

Thermal Analysis and Uncertainty Reduction of Spacecraft Systems using Physics Informed Machine Learning

著者	Tanaka Hiroto
学位授与機関	Tohoku University
URL	http://hdl.handle.net/10097/00137562

氏名	たなか ひろと 田中 寛人
研究科, 専攻の名称	東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 航空宇宙工学専攻
学位論文題目	Thermal Analysis and Uncertainty Reduction of Spacecraft Systems using Physics Informed Machine Learning (Physics Informed Machine Learning) を用いた宇宙機熱解析と不確かさ低減
論文審査委員	主査 東北大学教授 永井 大樹 東北大学教授 大林 茂 東北大学准教授 下山 幸治 准教授 大山 聖 (宇宙航空研究開発機構)

論文内容要約

本研究は宇宙機の設計, 開発, 運用に至る全てのフェーズにおいて極めて重要な熱管理の不確かさを低減することを目的とし, 物理的制約を満たす機械学習: Physics Informed Machine Learning (PIML)を用いた熱解析手法を提案するものである。宇宙機は高真空・高熱負荷の特異な熱環境に晒されるため, 各搭載機器が許容温度範囲で運用できるような熱設計が求められる。さらに地上で用いられる機械と異なり, 軌道上での運用が始まると修理やメンテナンスが行えない。そのため宇宙機にとって熱の管理は重要な問題であり, 開発, 運用を通じてミッションの成否を左右する工程といえる。熱管理では設計から運用に至る各フェーズにおいて機体の熱数学モデルを用いた温度予測が行われ, 各搭載機器が許容温度に収まることを確認することが必要不可欠である。しかし, 熱管理には以下に示す多くの不確かさが含まれており, 安全運用の妨げとなっている。第一に, 伝熱現象を模擬するにあたり, モデル内部には実行放射率や熱コンダクタンス等, 多くの不確かなパラメータが含まれているためモデルを用いた温度予測の不確かさは大きい。また, 打ち上げ時の振動や長期運用での劣化や故障によりモデル内のパラメータが変化することで温度予測ができなくなる事態も生じている。従って, 軌道上の機体の温度分布を正確に把握する解析手法が求められる。第二に, 深宇宙探査等のミッションでは行先の熱環境が完全に定まっているとは限らず, 臨機応変に運用方法が変更される。そのため予め設定した設計条件と異なる熱入力が生じることがあり, より包括的な熱解析や様々な運用に耐えうる冗長な熱設計が求められる。

以上のように, 宇宙機にとって温度管理はミッションの成否を左右する重要問題であり, 熱設計・運用において熱解析は極めて重要な工程であるにもかかわらず, 熱管理に多くの不確かさが含まれることが問題であった。そこでこれまでの研究では一部の温度データを用いてモデル内のパラメータを同定する手法や, 高速演算が可能な熱サロゲートモデルを用いた包括的な熱解析が提案されてきた。しかし, 宇宙機熱システムはネットワーク状の熱数学モデルによって表され, 温度の4乗差に比例した熱交換である輻射伝熱が支配的になる特異な系である。

これらの特徴から有限要素法による一般的な熱・流体解析と異なる非連続性と非線形性を有する。このことから、宇宙機の熱解析に関する研究ではモデルとは切り離された完全なデータ駆動による手法、又はモデルのごく一部を修正する研究がほとんどであった。宇宙機熱数学モデルの不確かさに対する状態推定およびサロゲートモデルに関する先行研究の課題を纏めると、以下の2点に集約される。

- ・システム全体の状態を推定できる手法が無い
- ・データ駆動のみでシステムの温度応答を模擬するためには温度分布の訓練データ生成コストが大きい

そこで、本研究では物理的な制約を基にニューラルネットを訓練する PIML に着目し、熱数学モデルへの適用を試みる。PIML は訓練データの代わりに支配方程式の残差や境界条件等の物理的に既知の情報を用いてニューラルネットの訓練が可能である。そのため少ない訓練データで解析が可能となし、物理的制約を満たすような解が得られる。本研究では PIML を用いて熱数学モデル全体の物理的な特徴を保持しながら、データ駆動による熱解析の拡張を試みる以下のテーマから成る。

