7)$$

ここで， C_i は太陽電池パネルの熱容量， α_{sc} は太陽電池パネルの太陽光吸収率， P_s は太陽光による熱入力， P_a はアルベドによる熱入力， P_E は地球熱放射による熱入力， A_i は太陽電池パネルの表面積， F_i は太陽電池パネルの形態係数， ϵ_i は太陽電池パネルの赤外輻射率， σ はステファン・ボルツマン定数である．

衛星本体の温度

衛星本体は 50 kg のアルミニウムとした．アルベドおよび，地球の熱放射による熱流力は断熱により極めて小さいものとし，熱入力は太陽からの熱入力のみとする．放熱は輻射による放熱を考慮する．これらの仮定から衛星本体の温度 T_b は以下の方程式から導かれる．

$$C_j \frac{dT_b}{dt} = \alpha_b P_s - A_j F_j \epsilon_j \sigma T_b^4 \quad (4.8)$$

ここで， C_j は衛星本体の熱容量， α_b は衛星本体の太陽光吸収率， A_j は衛星本体の表面積， F_j は衛星本体の形態係数， ϵ_j は衛星本体の赤外輻射率である．

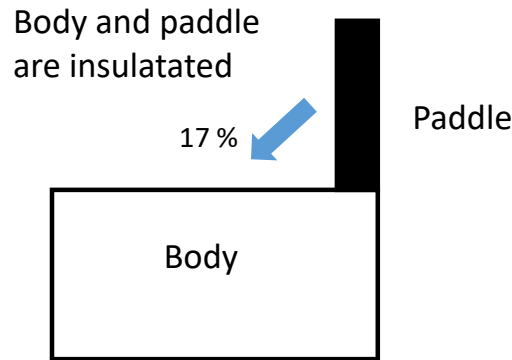


Figure 4.4 Field of view from the paddle to the main body.

以上のモデルにより，初期温度と軌道位置，運用モード履歴がわかれば太陽電池およびバッテリーの温度履歴を導出することが可能である。

4.4 運用モードの最適化

4.4.1 最適化変数の設定

今回はミッション時間の最大化を実施するために，ミッション時間に対し最適化変数を設定する．計算区間を n 分割し， n 区間での運用モードを決定する．区間 k での運用モード変数を $x_k \in \{0, 1\}$ ， $\forall k \in N = \{1, \dots, n\}$ とする．衛星の運用モードはミッションモードと充電モードの2種類であるため， x_k は充電モードのとき0をとり，ミッションモードのとき1をとる0-1整数変数とする．この時，最適化変数の集合は $\mathbf{x}_{\text{mode}} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$ と表せる．

4.4.2 目的関数および制約条件の設定

ミッションモードの区間数の最大化を最適化問題の目的とするため，目的関数 J は下記のように置ける．

$$\text{maximize } J = \sum_{k=1}^n x_k \quad (4.9)$$

制約条件としては，バッテリーの許容SOC範囲を下記のように設定する．

$$\text{SOC}_{\min} \leq \text{SOC}(t_{kf}) \leq \text{SOC}_{\max} \quad (4.10)$$

$$x_k \in \{0, 1\} \quad \forall k \in N = \{1, \dots, n\} \quad (4.11)$$

SOC_{\min} ， SOC_{\max} はミッション・プロジェクトの目的に応じて $[0, 100]$ から任意の値を与えることが可能である．ここで， $\text{SOC}(t_{kf})$ は以下のように表される．

$$\text{SOC}(t_{kf}) = \frac{100}{\text{FCC}} \int_{t_{ki}}^{t_{kf}} u(t) dt + \text{SOC}(t_{ki}) \quad (4.12)$$

式(4.12)中の $u(t)$ は式(4.4)で与えられる． t_{ki} ， t_{kf} は区間 k の開始時刻と終了時刻である．

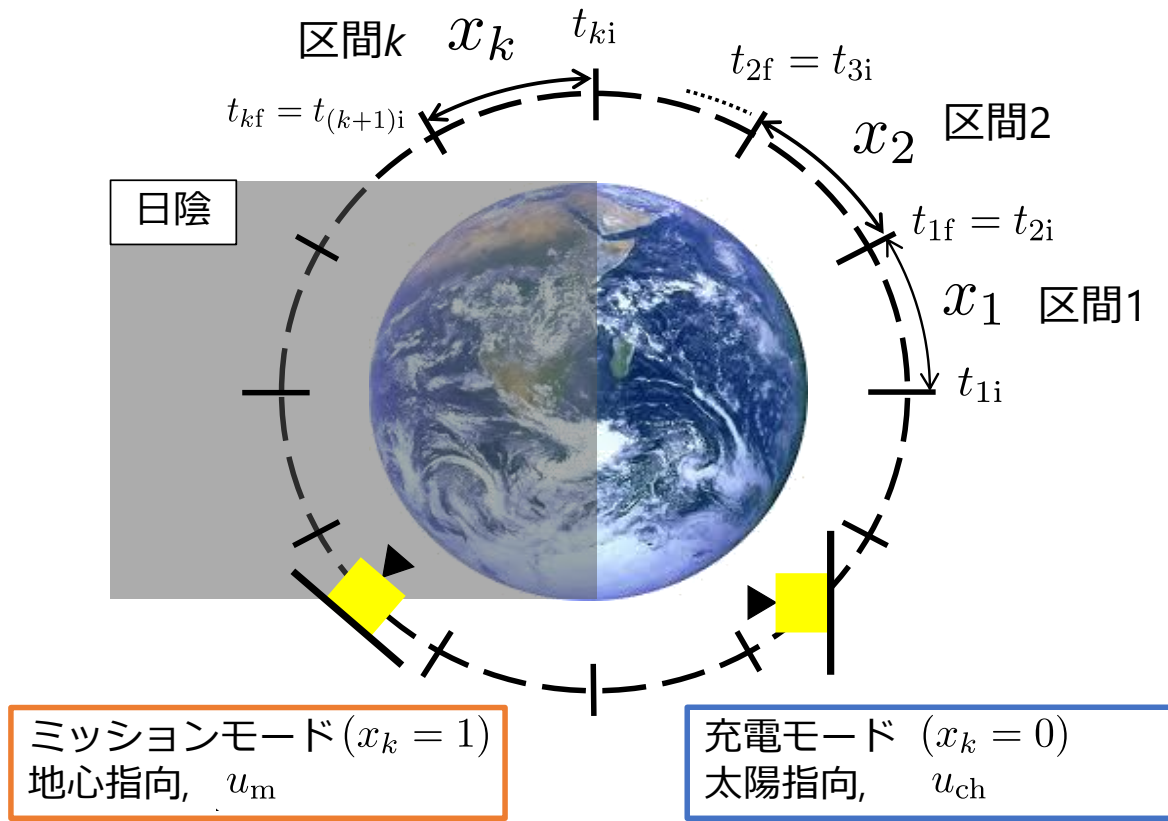


Figure 4.5 Divided section.

4.4.3 緩和問題

上記は 0-1 整数問題である。この問題を列挙法で解いた場合、時間計算量は $O(2^N)$ の指数時間アルゴリズムとなり解くことが困難である。そこで、最適化変数を連続に緩和し解くことで、もとの問題の最適解について有益な情報を得る。また、上記の問題では最適化変数とバッテリー状態により、充放電電流 $u(t)$ が決まるため、 $u(t)$ も離散値であり、 $u(t)$ についても緩和を行う必要がある。本研究では、定電流定電圧充電のフラグをシグモイド関数で設定し、 $u(t)$ を各モードの電流値とフラグの積の和に緩和した。このように設定した緩和問題は以下となる。

目的関数

$$\text{maximize } J = \sum_{k=1}^n x_k \tag{4.13}$$

制約条件

$$\text{SOC}_{\min} \leq \text{SOC}(t_{kf}) \leq \text{SOC}_{\max} \tag{4.14}$$

$$0 \leq x_k \leq 1 \quad \forall k \in N = \{1, \dots, n\} \tag{4.15}$$

$\text{SOC}(t_{kf})$ は以下のように表される。

$$\text{SOC}(t_{kf}) = \frac{100}{\text{FCC}} \int_{t_{ki}}^{t_{kf}} u(t) dt + \text{SOC}(t_{ki}) \tag{4.16}$$

$$u(t) = (x_k u_m + (1 - x_k) u_{ch})(1 - h_1)(1 - h_2) + h_1 u_{CC} + h_2 u_{CV} \tag{4.17}$$

$$h_1 = \frac{1 - x_k}{1 + e^{-(a_1(x_k u_m + (1-x_k)u_{ch} - u_{CC}) + b_1)}} \quad (4.18)$$

$$h_2 = \frac{1 - x_k}{1 + e^{-(a_2(y(t) - V_{max}) + b_2)}} \quad (4.19)$$

ここで、 h_1, h_2 はそれぞれ定電流充電、定電圧充電のフラグ関数である。

この緩和問題は様々な手法で解くことが可能であるが、本稿では逐次二次計画法 (sequential quadratic programming method 以下 SQP) [25] で解き、もとの問題の最適解について有益な情報を得る。

本研究では、1 周期ごとに SQP を解く。2 周期目以降は 1 周期目で得られた解を初期値として最適化問題を解いた。

4.4.4 整数化

以上のようにして、緩和問題を解き得られた結果の例を Figure 4.6 に示す。Figure 4.6 中の ① は初期値である。図中 ② は SQP を解き、得られた結果である。SQP を解き、得られた結果は図に示すように、分割した区間ごとに、0-1 の間の連続値をひとつ持つ。しかしながら、0-1 の間の中間値に相当する衛星の運用モードは存在しないため、この結果をそのまま運用モードの策定に用いるのは不可能である。そこで、運用モードを決定する際に任意の閾値を決め、閾値を超えた場合にミッションモード、閾値以下の場合に充電モードと整数化することにより、各区間の運用モードを決定する。

x_{mode} の要素数は分割区間の数だけ存在する。その中には重複した値もあるため、閾値の候補は x_{mode} で重複した値を除いた数の候補がある。

評価関数は x_k の変化に対して単調増加であり、SOC 下限値の制約条件 $SOC_{min} - SOC(t_{kf})$ も増加する。そこで、まず任意の閾値を与え、1 度整数化を行い、全区間の運用モードを決定する。決定した運用モードをもとに、衛星シミュレータを用いた検証を行う。シミュレーションの結果、制約条件を満たしていれば、最初に選んだ閾値よりひとつ小さな値を選び、再度整数化を行う。このような形で、制約条件を逸脱するまで閾値に対するイタレーションを繰り返す。制約条件を逸脱した場合は、その時の閾値の一つ前に選んだ閾値が制約を満たし、評価関数を最大にする閾値である可能性が高いので、その値を整数化の閾値として決定する。

最初の運用シミュレーションで制約条件を逸脱した場合は、選んだ閾値よりひとつ大きな値を選び、再度整数化を行い、運用シミュレーションを行う。これを制約を満たすまで繰り返し、制約を満たした時の閾値を整数化の閾値として決定する。

このようにして求めた閾値が Figure 4.6 中の ③ である。この閾値をもとに、SQP の結果を整数化した結果が図中 ④ となる。

以上のようにして SOC の下限値の制約を満たすことで、システムの安全性を確保しつつ、運用時間を最大とする解を得る。

4.5 数値シミュレーション

4.5.1 条件

今回、本稿では、複数の手法を用いて運用計画策定のための数値シミュレーションを同一条件下で実施し、提案手法の検証を行った。提案手法の比較として、従来手法であるバッテリーの電圧値を運用モードの切り替えに用いた場合 (以下電圧切替) と、SOC を切り替えに用いた場合 (以下 SOC 切替) のシミュレ

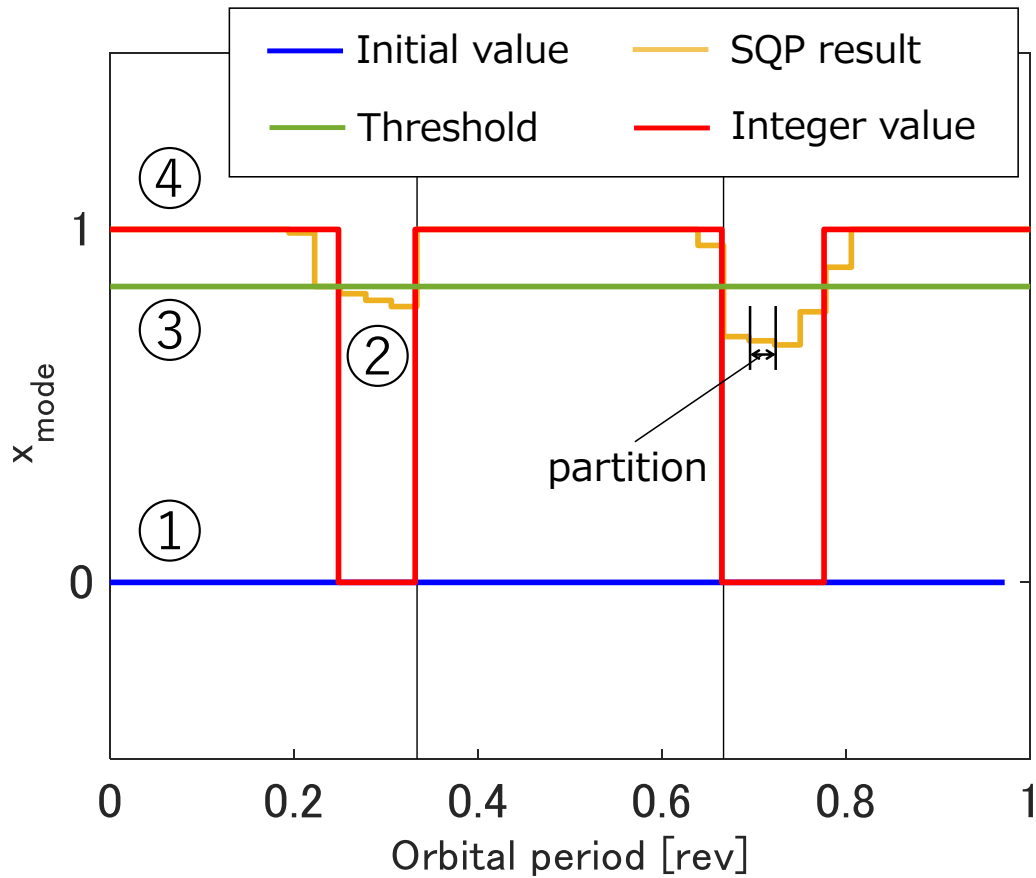


Figure 4.6 xmode SQP result.

Table 4.1 Various parameters.

SOC_0	100%	SOC_{max}	98%
SOC_{min}	73%	V_b	28 V
V_{max}	4.2 V	u_{CC}	3.5 A
N_{sc}	140	η	0.8
$P_{mission}$	78.5 W	P_{base}	38.5 W
a_1, a_2	1	b_1, b_2	4.59
n	36	T_n	8

シヨンを行った。

4.5.2 電圧切替と SOC 切替のシミュレーション

本項では電圧切替と SOC 切替の比較のシミュレーションを行った。運用モードの切り替えは、電圧切替、SOC 切替ともに、それぞれの下限値を下回った時にミッションモードから充電モードへ、上限値を超えた時に充電モードからミッションモードへ切り替わるものとする。Table 4.2 に電圧切替の条件および初期温度を示す。電圧切替の下限値 V_{min} は SOC73% 時の OCV に、初期温度のバッテリー内部抵抗で最大放電電流時とした時の過電圧を加えたものとした。電圧切替の上限値 V_{max} は SOC98% の時の OCV

Table 4.2 Simulation parameter.

V_{\min}	3.697 V	V_{\max}	4.132 V
$T_{\text{body}0}$	293 K	$T_{\text{SC}0}$	330 K

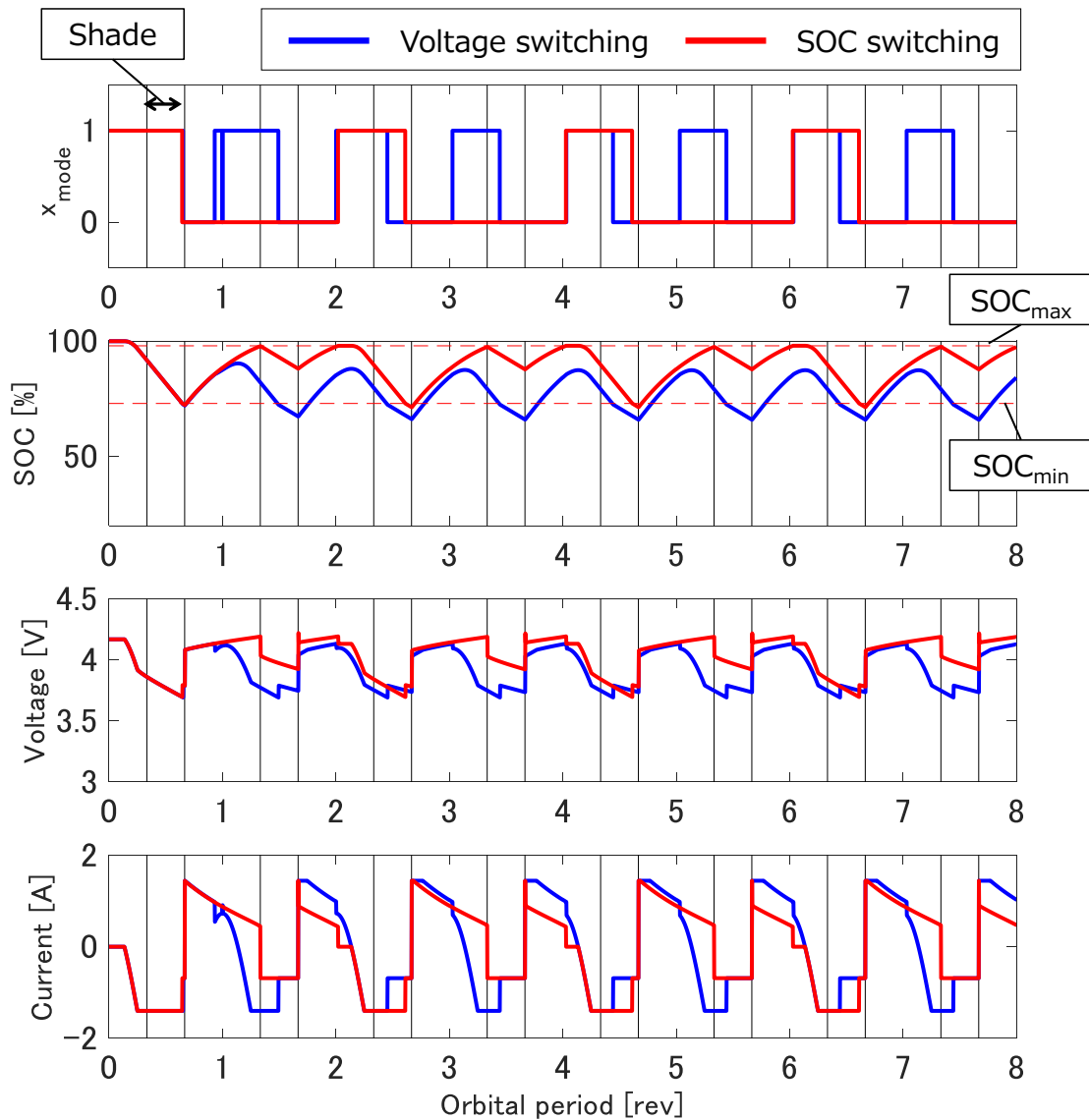


Figure 4.7 Voltage and SOC switching simulation results of $\text{SOC}_0 = 100$ and temperature constant.

とした。

シミュレーションは温度を一定とした場合と、軌道位置と運用モードによる衛星の姿勢変化を考慮した温度変化のある場合で行った。

温度を一定した場合のシミュレーションを Figure 4.7 に示す。上から運用モード x_{mode} 、SOC、電圧、電流の履歴になる。また、この時のそれぞれの切替のミッションモードの割合を Table 4.3 に示す。

まず、SOC の範囲は電圧切替で下限値である 73% を下回り、SOC の最小値は 65.9% まで到達している。SOC 切り替えでも、下限値を下回り、最小値は 71.3% となった。これは、日陰中に運用モード切り替えが起きていることによるものである。日陰中では下限値に到達し、運用モードが切り替わっても、発

Table 4.3 $SOC_0 = 100$ and temperature constant.

	Voltage swiching	SOC swiching
Mission mode duration in total time	47%	30%
The minimum value of SOC	65.9%	71.3%
The mamimum value of SOC	91.4%	98.0%

Table 4.4 $SOC_0 = 100$ and temperature change.

	Voltage swiching	SOC swiching
Mission mode duration in total time	47%	37%
The minimum value of SOC	64.7%	71.2%
The mamimum value of SOC	91.3%	98.0%

電を行えず放電を続けるため SOC は下がる。

次に、ミッションモードの長さは電圧切替が長い結果となった。これは、充電モードからミッションモードへ切り替わる状態の違いによるものである。電圧切替では、SOC が 91% のところで切り替えが起きている。これは、充電時の過電圧の影響により、バッテリー端子電圧が OCV より高くなっていることによるものである。一方 SOC の切替では SOC98% で切り替えが起きている。充電モード中の充電は定電圧充電となっており、SOC が高いほど充電電流が少ない。したがって、SOC 切替では 98% までの充電に時間がかかっておりミッションモードの時間は短くなっている。

次に、軌道位置と運用モードによる衛星の姿勢変化を考慮した温度変化のある場合のシミュレーションを Figure 4.8 に示す。また、この時のそれぞれの切替のミッションモードの割合を Table 4.4 に示す。

SOC の範囲は温度を一定とした時と同様に両者とも下限値である 73% を下回った。

ミッションモードの長さも温度を一定とした時と同様に電圧切替が長い結果となった。しかし、SOC 切替では温度一定の時と比較して、ミッションモードの割合が増えている。温度変化を考慮した場合、バッテリー温度が上昇している。バッテリーの温度が上がると、バッテリーの内部抵抗は下がるので、過電圧が小さくなる。過電圧が小さくなると、定電圧充電時の電流が増えるため、SOC98% までの充電にかかる時間が短くなる。その結果、ミッションモードの時間が長くなったと考えられる。 x_{mode} 履歴からも、充電モードからミッションモードへの切り替え回数が、温度一定の場合は 3 回であるが、温度変化を考慮した場合、5 回に増えている。

以上のように、単なる閾値による切り替えでは切り替えタイミングによって所望の範囲を満たせない状況が生じる。

4.5.3 緩和問題の最適化から求めた解のシミュレーション

緩和問題を SQP で解いた結果と、その結果の最適化変数を制約を満たし、ミッション時間が最大となるような閾値で $\{0, 1\}$ の整数に変換した結果を Figure 4.9 に示す。

提案手法と電圧切替のシミュレーションの比較を Figure 4.10 に示す。また、この時のそれぞれのミッションモードの割合を Table 4.5 に示す。

提案手法では SOC は制約を満たしているが、電圧切替では上述の通り日陰で切り替えが起こり、所望の範囲を逸脱している。また、ミッションモードの時間は提案手法が電圧切り替えを 7% 上回る結果と

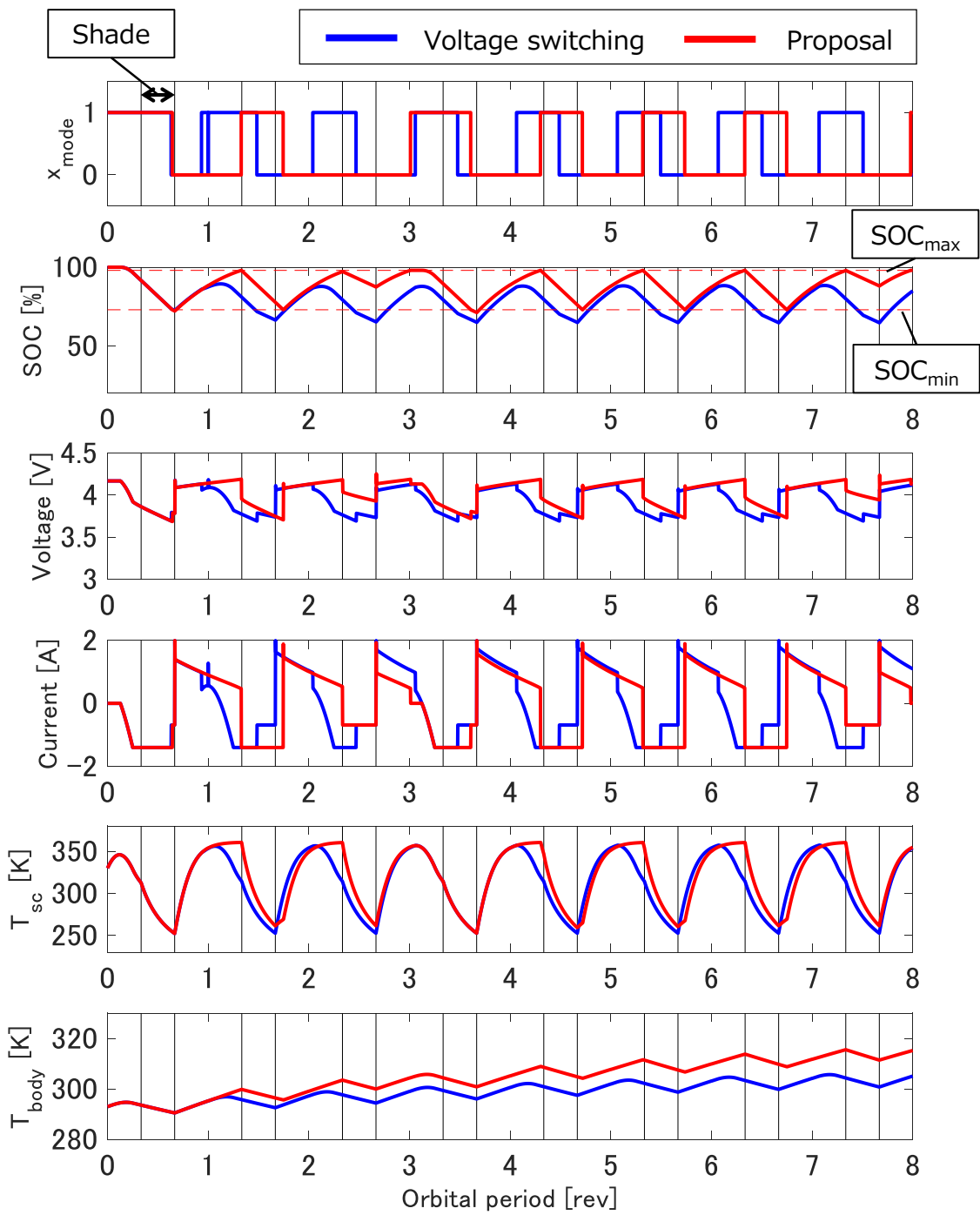


Figure 4.8 Voltage and SOC switching simulation results of $SOC_0 = 100$ and temperature change.

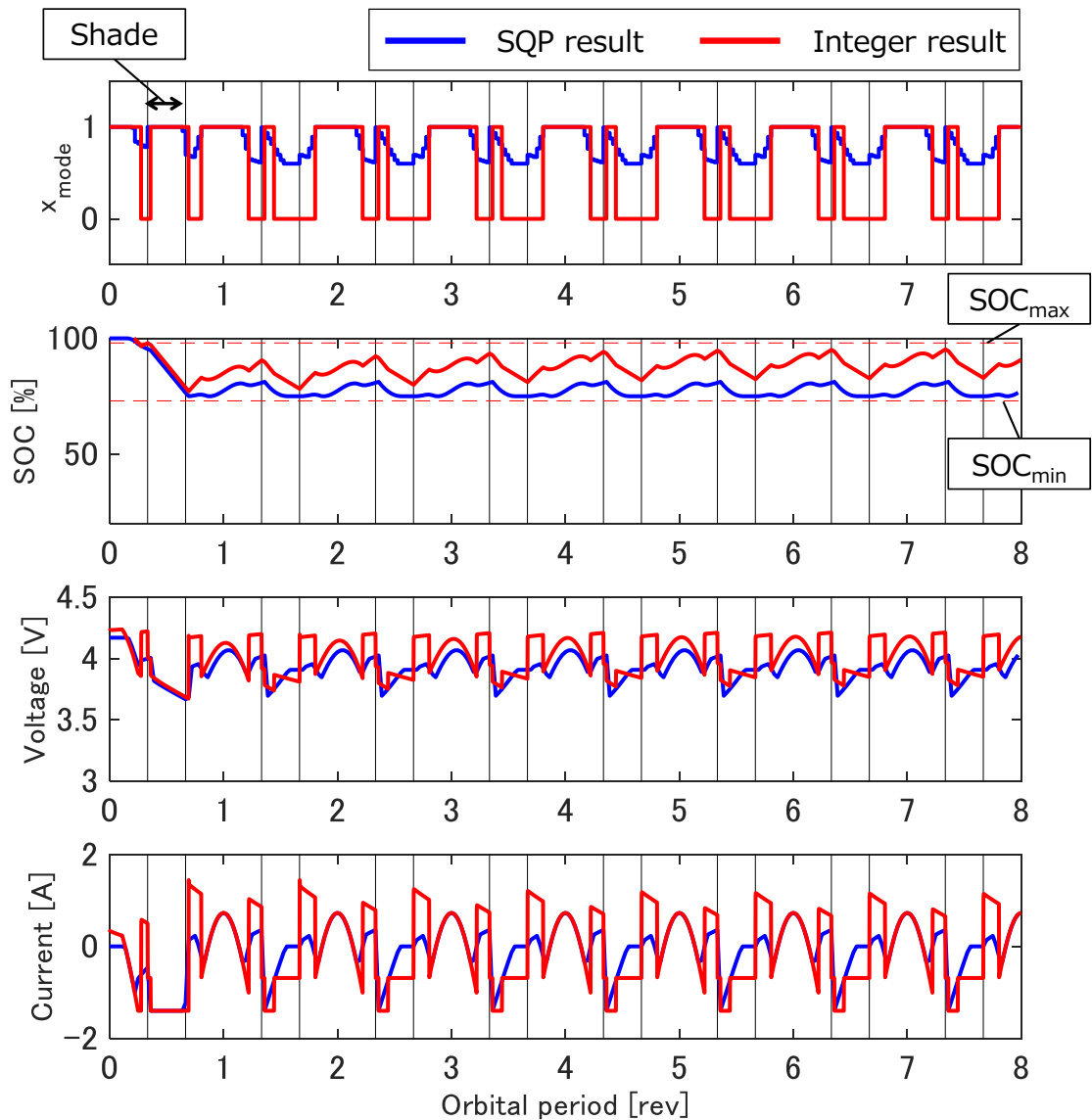


Figure 4.9 SQP result and integer result simulation.

Table 4.5 Competition result of Voltage swiching and Proposal.

	Voltage swiching	Proposal
Mission mode duration in total time	47%	54%
The minimum value of SOC	64.7%	73.4%
The mamimum value of SOC	91.3%	87.1%

なった。提案手法では、日照中の電力収支が正となりミッションモードでも充電が可能な区間で、ミッションモードとなっており、ミッションモードの時間増加につながっている。また、日陰前に充電モードへ移行し、充電を行ってから日陰に入り、日陰でミッションを行っている。日陰前後のミッションモードでは衛星が地心方向を向いた際、太陽電池パドルに太陽光が当たらず、充電が行えない。充電が行えない点では日陰中も同じであるが、ミッションを行うことが効率的であるという結果となっている。

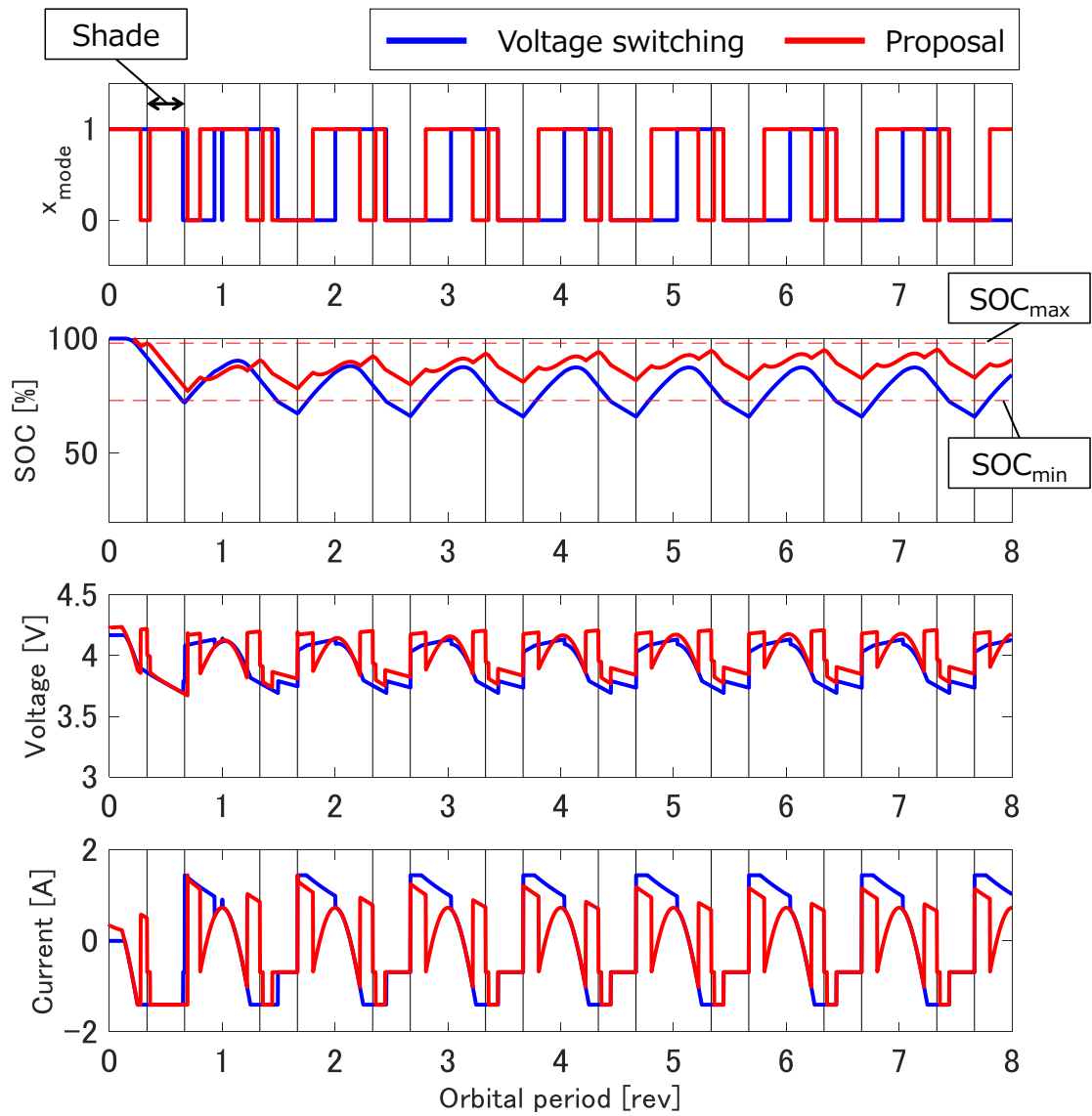


Figure 4.10 Voltage switching and proposal simulation results.

4.6 実験シミュレーション

実験シミュレーションでは、バッテリー単セルと充放電電源により、人工衛星の運用を模擬したプロファイルを簡易的な衛星模擬装置で実施し、バッテリーの状態推移を確認する。また、数値計算と実験との比較を行う。

4.6.1 実験環境

実験環境については第 3.4.1 項と同様の環境である。

Table 4.6 Simulation parameter

V_{\min}	3.697 V	V_{\min}	4.132 V
SOC_{\min}	73%	SOC_{\max}	98%
$T_{\text{body}0}$	293 K	$T_{\text{SC}0}$	330 K

4.6.2 実験条件

SOC 初期値を 100%，温度一定の条件で実験を行った．実験の運用プロファイルは第 4.5.3 項で求めた解を用いた．シミュレーションの比較として電圧切替の場合と比較を行った．実験に用いたパラメータを Table 4.6 に示す．

4.6.3 実験結果

実験シミュレーションの結果を Figure 4.11 に示す．提案手法では SOC の制約条件は実験においても満たせていることが確認できる．

次に，電圧切替の場合の数値シミュレーションと実験の結果の比較を行った．Figure 4.12 に数値シミュレーションと実験の比較のグラフを示す．二つのデータから日照時の SOC に差が生じていることが読み取れる．これは定電圧充電時の電流が数値シミュレーションと実験で異なっていることによるものである．電流のグラフからシミュレーションの方が実験よりも日照中の電流が大きいことが読み取れる．

提案手法の数値シミュレーションと実験の比較の結果を Figure 4.13 に示す．提案手法では，SOC がシミュレーションと実験で異なっていることが読み取れる．これも電圧切替の差と同様に，定電圧充電時の電流の差により生じているものである．定電圧充電は制御電源の計測電圧をもとに制御電流を決定している．そのため，バッテリーと制御電源の間の電流センサや保護回路といった回路の内部抵抗による電圧降下の影響を受ける．この内部抵抗のモデル化誤差の影響により定電圧充電時の電流値にシミュレーションと実験とで差が生じているものと考えられる．

4.6.4 実験とシミュレーションの誤差抑制の検討

上述のように，電気回路などのモデル化誤差によりシミュレーションと実験では SOC に誤差が生じる．この誤差を低減する手法について考える．

上述の手法では，SQP の結果を衛星シミュレータを用いて，ミッション時間が最大となるように x_{mode} を整数化した運用プロファイルを用いていた．このプロファイルを実行したままでは，誤差はなくなるしない．

そこで，整数化した運用プロファイルだけでなく，衛星シミュレータにより生成された SOC のプロファイルと，SQP の結果を用いて，逐次運用モードを決定することで誤差を抑制を図る．

運用モードの決定手順を下記に示す．

1. 衛星シミュレータで得られた SOC を目標値として推定した SOC との偏差を得る．
2. 偏差が任意の値より小さい場合は，ミッション時間が最大となるように決めた閾値を用いて SQP により得られた結果の整数化を行う．
3. 偏差が任意の値より大きい場合，偏差が小さくなる方向の閾値を与え，その閾値により SQP により得られた結果の整数化を行う．この閾値を，偏差が一定値を下回るまで用いる．

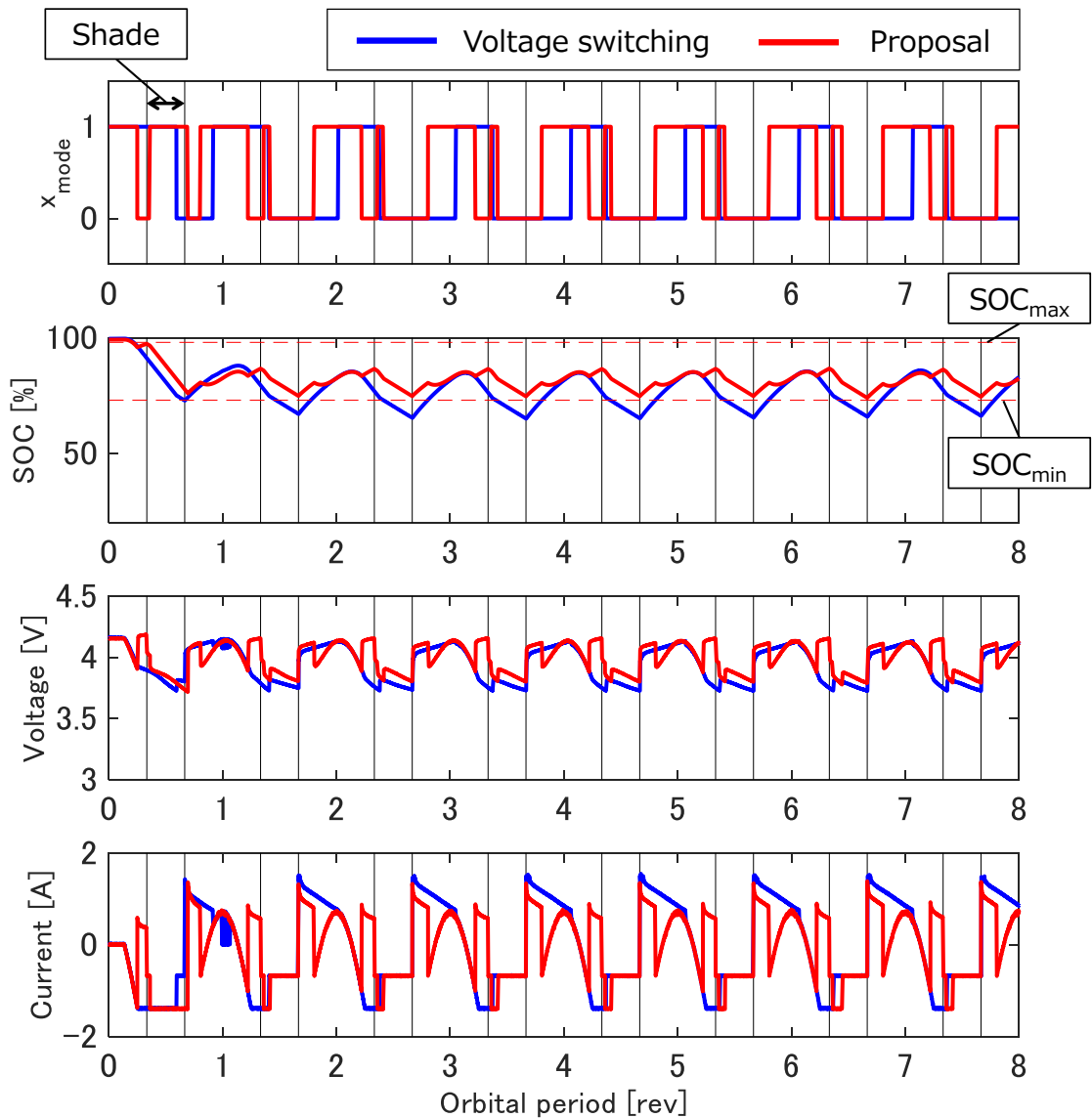


Figure 4.11 Voltage switching and proposal experimental results.

上述の手法の有効性を数値および実験シミュレーションで検証を行った。

条件

誤差として、SOC の初期値を想定より 10% ずらした状態からシミュレーションを開始した。SOC 初期値を 80%、温度は一定としてシミュレーションを行った。運用プロファイルの生成時に想定した SOC の初期値は 90% である。

SOC の偏差の絶対値が 10 以上となった場合に整数化の閾値を変えるものとした。閾値は偏差が +10 以上の場合 1.1、-10 以下の場合 0 とした。偏差の絶対値が 0.1 以下となった時に、閾値を最適な閾値 0.7780 にするものとする。

数値シミュレーション

上述の条件で行った、数値シミュレーションの結果を Figure 4.14 に示す。

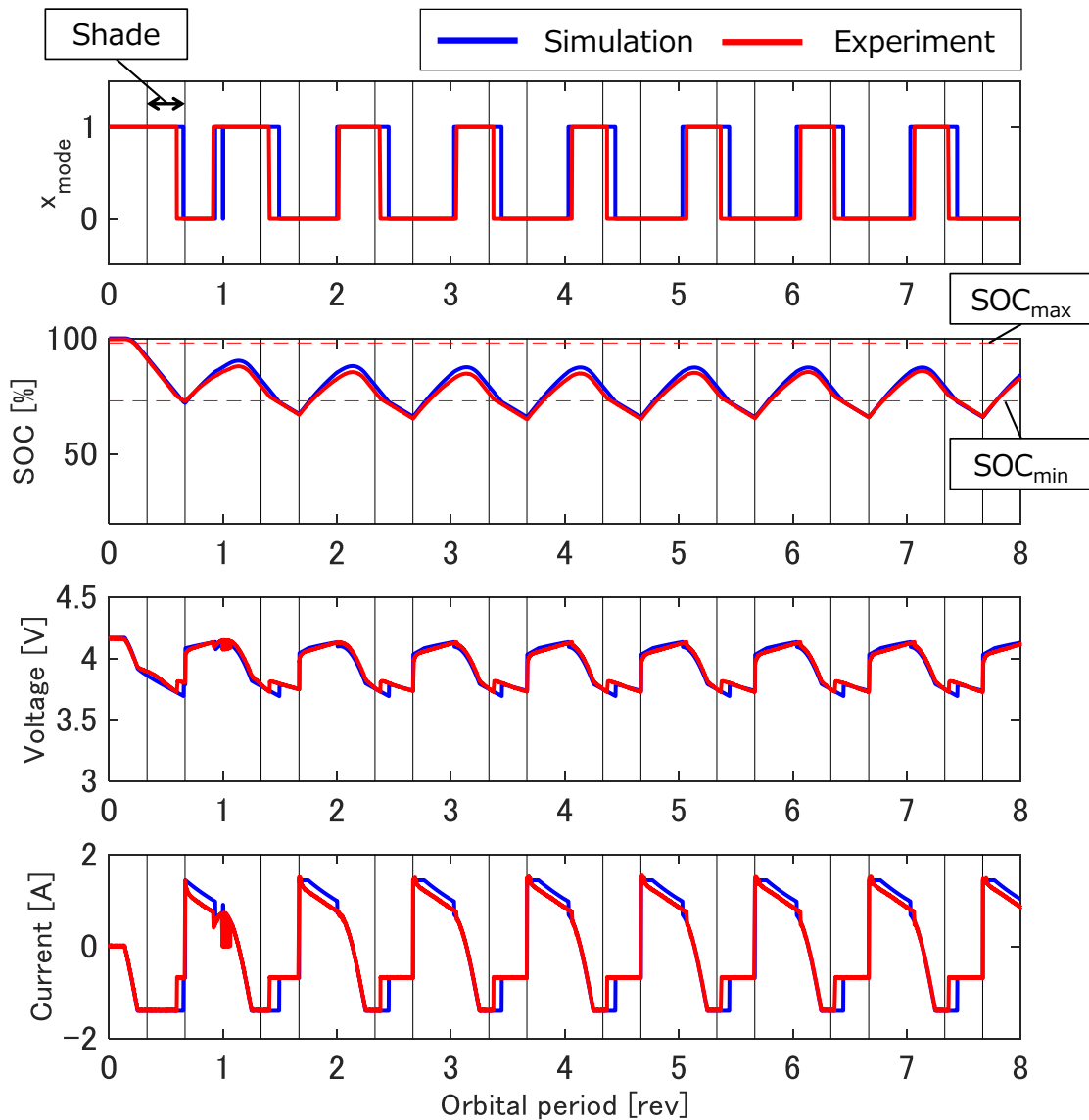


Figure 4.12 Comparison of Voltage switching simulation and experiment.

SOCの初期値が目標値と10%以上の偏差があるため、予め求めた運用プロファイルではなく、偏差に基づき決定した閾値をもとにSQPの結果を整数化した運用モードとなっている。SOCの偏差が0.4周期付近で0.1を下回り、閾値がSOC制約を満たし、運用時間を最大にする閾値に切り替わっている。

実験シミュレーション

実験も数値シミュレーションと同様の条件で行った。実験シミュレーションの結果をFigure 4.15に示す。実験においても、実験開始後はSOC偏差が10%以上となっており、閾値は1.1となっている。実験のほうがシミュレーションよりおよそ90秒速く、偏差が0.1以下となり、運用時間を最大にする閾値に切り替わっている。

実験においても、誤差を低減する手法が有効であることを示した。

以上、提案手法の有効性を実験シミュレーションにおいても検証を行った。実験では回路の内部抵抗の影響により数値シミュレーションと一致する結果にはならなかったが、制約を満たし、ミッションを最大

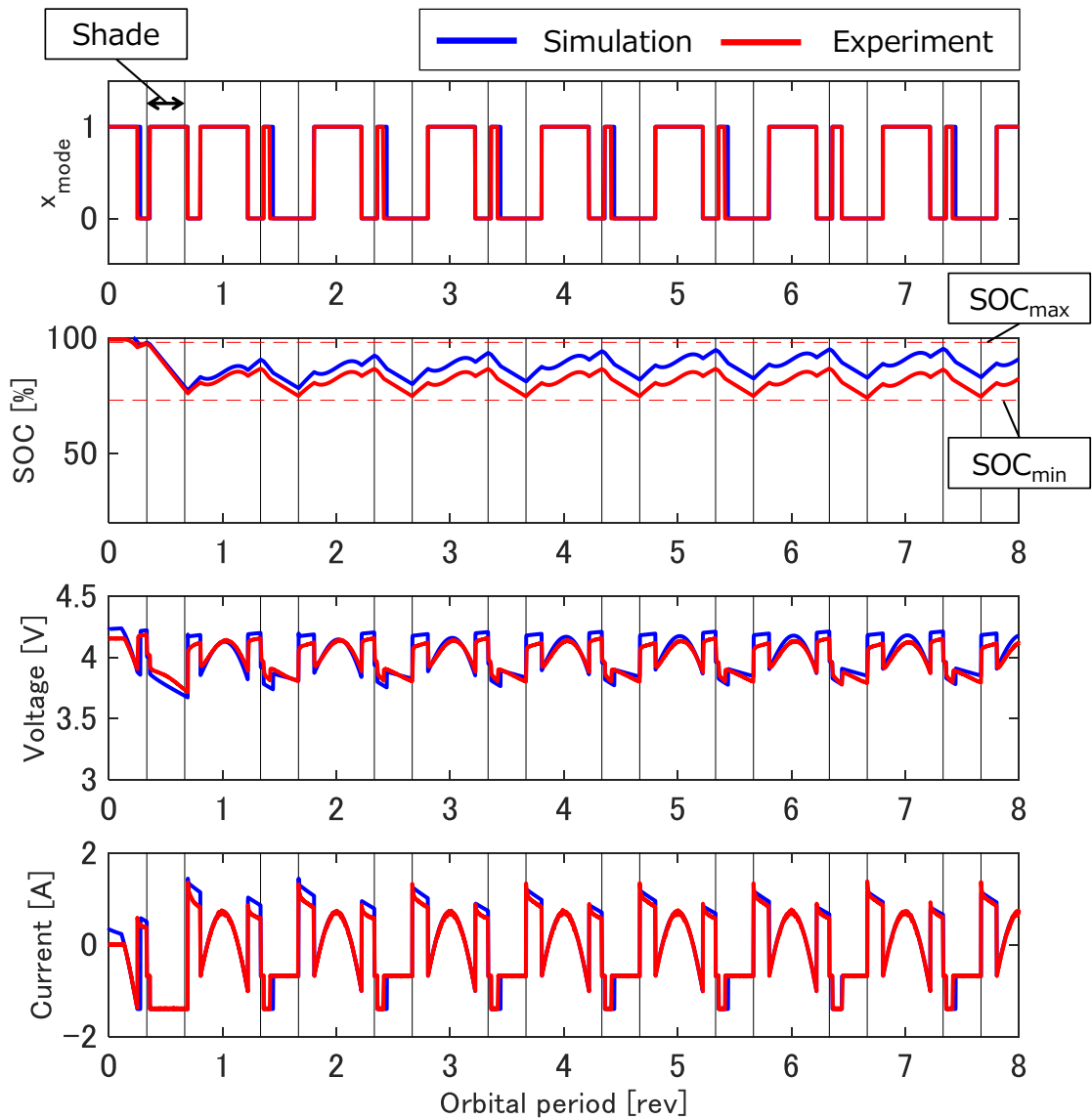


Figure 4.13 Comparison of proposal simulation and experiment.

限実施可能なことを確認した。また、SOCの偏差を低減する運用モードに切り替え手法を検討し、数値および実験シミュレーションにおいて効果を確認した。

実機搭載時には回路特性が今以上に複雑になり、また回路自体の温度依存性なども考慮しなければ、シミュレーション上で所望の範囲で運用を行うことができる運用計画を立てるのは難しいことが想定される。しかし、誤差が生じた場合に、SOCの状態量の差分をフィードバックし、運用モードを決定することで、設定した幅以内の誤差での運用が見込める。

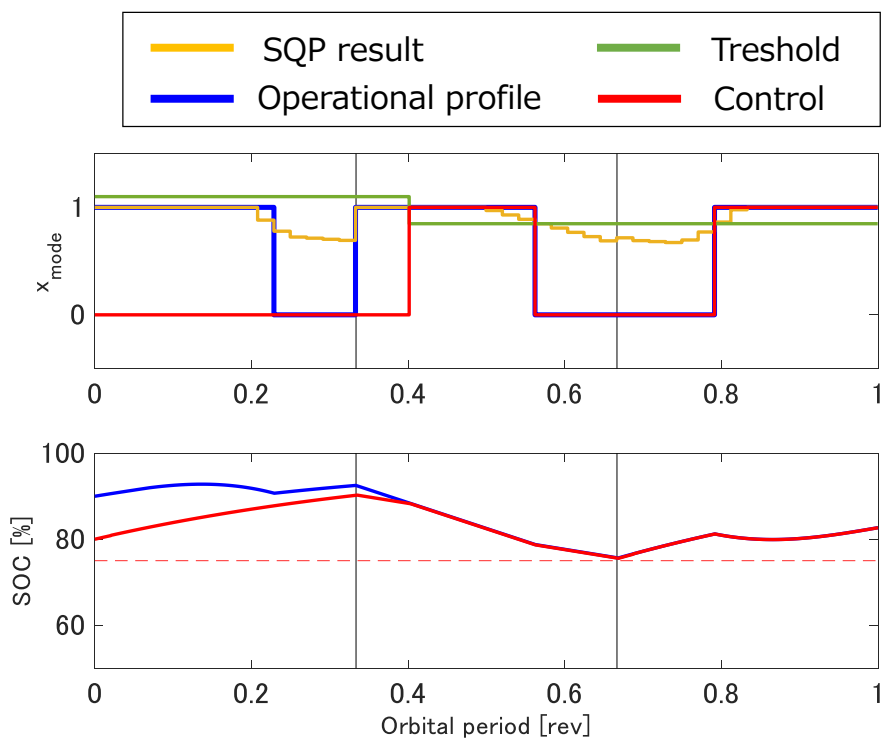


Figure 4.14 Simulation of a method reducing deviation.

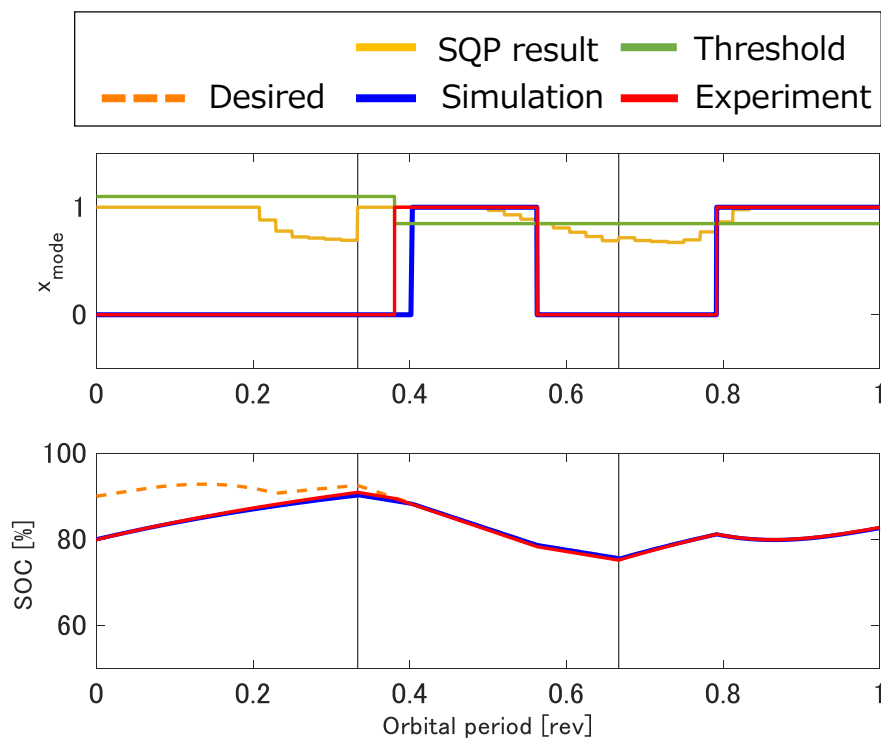


Figure 4.15 Experiment of a method reducing deviation.

第 5 章

結論

本章では、本論文のまとめを示し、本研究の今後の課題について言及する。

5.1 本論文のまとめ

本研究では、超小型人工衛星の電源系に着目し、安全性と効率性を両立させる運用計画手法について提案し、数値および実験シミュレーションで有効性を検証した。安全性についてはバッテリーの SOC を推定し、SOC の許容範囲を遵守するようにした。効率性については、SOC が許容範囲内でミッションモード時間が最大となるような運用計画の生成を行った。また、シミュレーションと実験の比較により、実験ではモデル化の誤差が生じるため、誤差を修正する手法について検討した。

数値および実験シミュレーションの結果より、提案した手法の有効性を確認した。

5.2 今後の課題

本研究で提案した運用計画生成手法は計算負荷が高く、オンボードに搭載された計算機での計算が難しい。将来的にはオンボード上で運用計画が生成できるようにすることが必要であると考えられる。

また、本論文では運用モードを 2 種類の場合に限定して評価を行った。しかし、実際の運用では運用モードを複数有しているケースが多く、運用モードを増やした場合の運用計画を生成することが必要であると考えられる。この場合、最適化に用いた評価関数および制約条件の関数の性質が変わることが予想され、整数化の手法を実現したい目的にあわせて変える必要があると考える。

さらに、実機の衛星を模擬した数値シミュレーションを行うためには、バッテリーの組電池による影響、搭載機器を含めたシステム全体の回路特性の考慮する必要がある。

謝辞

本論文は、著者が名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻博士課程前期課程在学時に飛行・制御講座制御システム工学研究グループで行った研究をまとめたものである。研究を行い、本論文を執筆するにあたり、多くの方々にお世話になった。ここに感謝の意を表す。

また、研究の進め方や論文の書き方、基本的な知識を最後まで丁寧にご指導いただいた、名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻 助教 宮田喜久子先生に感謝の意を表す。本研究を進めるにあたりご指導ご鞭撻いただいた、名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻 教授 原進先生に感謝の意を表す。

研究を進めていく上で、議論の機会を提供していただき、著者の知見を広げる貴重なご指摘、ご意見をいただいた、名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻 講師 椿野大輔先生、同 助教 山口先生に感謝の意を表す。

各種事務手続きを支援していただき、研究が円滑に進むよう尽力して下さった、制御システム工学研究グループ秘書 近藤華子氏に感謝の意を表す。

また、本研究を進めるにあたりリチウムイオンバッテリーをご提供いただいた株式会社小林通商の皆様に対して謝意を表す。

研究室での日々の生活でお世話になった、制御システム工学研究グループの同輩達に謝意を表す。

最後に、遠方から研究生生活を支えてくれた、両親および祖父母に感謝の意を表す。

平成 31 年 2 月 高木 新

参考文献

- [1] G. Konecny, “Small satellites—a tool for earth observation?,” XXth ISPRS Congress, Commission, vol.4, pp.12–23, 2004.
- [2] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twiggs, “Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation,” Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session, SSC00-V-5, 2000. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2000/A112000/32/>
- [3] SpaceWorks, “2019 Nano/Microsatellite Market Forecast (Retrieved 30 Jan. 2019),” 2019. <https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/Nano-Microsatellite-Market-Forecast-9th-Edition-2019.pdf>
- [4] M. Swartwout, “Reliving 24 years in the next 12 minutes: A statistical and personal history of university-class satellites,” Proceedings of the 32nd AIAA/USU Conference on Small Satellites, Paper code SSC18-WKVIII-03. Available online: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi>, 2018.
- [5] M. Langer and J. Bouwmeester, “Reliability of cubesats—statistical data, developers’ beliefs and the way forward,” Proceedings of the 30nd AIAA/USU Conference on Small Satellites, Paper code SSC16-X-02. Available online: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2016/TS10AdvTech2/4/>, 2016.
- [6] 山本真裕, 高椋輝, 大登裕樹, 酒井茂, “衛星用リチウムイオン電池の開発,” FB テクニカルニュース, vol.56, p.64, 2000.
- [7] S. Watanabe, M. Kinoshita, T. Hosokawa, K. Morigaki, and K. Nakura, “Capacity fade of lithium-ion cathode for lithium-ion batteries during accelerated calendar and cycle life tests (surface analysis of lithium-ion cathode after cycle tests in restricted depth of discharge ranges),” *Journal of Power Sources*, vol.258, pp.210–217, 2014.
- [8] 田中康平, 曾根理嗣, 板垣昌幸, “インピーダンス情報を利用した衛星搭載バッテリーの内部状態推定の検討,” 宇宙科学技術連合講演会講演集, 第 58 巻, 日本航空宇宙学会, 2014.
- [9] 植田泰士, 伊藤寛行, 上杉正人, “Alos-2 観測運用技術強化システムの初期評価,” 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2014.
- [10] 堀川雄太, 三浦尚幸, 山本和英, “小型実証衛星 4 型 (sds-4) 電源系の開発と軌道上結果及び次期小型衛星に向けての検討,” 宇宙科学技術連合講演会講演集, 第 57 巻, 日本航空宇宙学会, 2013.
- [11] 磯泰弘, 小川, 井上, 由起夫他, “50kg 級小型衛星 socrates の開発及び軌道上評価,” 宇宙科学技術連合講演会講演集, 第 58 巻, 日本航空宇宙学会, 2014.
- [12] 鶴田佳宏, “再利用を考慮した超小型人工衛星電源系のアーキテクチャ設計,” UNISEC Space

Takumi Conference, 第4巻, 2013.

- [13] 足立修一, 廣田幸嗣, 押上勝憲, 馬場厚志, 丸田一郎, 三原輝儀, バッテリマネジメント工学, 東京電機大学出版局, 2015.
- [14] 馬場厚志, 足立修一, “対数化 ukf を用いたリチウムイオン電池の状態とパラメータの同時推定,” 電気学会論文誌 D (産業応用部門誌), vol.133, no.12, pp.1139–1147, 2013.
- [15] 彦野壮三朗, 杉浦文音, 馬場厚志, 丸田一郎, 足立修一, “温度特性を考慮したリチウムイオン二次電池の充電率と物理パラメータの同時推定,” 自動制御連合講演会講演論文集 第57回自動制御連合講演会自動制御連合講演会, pp.1443–1444 2014.
- [16] 大矢将輝, 鷹羽浄嗣, 林磊, 石崎龍, 河原林直記, 福井正博, “パラメータ依存状態空間モデルに基づく蓄電池の soc 推定,” システム制御情報学会論文誌, vol.29, no.10, pp.433–440, 2016.
- [17] 林磊, 石崎龍, 鷹羽浄嗣, 福井正博, “適応的忘却係数調整によるリチウムイオン蓄電池の逐次最小2乗同定,” 電子情報通信学会論文誌 B, vol.99, no.7, pp.481–489, 2016.
- [18] A. Hoke, A. Brissette, K. Smith, A. Pratt, and D. Maksimovic, “Accounting for lithium-ion battery degradation in electric vehicle charging optimization,” IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, vol.2, no.3, pp.691–700, 2014.
- [19] 佐藤勝昭, 「太陽電池」のキホン, SB クリエイティブ, 2011.
- [20] 宮本健郎, 光学入門, 岩波書店, 1995.
- [21] 白田昭司, リチウムイオン電池回路設計入門, 日刊号業新聞社, 2012.
- [22] 中須賀真一, “東京大学における超小型衛星開発の歴史と超小型衛星設計および開発プロセスにおける議論点について,” UNISEC Space Takumi Journal for Practical Study of Problem Finding and Solving in Space Systems, vol.2, no.2, pp.12–26, 2012.
- [23] 板垣昌幸, 電気化学インピーダンス法 第2版 原理・測定・解析, 丸善出版, 2011.
- [24] 小久見善八, リチウム二次電池, オーム社, 2008.
- [25] 茨木俊秀, 最適化の数学, 共立出版, 2011.

付録 インピーダンス試験結果

交流インピーダンス法で求めたインピーダンス曲線とボード線図を示す。

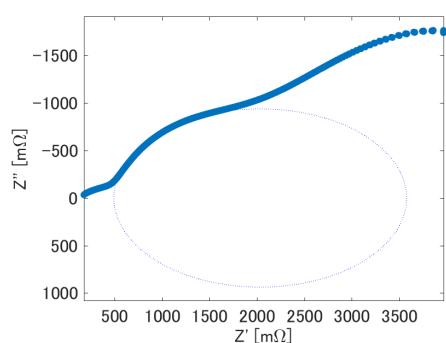


Figure 0.1 Nyquist plot T = -20 °C, OCV = 3.17 V.

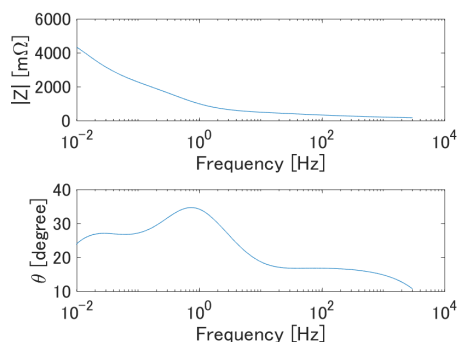


Figure 0.2 Bode plot T = -20 °C, OCV = 3.17 V.

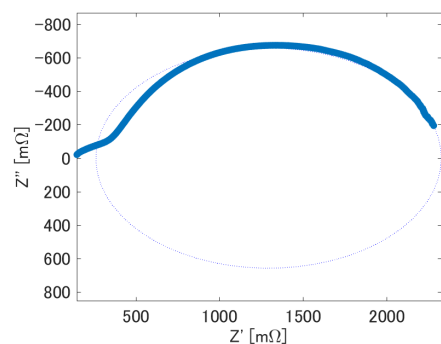


Figure 0.3 Nyquist plot T = -20 °C, OCV = 3.42 V.

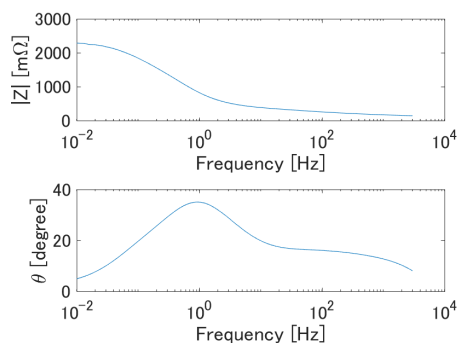


Figure 0.4 Bode plot T = -20 °C, OCV = 3.42 V.

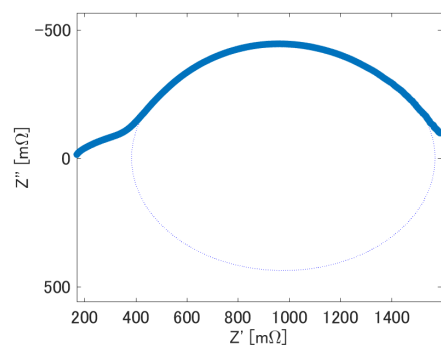


Figure 0.5 Nyquist plot T = -20 °C, OCV = 3.53 V.

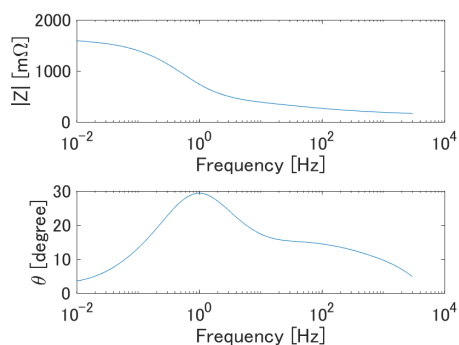


Figure 0.6 Bode plot T = -20 °C, OCV = 3.53 V.

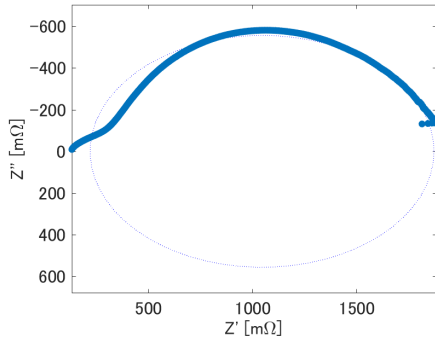


Figure 0.7 Nyquist plot T = -20 °C, OCV = 3.63 V.

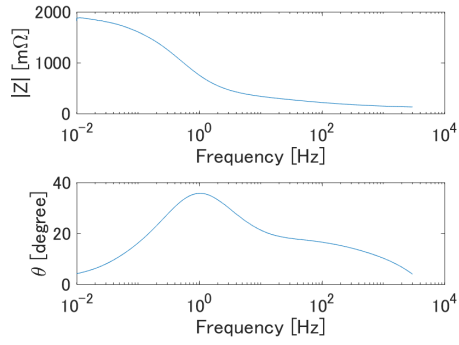


Figure 0.8 Bode plot T = -20 °C, OCV = 3.63 V.

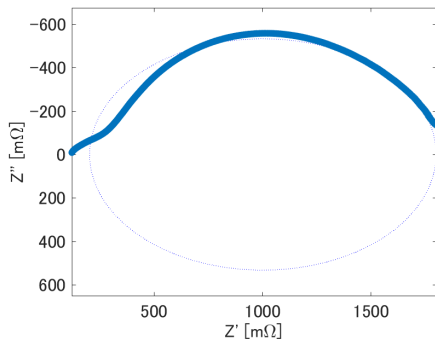


Figure 0.9 Nyquist plot T = -20 °C, OCV = 3.7 V.

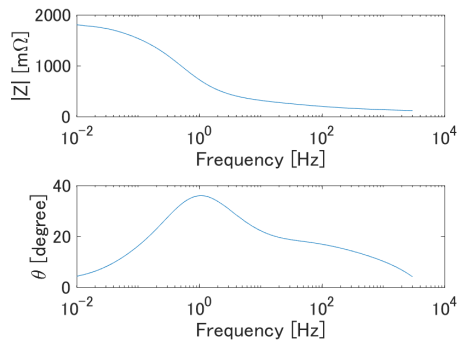


Figure 0.10 Bode plot T = -20 °C, OCV = 3.7 V.

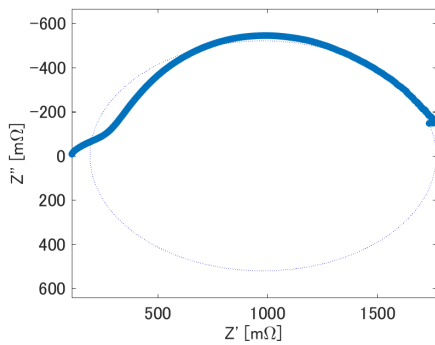


Figure 0.11 Nyquist plot T = -20 °C, OCV = 3.8 V.

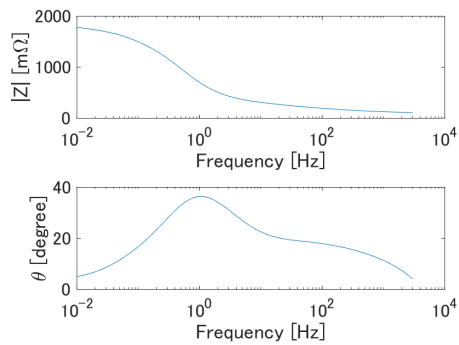


Figure 0.12 Bode plot T = -20 °C, OCV = 3.8 V.

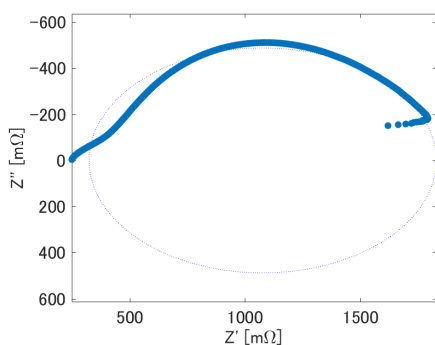


Figure 0.13 Nyquist plot T = -20 °C, OCV = 3.9 V.

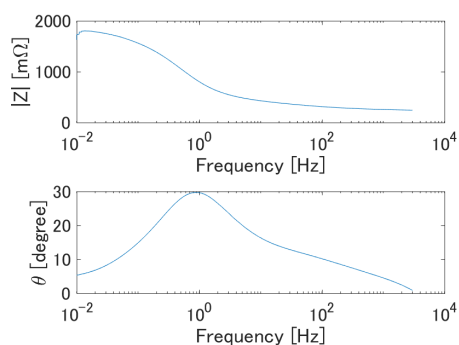


Figure 0.14 Bode plot T = -20 °C, OCV = 3.9 V.

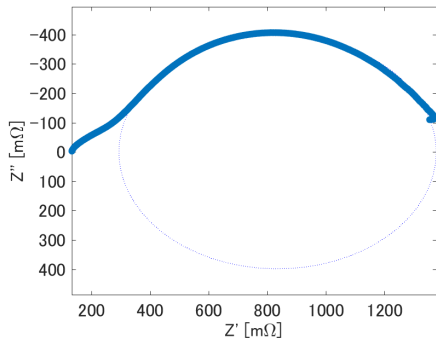


Figure 0.15 Nyquist plot $T = -20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

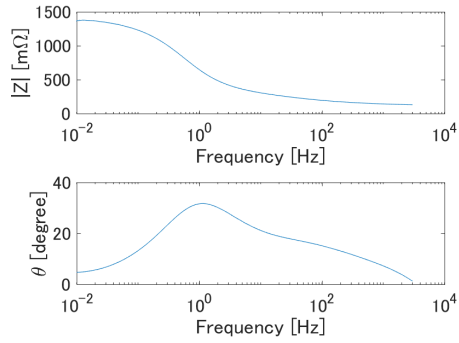


Figure 0.16 Bode plot $T = -20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

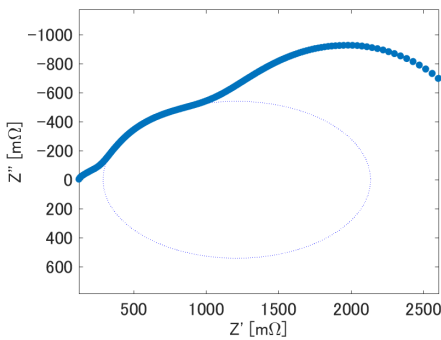


Figure 0.17 Nyquist plot $T = -20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

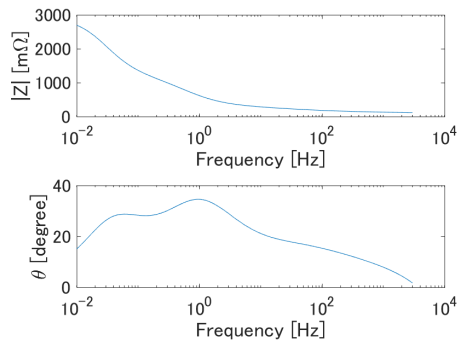


Figure 0.18 Bode plot $T = -20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

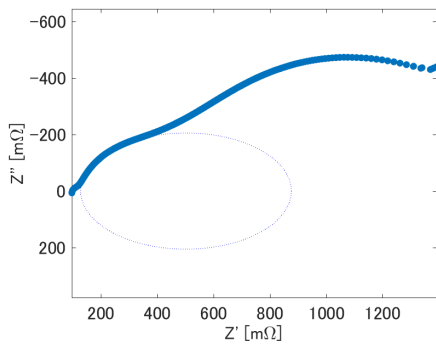


Figure 0.19 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

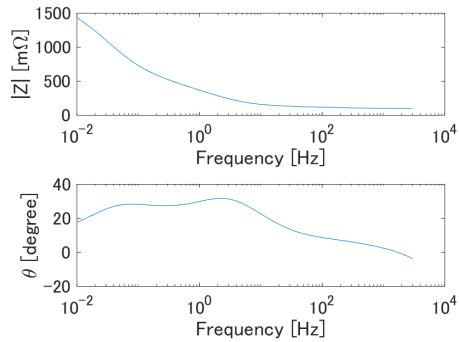


Figure 0.20 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

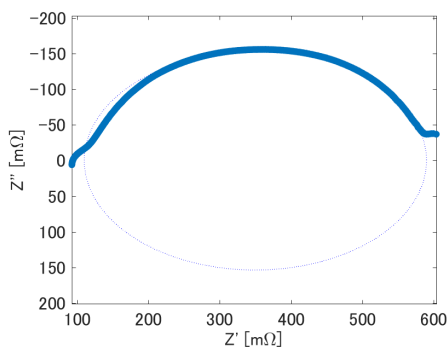


Figure 0.21 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

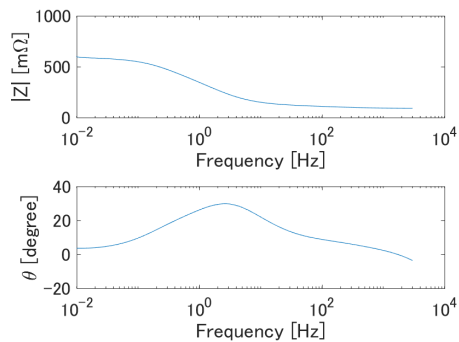


Figure 0.22 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

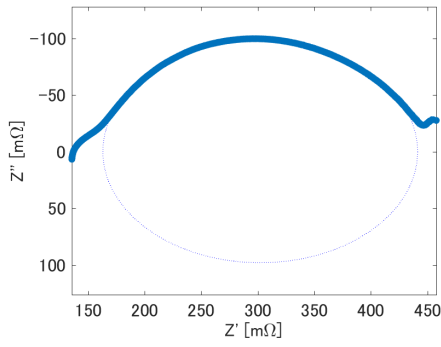


Figure 0.23 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

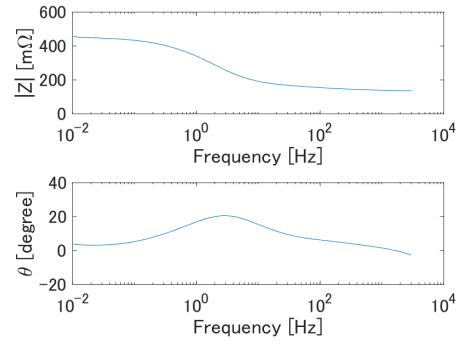


Figure 0.24 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

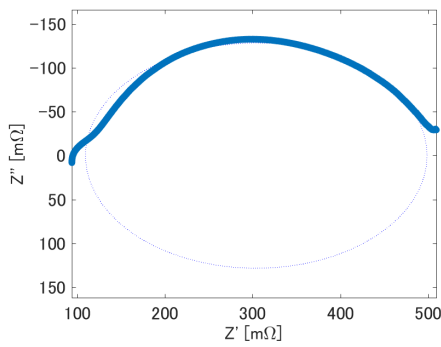


Figure 0.25 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

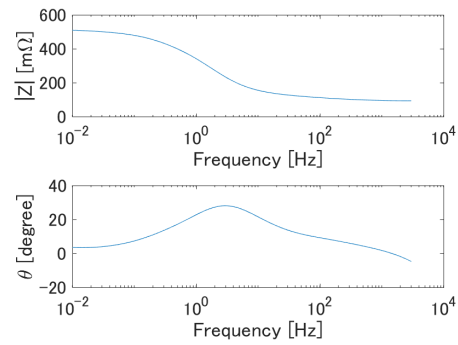


Figure 0.26 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

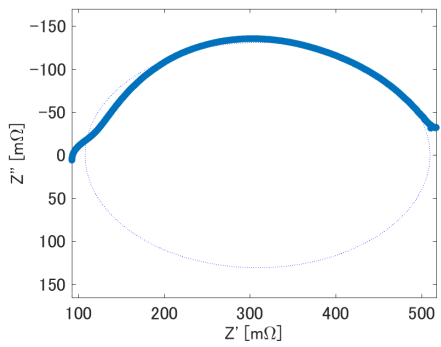


Figure 0.27 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

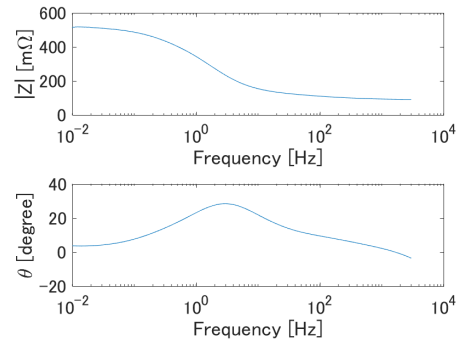


Figure 0.28 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

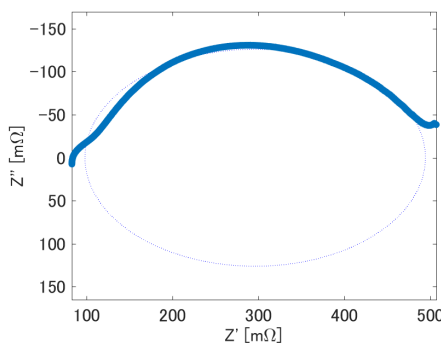


Figure 0.29 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

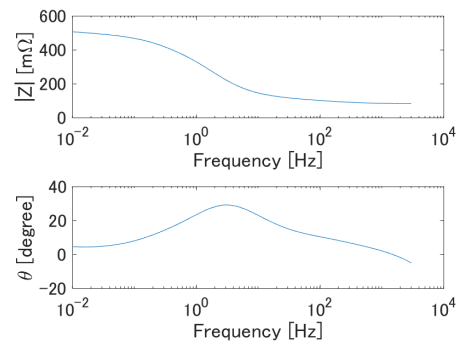


Figure 0.30 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

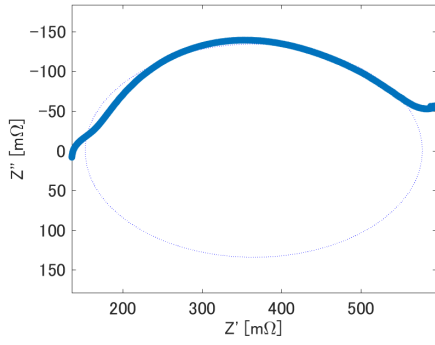


Figure 0.31 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

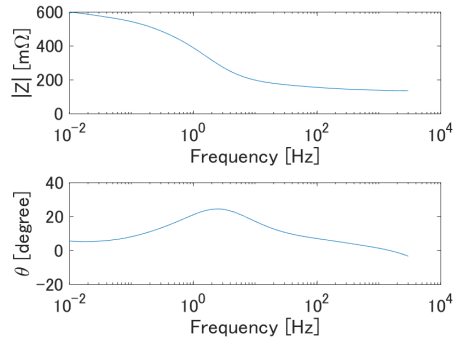


Figure 0.32 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

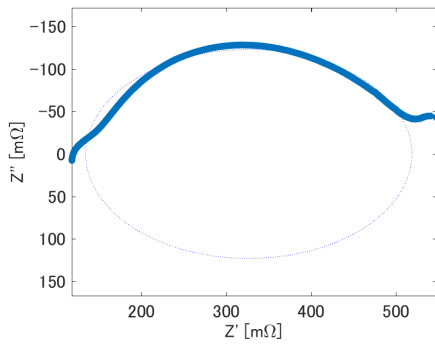


Figure 0.33 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

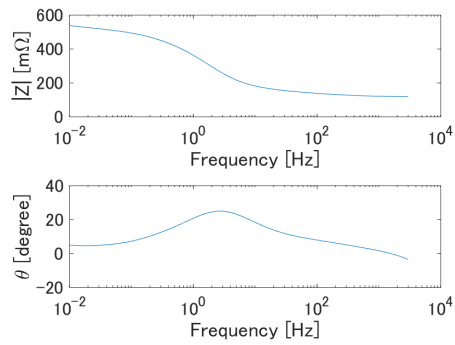


Figure 0.34 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

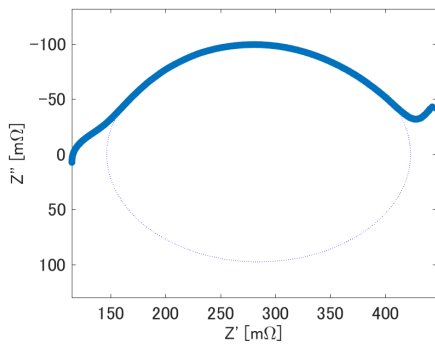


Figure 0.35 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

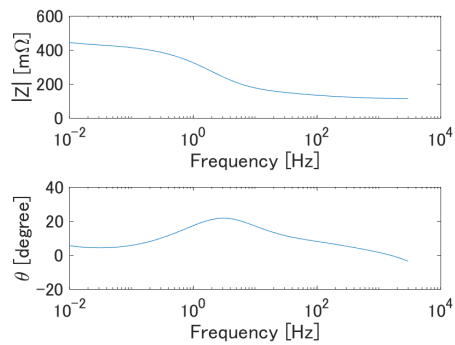


Figure 0.36 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

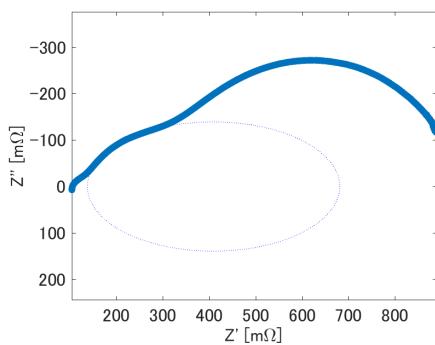


Figure 0.37 Nyquist plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

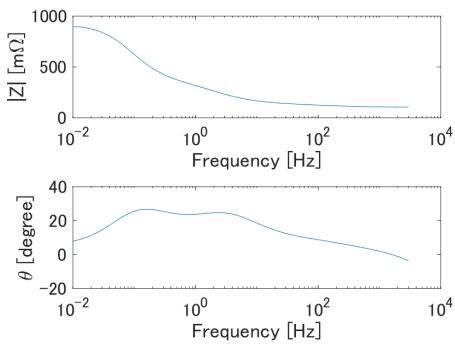


Figure 0.38 Bode plot $T = -10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

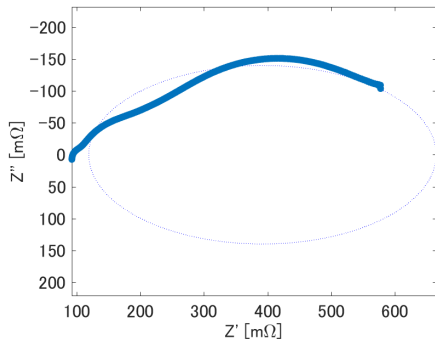


Figure 0.39 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

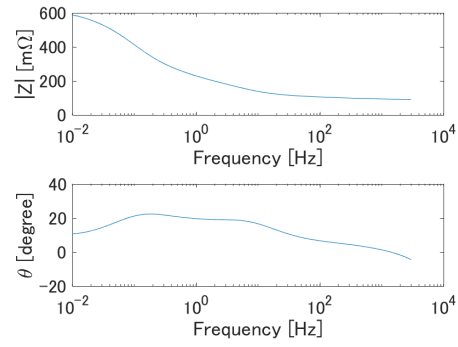


Figure 0.40 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

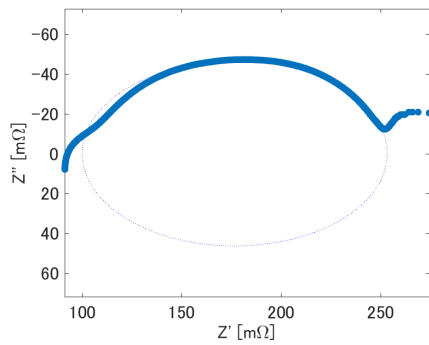


Figure 0.41 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

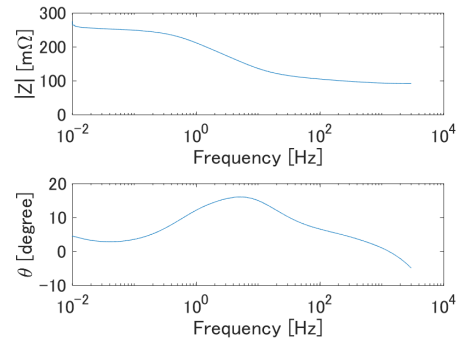


Figure 0.42 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

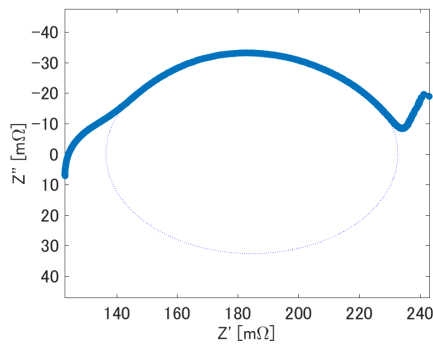


Figure 0.43 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

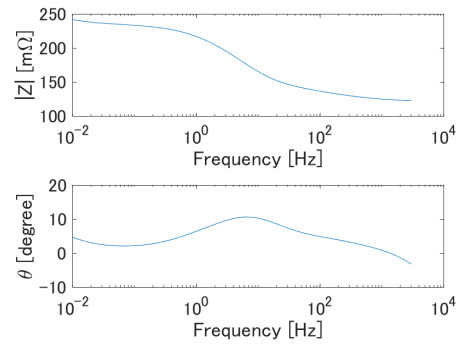


Figure 0.44 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

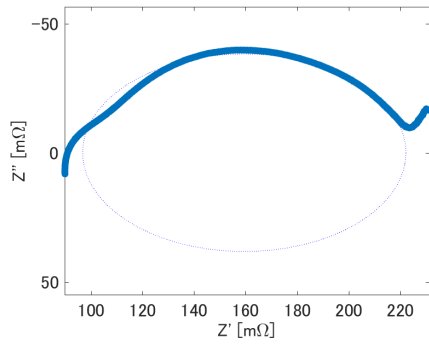


Figure 0.45 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

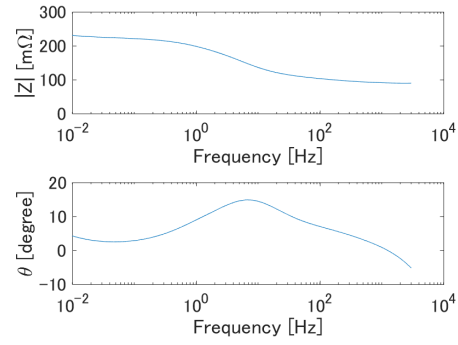


Figure 0.46 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

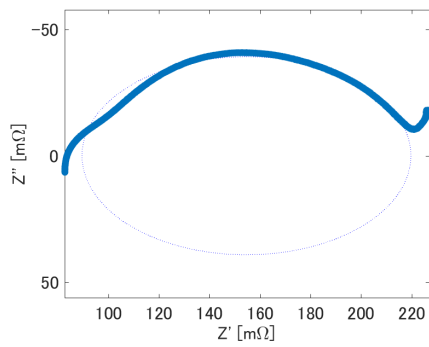


Figure 0.47 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

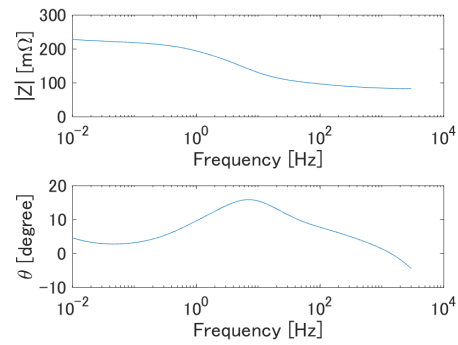


Figure 0.48 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

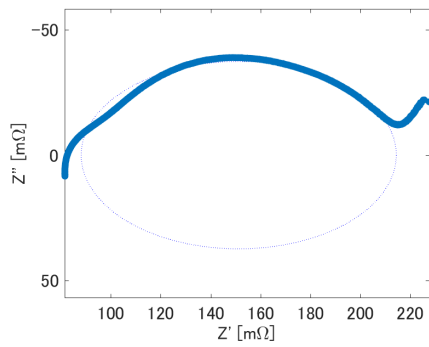


Figure 0.49 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

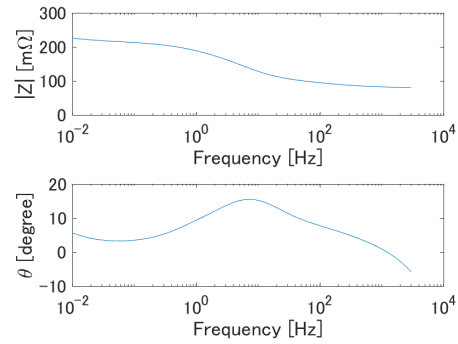


Figure 0.50 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

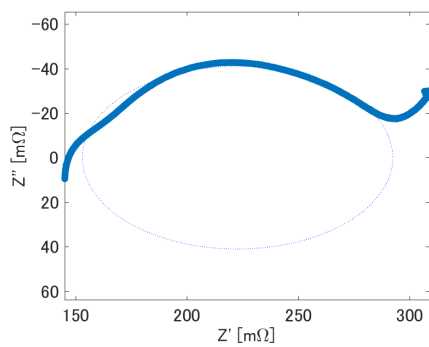


Figure 0.51 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

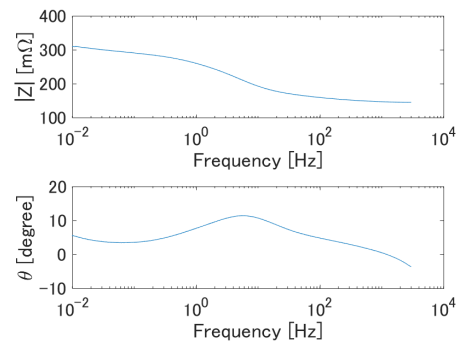


Figure 0.52 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

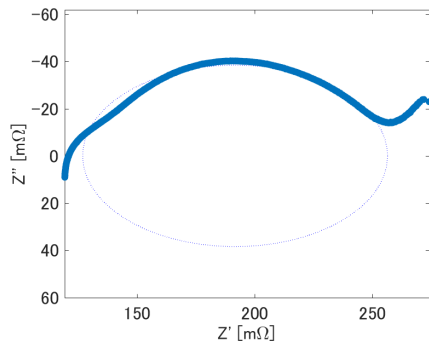


Figure 0.53 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

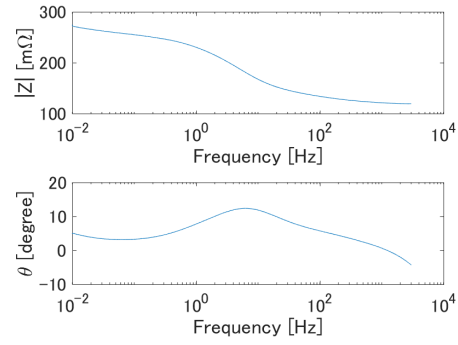


Figure 0.54 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

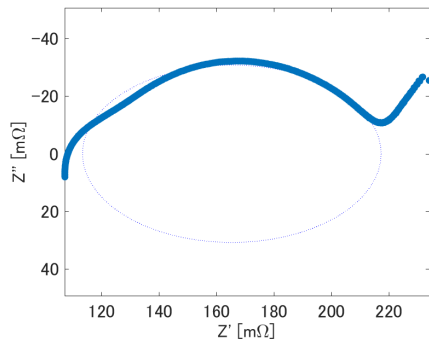


Figure 0.55 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

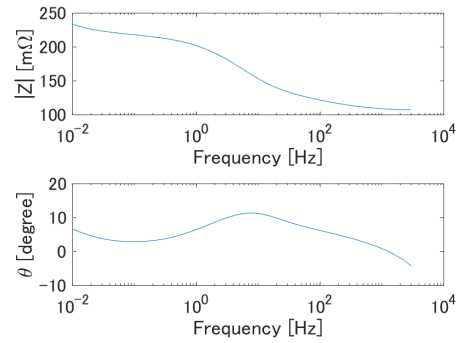


Figure 0.56 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

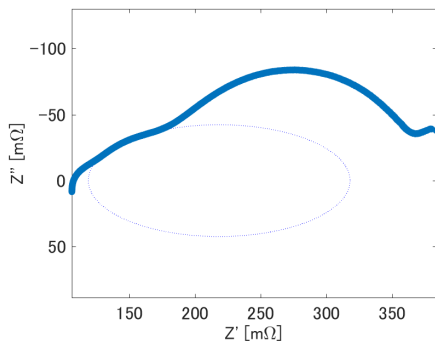


Figure 0.57 Nyquist plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

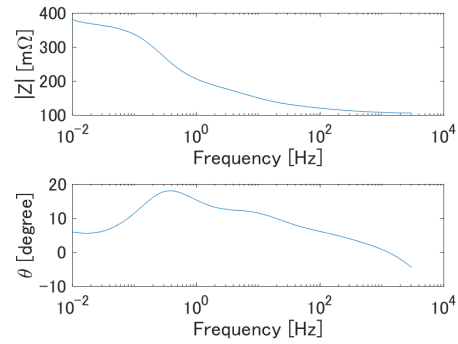


Figure 0.58 Bode plot $T = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

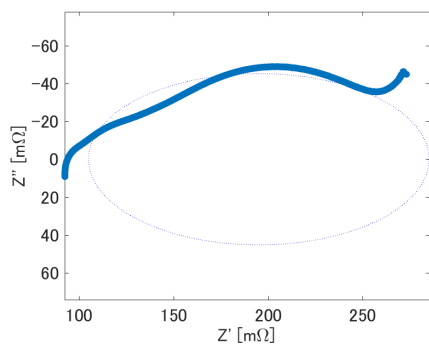


Figure 0.59 Nyquist plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

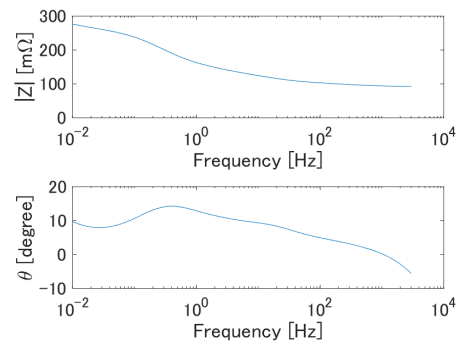


Figure 0.60 Bode plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

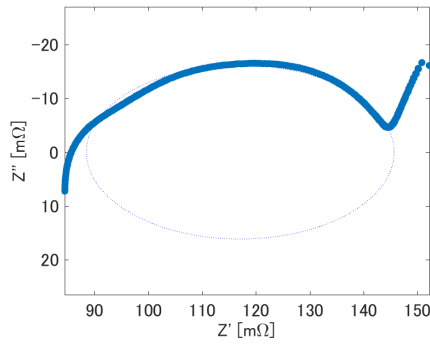


Figure 0.61 Nyquist plot T = 10 °C, OCV = 3.42 V.

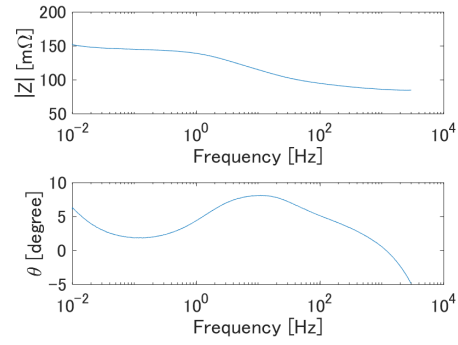


Figure 0.62 Bode plot T = 10 °C, OCV = 3.42 V.

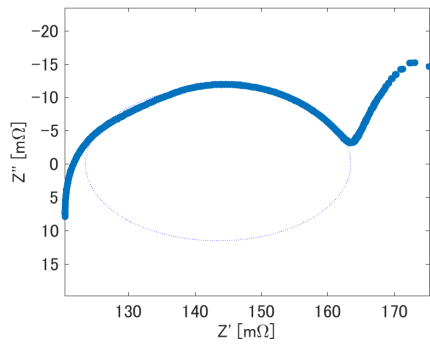


Figure 0.63 Nyquist plot T = 10 °C, OCV = 3.53 V.

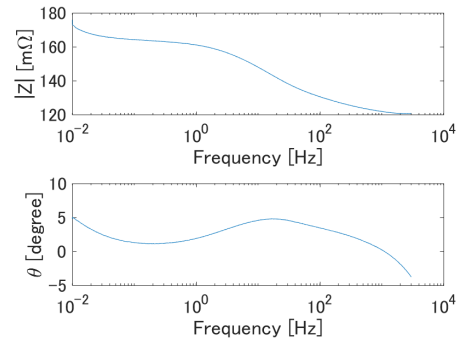


Figure 0.64 Bode plot T = 10 °C, OCV = 3.53 V.

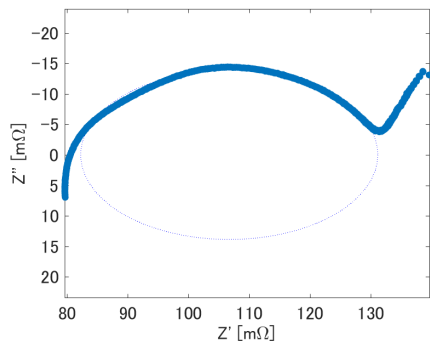


Figure 0.65 Nyquist plot T = 10 °C, OCV = 3.7 V.

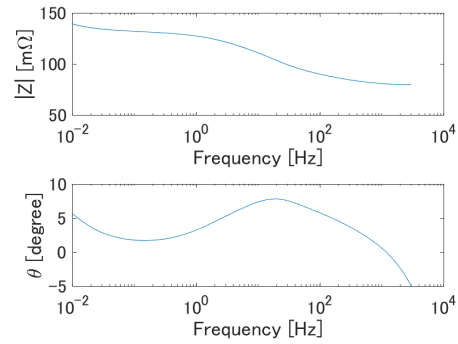


Figure 0.66 Bode plot T = 10 °C, OCV = 3.7 V.

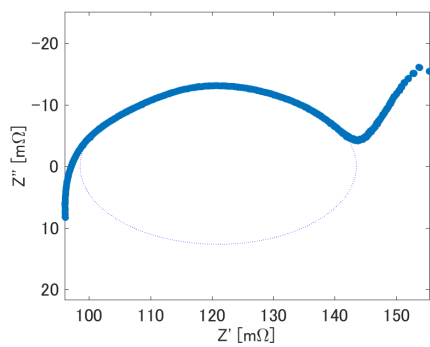


Figure 0.67 Nyquist plot T = 10 °C, OCV = 3.8 V.

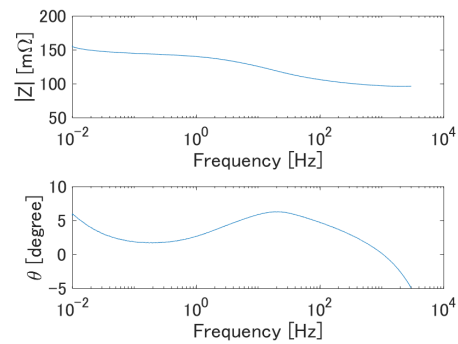


Figure 0.68 Bode plot T = 10 °C, OCV = 3.8 V.

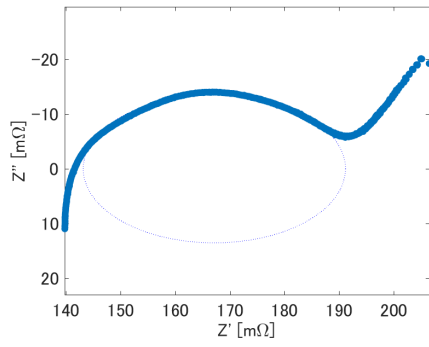


Figure 0.69 Nyquist plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.9 V.

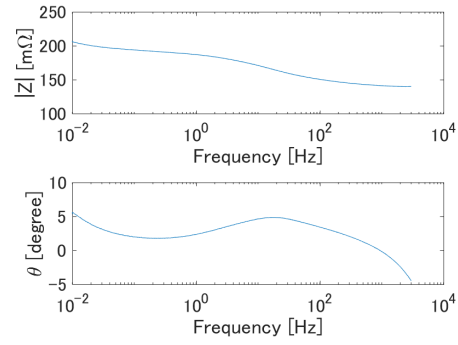


Figure 0.70 Bode plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.9 V.

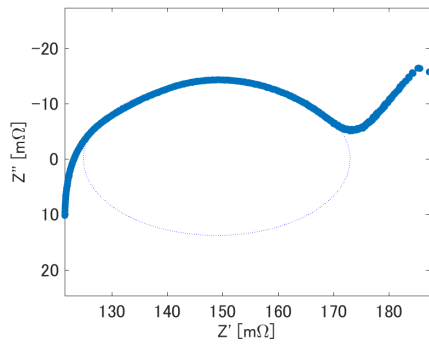


Figure 0.71 Nyquist plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 4.0 V.

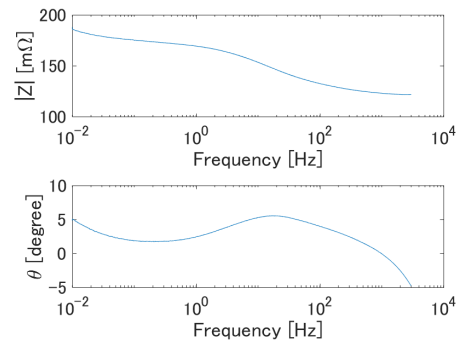


Figure 0.72 Bode plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 4.0 V.

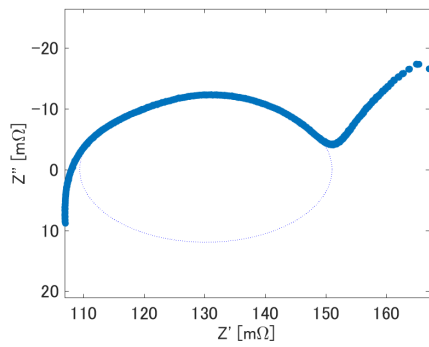


Figure 0.73 Nyquist plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 4.07 V.

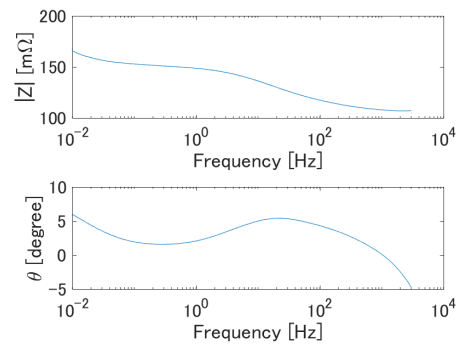


Figure 0.74 Bode plot $T = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 4.07 V.

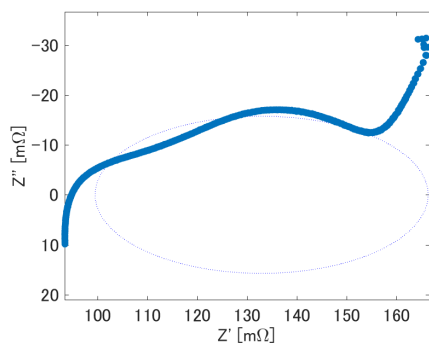


Figure 0.75 Nyquist plot $T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.17 V.

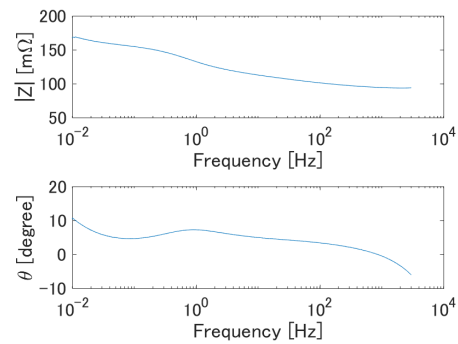


Figure 0.76 Bode plot $T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.17 V.

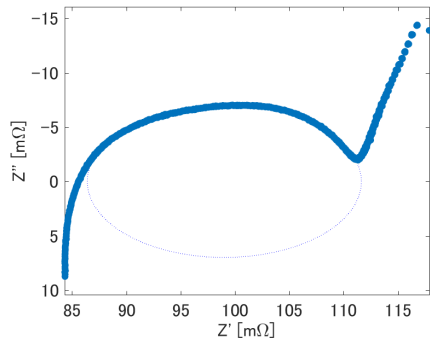


Figure 0.77 Nyquist plot T = 20 °C, OCV = 3.42 V.

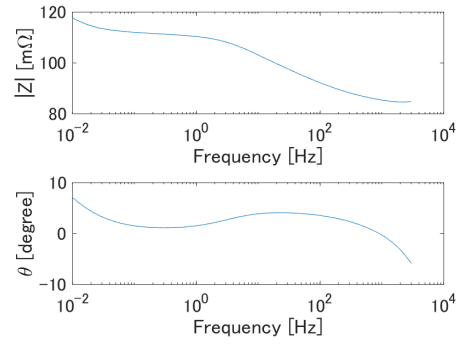


Figure 0.78 Bode plot T = 20 °C, OCV = 3.42 V.

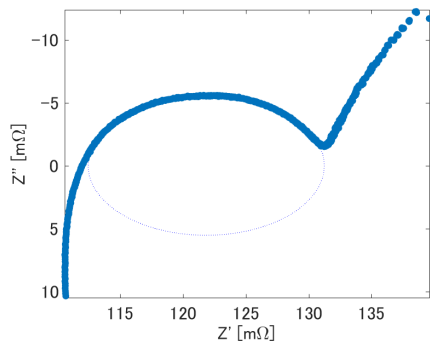


Figure 0.79 Nyquist plot T = 20 °C, OCV = 3.53 V.

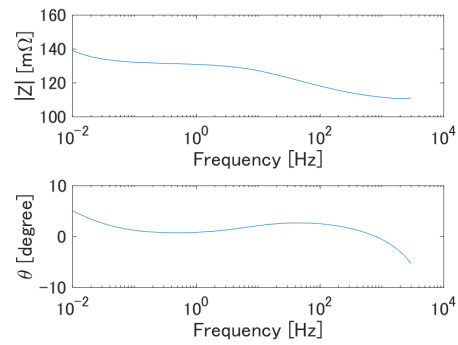


Figure 0.80 Bode plot T = 20 °C, OCV = 3.53 V.

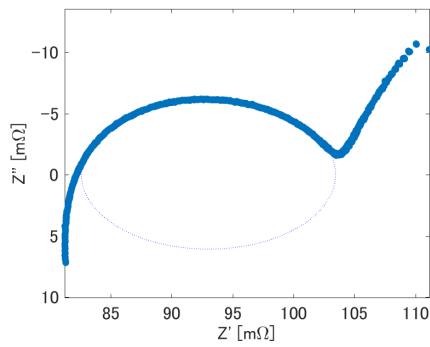


Figure 0.81 Nyquist plot T = 20 °C, OCV = 3.63 V.

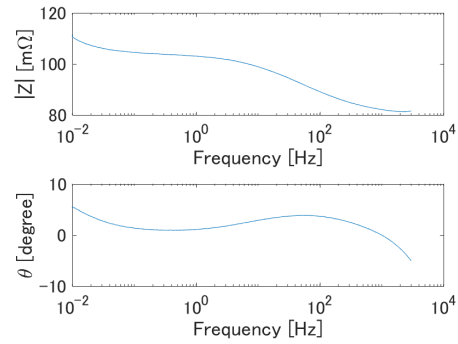


Figure 0.82 Bode plot T = 20 °C, OCV = 3.63 V.

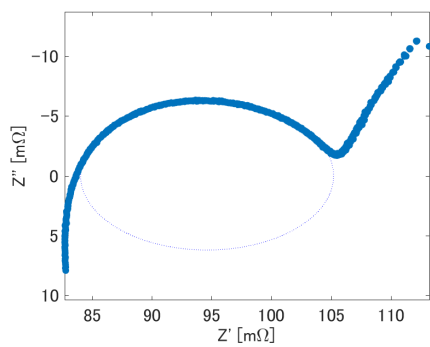


Figure 0.83 Nyquist plot T = 20 °C, OCV = 3.7 V.

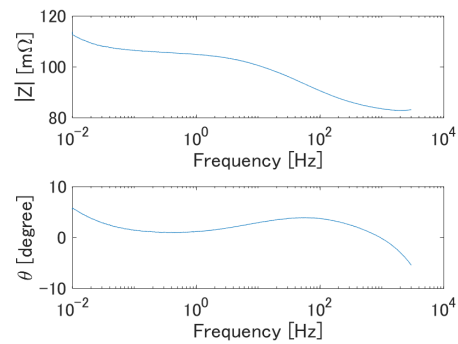


Figure 0.84 Bode plot T = 20 °C, OCV = 3.7 V.

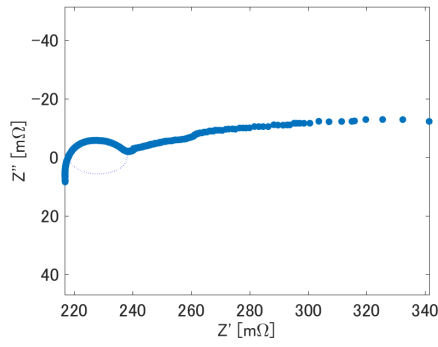


Figure 0.85 Nyquist plot T = 20 °C, OCV = 3.8 V.

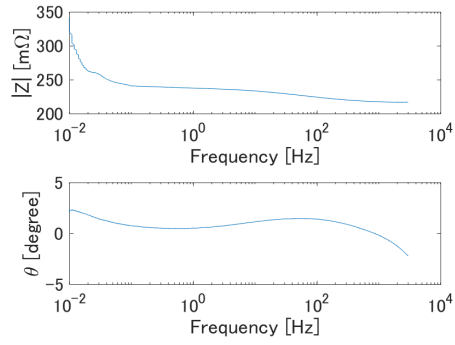


Figure 0.86 Bode plot T = 20 °C, OCV = 3.8 V.

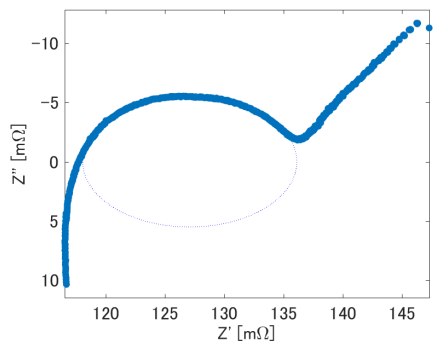


Figure 0.87 Nyquist plot T = 20 °C, OCV = 4.07 V.

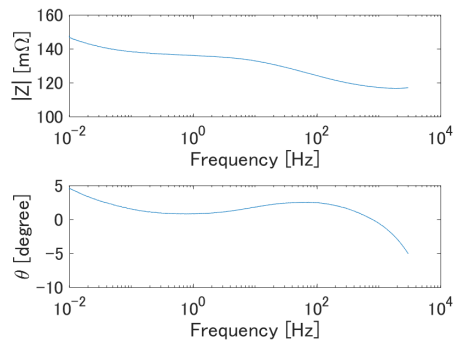


Figure 0.88 Bode plot T = 20 °C, OCV = 4.07 V.

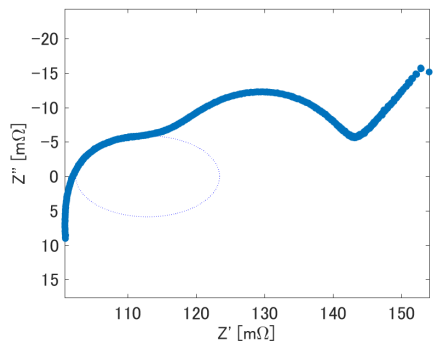


Figure 0.89 Nyquist plot T = 20 °C, OCV = 4.17 V.

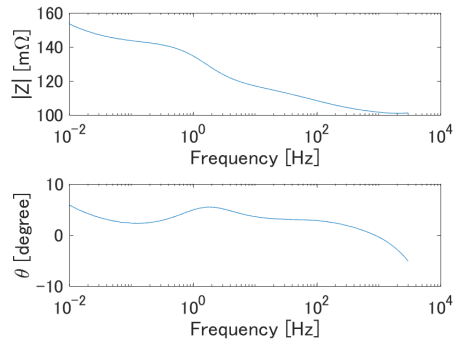


Figure 0.90 Bode plot T = 20 °C, OCV = 4.17 V.

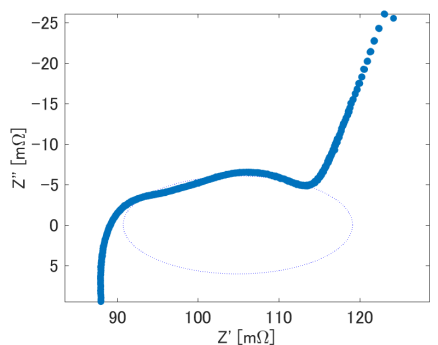


Figure 0.91 Nyquist plot T = 30 °C, OCV = 3.17 V.

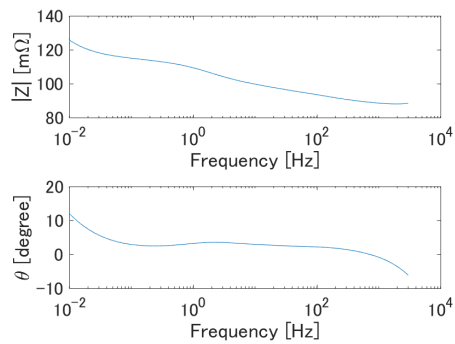


Figure 0.92 Bode plot T = 30 °C, OCV = 3.17 V.

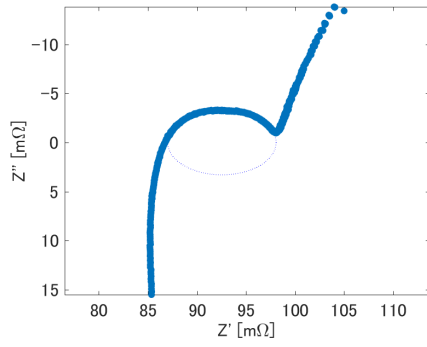


Figure 0.93 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.42 V.

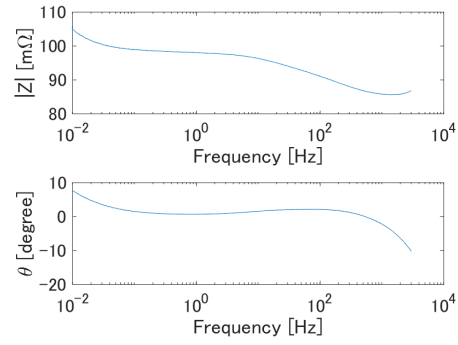


Figure 0.94 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.42 V.

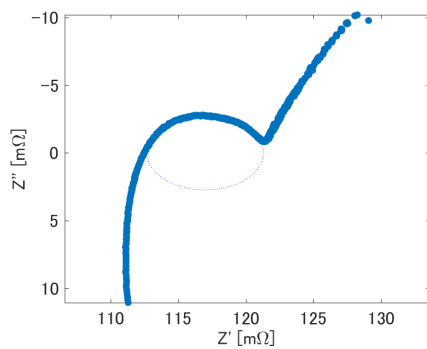


Figure 0.95 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.53 V.

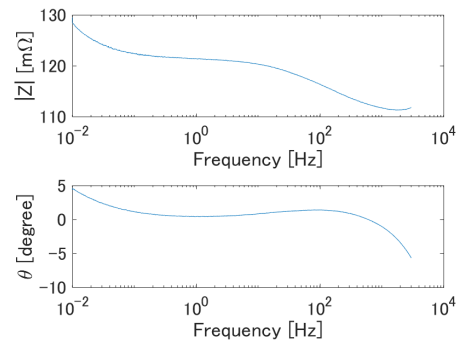


Figure 0.96 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.53 V.

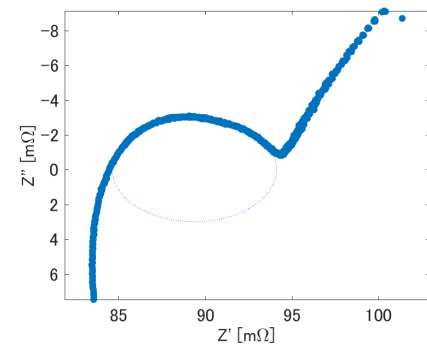


Figure 0.97 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.63 V.

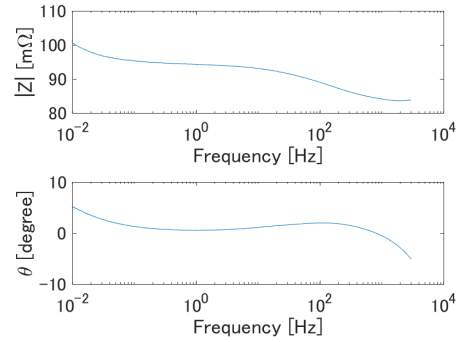


Figure 0.98 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.63 V.

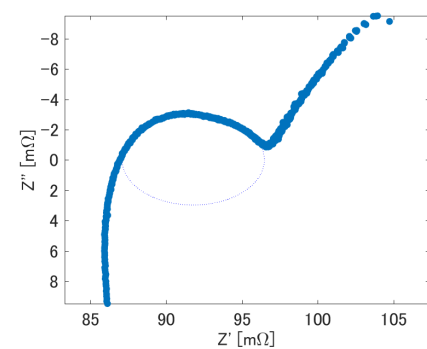


Figure 0.99 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.7 V.

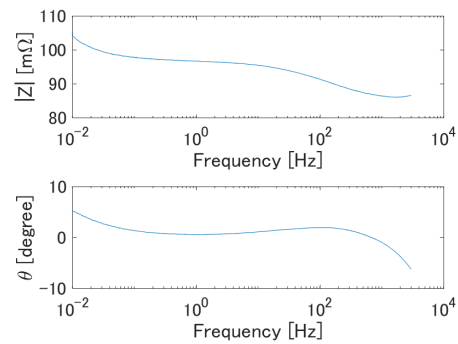


Figure 0.100 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, OCV = 3.7 V.

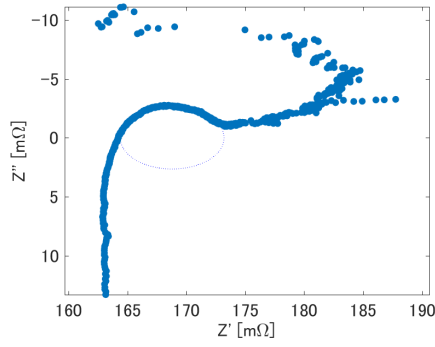


Figure 0.101 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

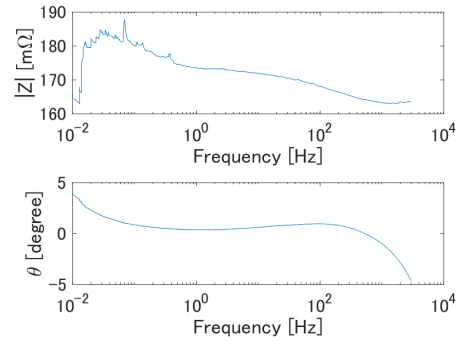


Figure 0.102 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

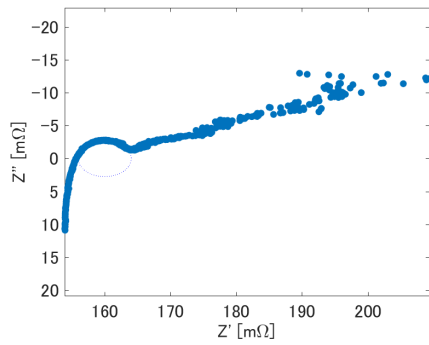


Figure 0.103 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

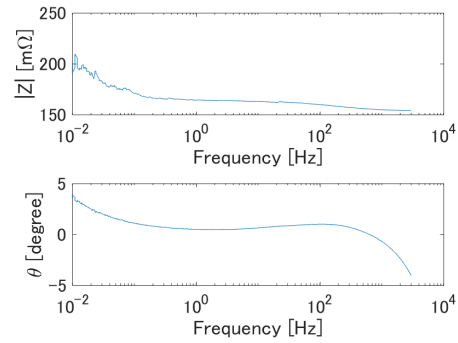


Figure 0.104 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

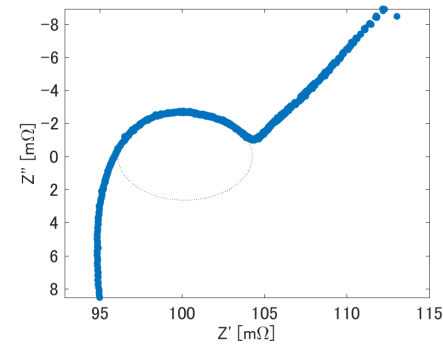


Figure 0.105 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

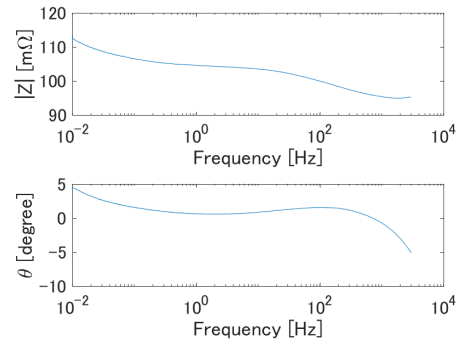


Figure 0.106 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

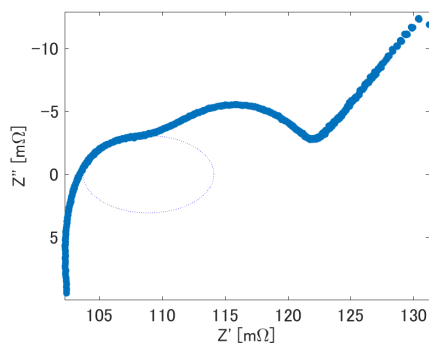


Figure 0.107 Nyquist plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

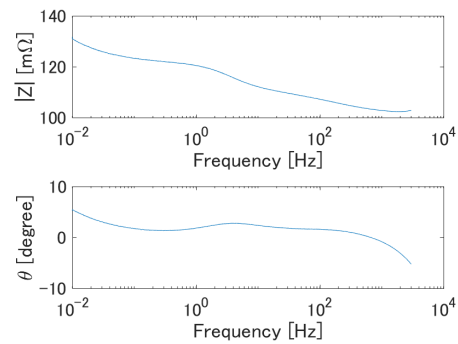


Figure 0.108 Bode plot $T = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

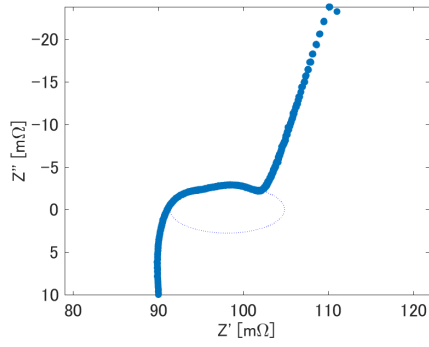


Figure 0.109 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

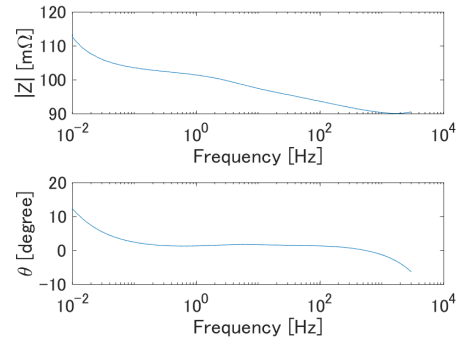


Figure 0.110 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

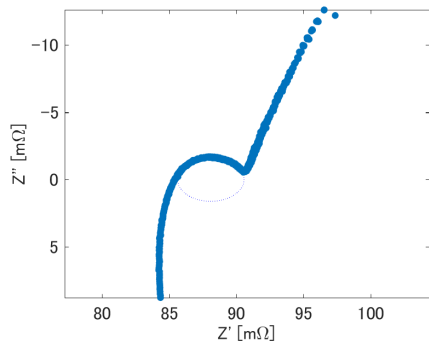


Figure 0.111 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

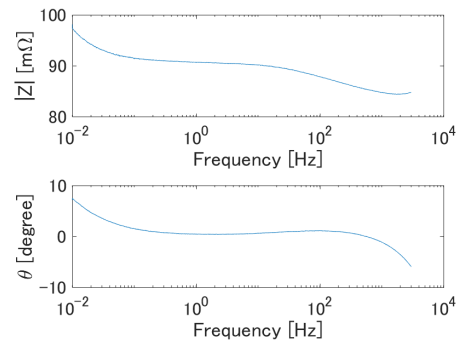


Figure 0.112 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

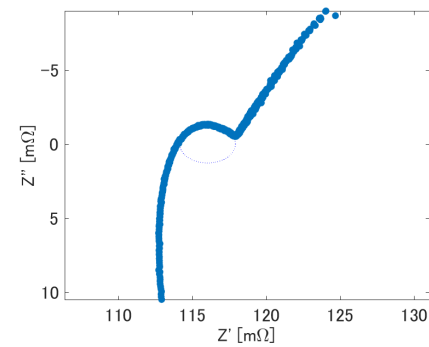


Figure 0.113 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

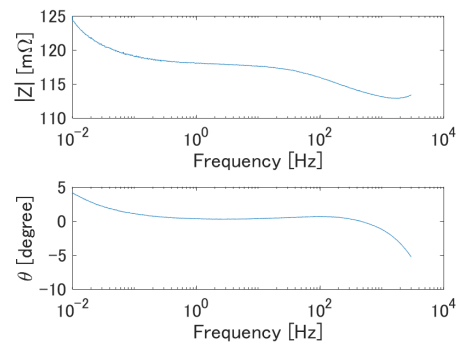


Figure 0.114 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

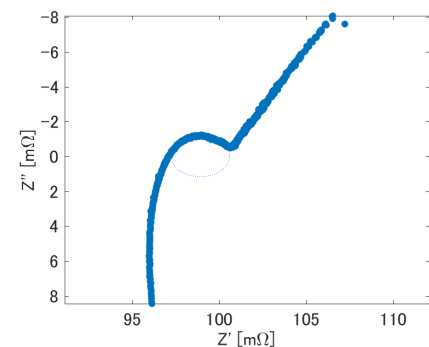


Figure 0.115 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

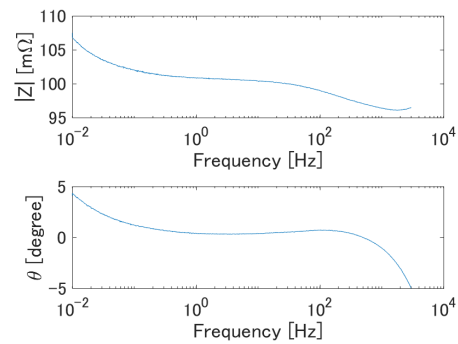


Figure 0.116 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

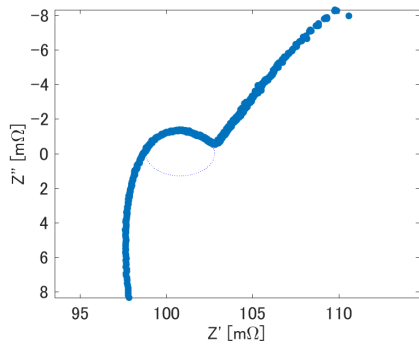


Figure 0.117 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

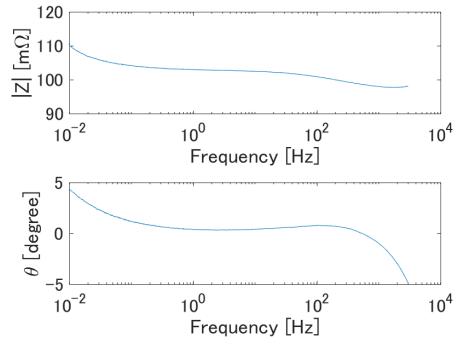


Figure 0.118 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

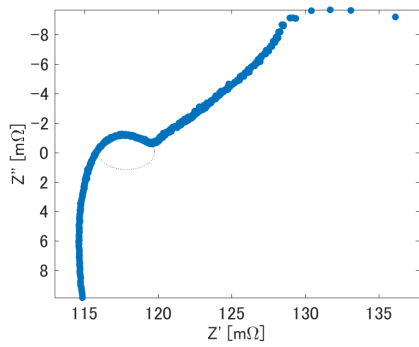


Figure 0.119 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

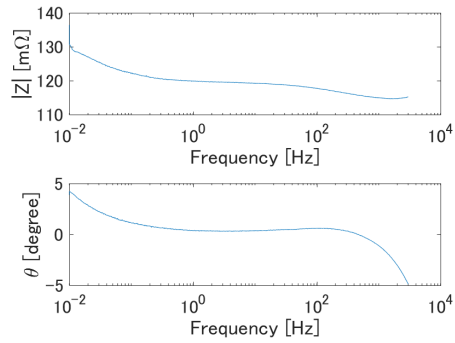


Figure 0.120 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

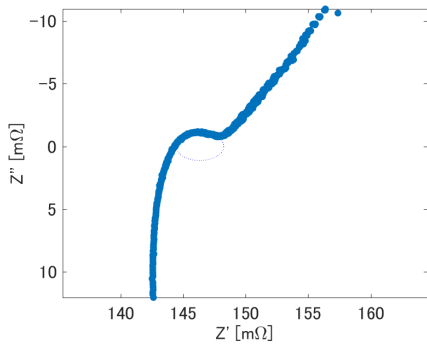


Figure 0.121 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

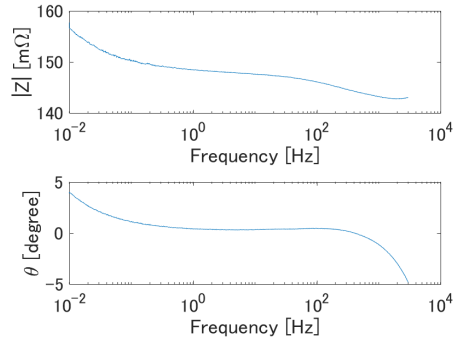


Figure 0.122 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

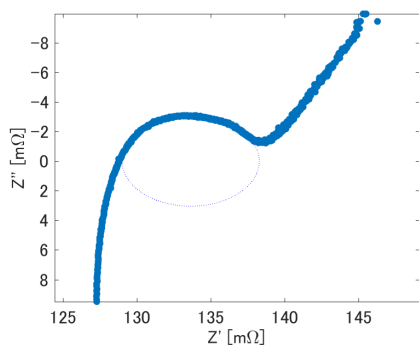


Figure 0.123 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

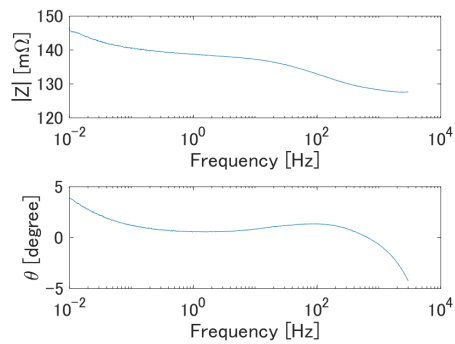


Figure 0.124 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

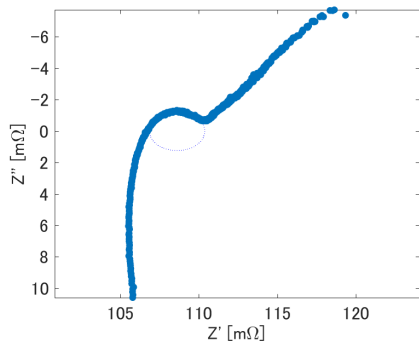


Figure 0.125 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

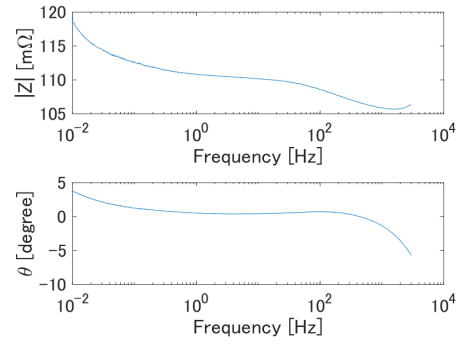


Figure 0.126 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

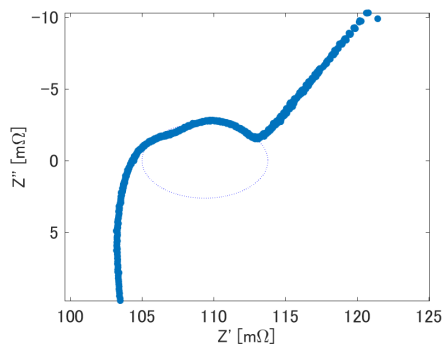


Figure 0.127 Nyquist plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

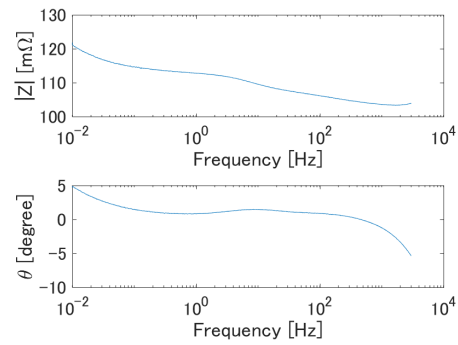


Figure 0.128 Bode plot $T = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

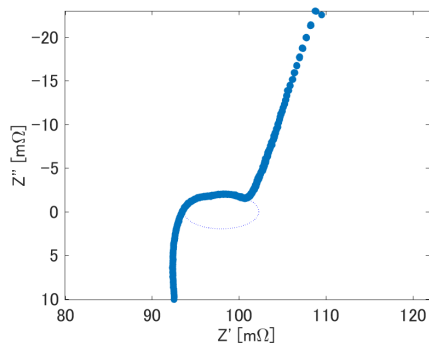


Figure 0.129 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

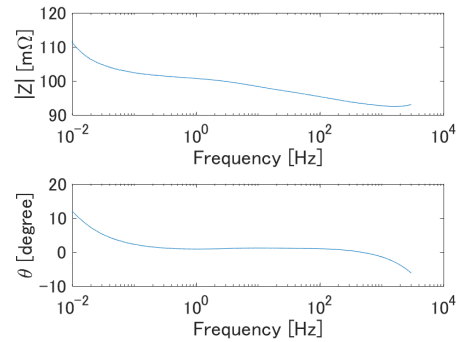


Figure 0.130 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

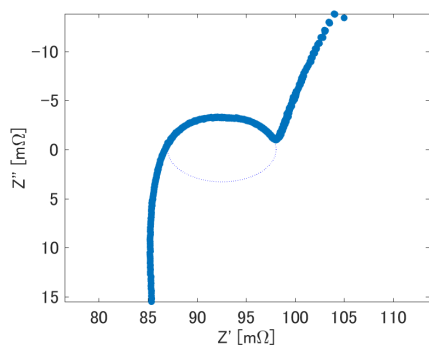


Figure 0.131 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

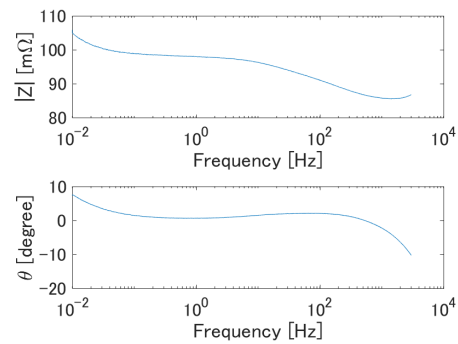


Figure 0.132 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

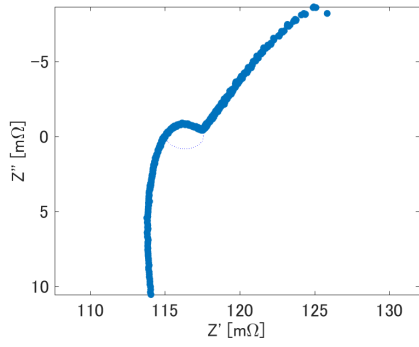


Figure 0.133 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

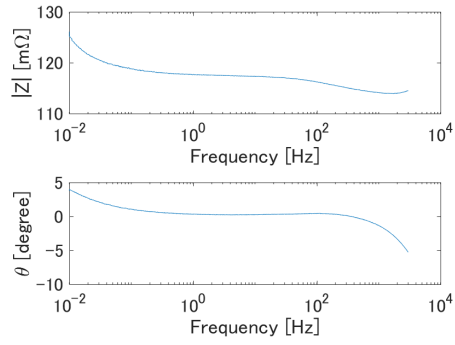


Figure 0.134 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

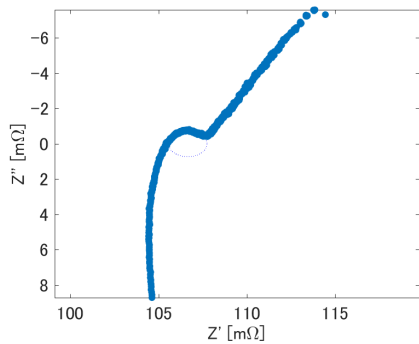


Figure 0.135 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

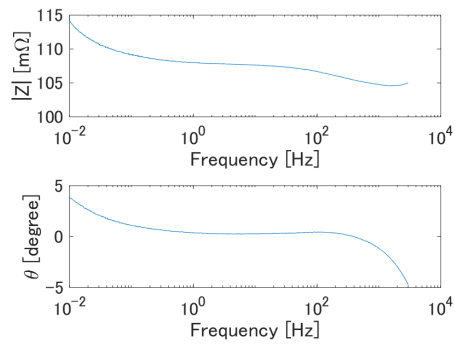


Figure 0.136 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

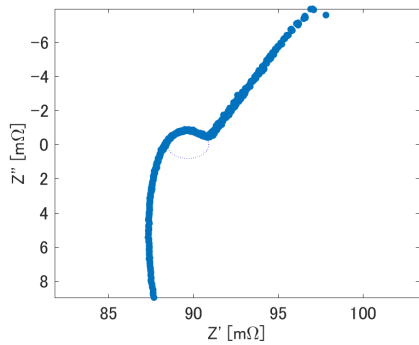


Figure 0.137 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

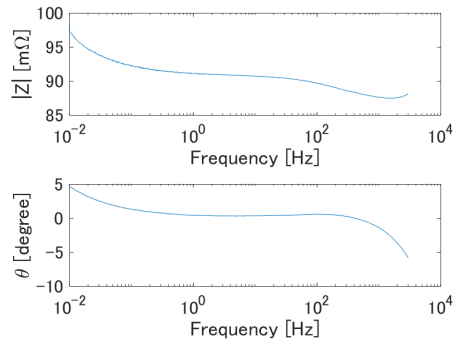


Figure 0.138 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

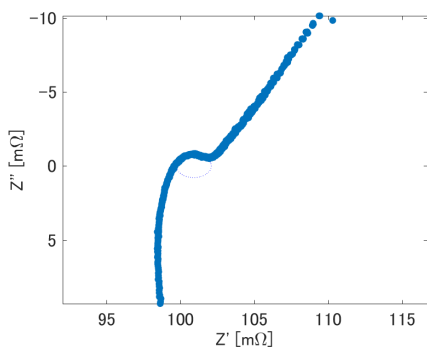


Figure 0.139 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

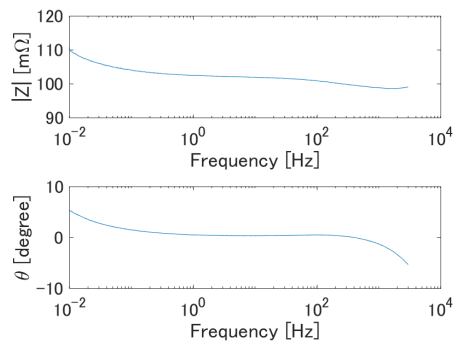


Figure 0.140 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

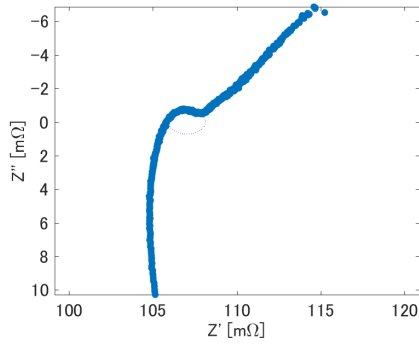


Figure 0.141 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

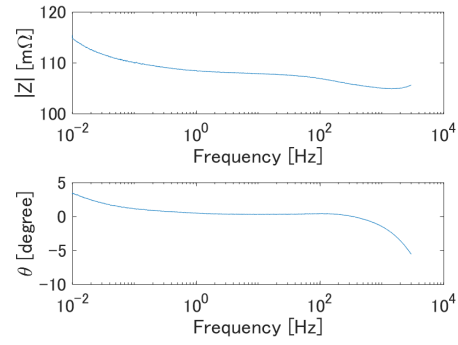


Figure 0.142 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

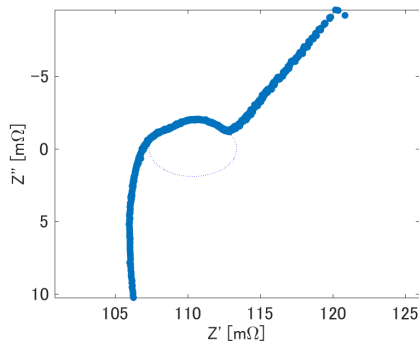


Figure 0.143 Nyquist plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

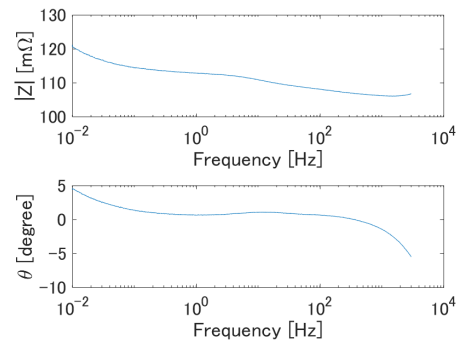


Figure 0.144 Bode plot $T = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

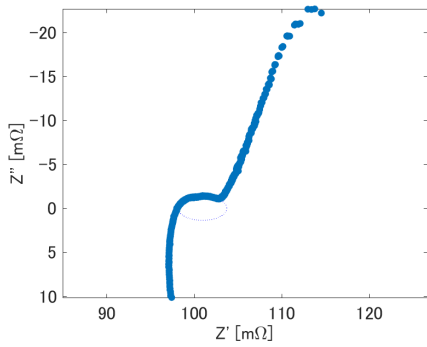


Figure 0.145 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

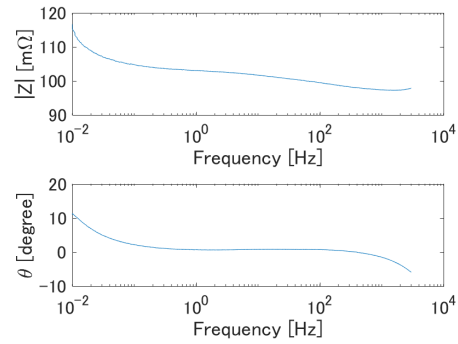


Figure 0.146 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.17\text{ V}$.

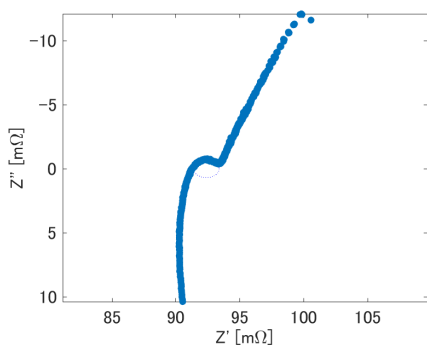


Figure 0.147 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

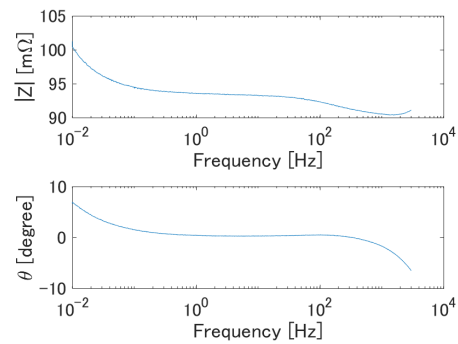


Figure 0.148 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.42\text{ V}$.

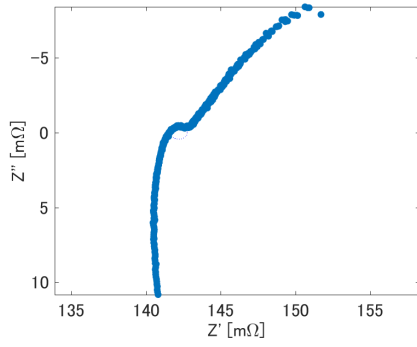


Figure 0.149 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

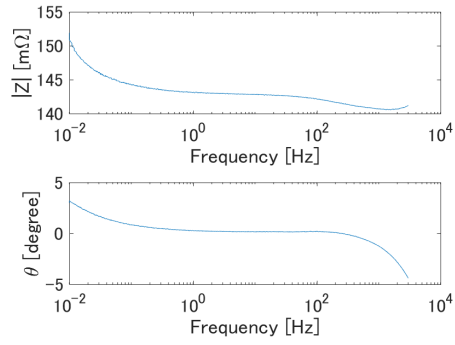


Figure 0.150 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.53\text{ V}$.

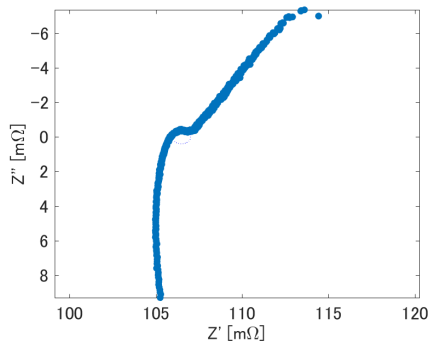


Figure 0.151 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

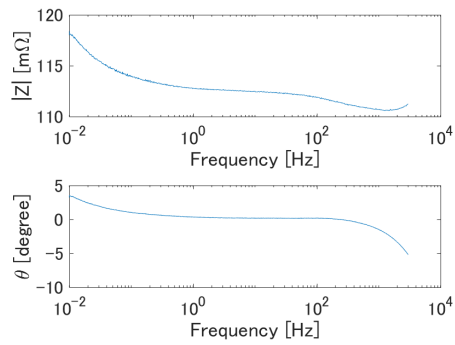


Figure 0.152 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.63\text{ V}$.

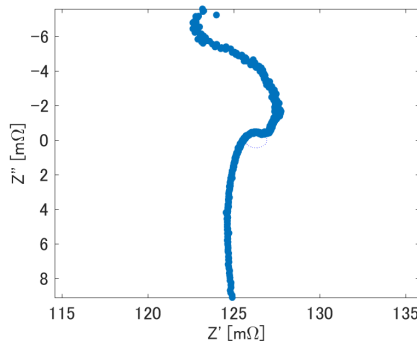


Figure 0.153 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

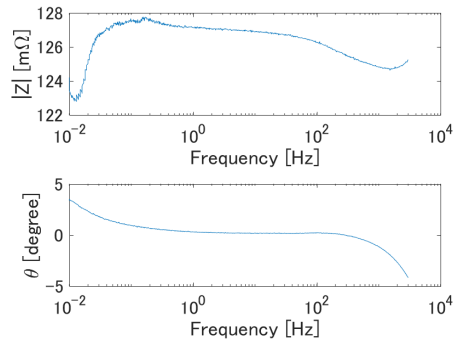


Figure 0.154 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.7\text{ V}$.

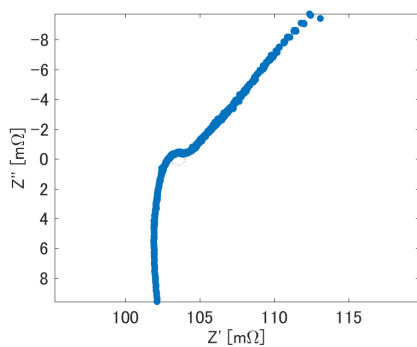


Figure 0.155 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

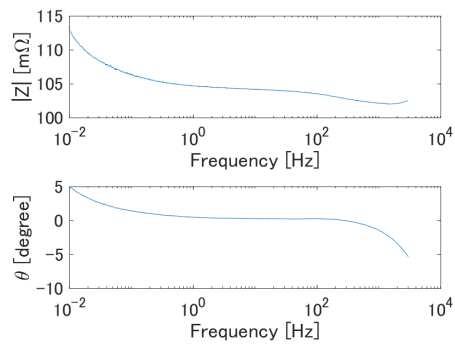


Figure 0.156 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.8\text{ V}$.

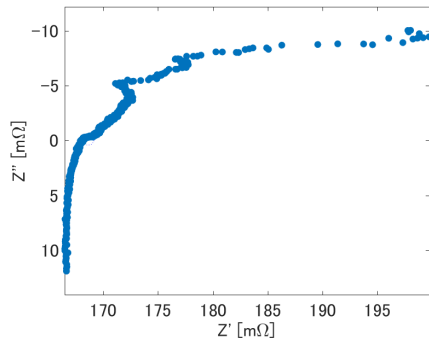


Figure 0.157 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

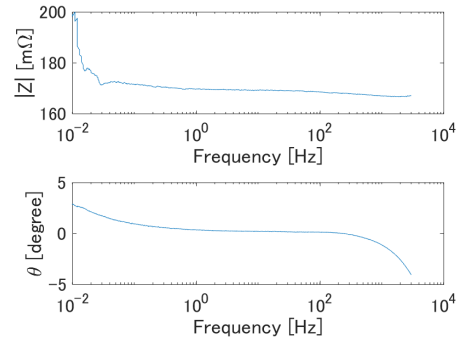


Figure 0.158 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 3.9\text{ V}$.

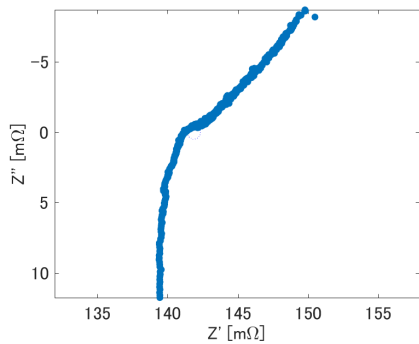


Figure 0.159 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

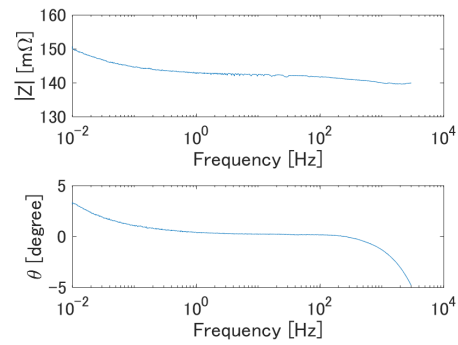


Figure 0.160 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.0\text{ V}$.

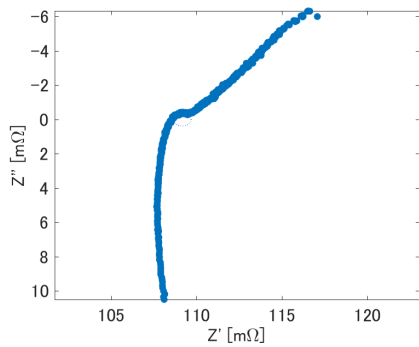


Figure 0.161 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

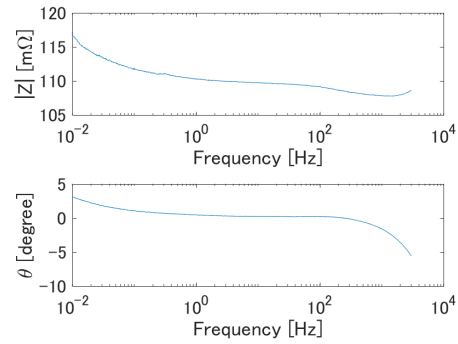


Figure 0.162 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.07\text{ V}$.

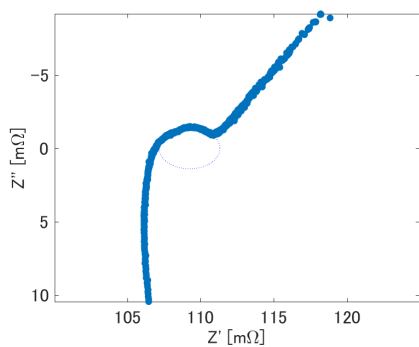


Figure 0.163 Nyquist plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.

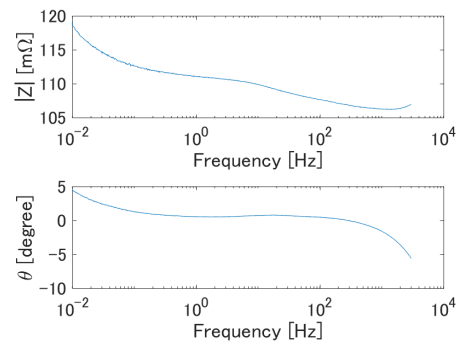


Figure 0.164 Bode plot $T = 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{OCV} = 4.17\text{ V}$.