第二章では、限られた温度センサ情報を用いてシステム全体の温度分布を推定する手法の構築である。運用中の機体の温度分布を正確に把握することは安全運用のための肝となる。その一方で搭載できる温度センサ数は開発コストの観点から限られており、軌道上の機体全体の温度を計測できるわけではない。その一方で、宇宙望遠鏡等の光学ミッションでは構造部材を含めたシステム全体の温度分布から熱歪みを予想する必要があり、センサ点以外の温度情報は重要な役割を持つ。また、想定外の故障を未然に防ぐ観点からも温度センサ点以外の温度情報を知ることによって運用の安全性を大きく改善することができる。そこで本研究では PIML を用いて物理モデルの保存則を満たしつつ、取得された温度データを反映した温度分布を求める手法を提案する。具体的にはノードの三次元空間座標とその点の定常温度の関係を模擬したニューラルネットワークを準備し、各ノードの熱収支の残差、境界誤差、観測値誤差の三つのロス関数を用いて訓練する。これにより、最終的には熱収支、境界条件、観測情報の全てを満たす温度分布が得られる。提案手法を評価するために疑似的な小型衛星モデルを用いた数値実験を実施し、温度推定精度を比較した。得られた温度推定誤差分布より、観測点周辺の温度推定精度が向上することや、物理保存則の制約により観測情報が必ずしも境界条件のように振舞うわけではないことを確かめた。また、観測データと物理保存則の重要度を決める重み係数の影響を調査した。その結果、観測点数に応じて重み係数を大きくすることで推定精度を向上させられることが分かった。これにより、観測点数が少ない場合であっても温度分布推定が可能であることを示した。最後に静的なデータ同化手法である最適内挿法を用いた温度分布推定と PIML で推定精度を比較する数値実験を行った。その結果 PIML による熱解析では事前情報無しにデータ同化と同等以上の推定性能を示すことを確かめた。以上の研究により、軌道上の機体から送られる限られた温度データと誤差を含む熱数学モデルから運用中の機体全体の温度分布を推定できることを示した。

第三章では、課題はシステム全体の温度分布予測が可能な熱サロゲートモデルを現実的な訓練コストで実現する手法の構築である。熱設計や運用検討において、様々な不確かさを考慮した熱解析が求められる。例えば、熱

環境や制御パラメータ，さらに運用条件の不確かさに対して包括的な熱解析を実施することで温度応答の不確かさを定量評価する必要がある．その一方で従来の熱数学モデルは計算コストの観点から膨大なケースに対する解析は現実的でない．この問題を解決するために，短時間で膨大な解析ケースに対する温度応答を求めることを目的として多項式回帰やガウス過程回帰，クリギングによる温度予測が行われてきた．しかし，回帰モデルを用いた場合は予測点の一部のノードに限られるうえ，モデルの構築に膨大な訓練データが必要となる．そこで，本研究ではPIMLを用いて物理モデルの制約を課すことで訓練データ数を飛躍的に小さく抑えたサロゲートモデルを作成することを目的とする．さらに，温度分布のPODモードを用いたデータの縮約により，大規模なモデル全体の温度分布を効率的に求めるPOD-PIMLサロゲートモデルを提案する．本研究では数値実験を通じて手法のハイパーパラメータの影響を調査し，PODモード数や事前情報数の影響が小さいことを確かめた．さらに大小2つの熱数学モデルに対して提案手法を適用し，物理モデルによって求めた温度分布との適合性を確かめた．その結果，提案手法は開発で使用に耐えうる精度で物理モデルを模擬できるうえ，物理モデルの4万倍以上の計算速度を達成できることが分かった．さらにPOD-PIMLの有用性を示すために，PODモードを用いたデータ縮約とガウス過程回帰や一般的なニューラルネットワークを組み合わせた手法との比較実験を行った．その結果，提案手法は他手法と比べて同等の予測精度で訓練コストを最大81%削減できることを示した．以上により，システム全体の定常温度分布を高速に求めることができるうえ，小さな計算コストで訓練が可能な熱サロゲートモデルを実現した．

第四章では，第三章で提案したPOD-PIMLサロゲートモデルの適用例として熱設計のロバスト最適化を実施した．これにより，以上に議論した熱システムの不確かさに対して冗長な熱設計の実現を目指す．特に，「モデル内パラメータ」と「運用および熱環境」の二種類の不確かさに対して冗長な熱設計指針を提案することを目的とし，多目的最適化手法とPOD-PIMLを組み合わせた設計解の探索を行った．具体的にはモデル内の一部の発熱量，熱コンダクタンス，放射率を設計パラメータとすることで，上記の不確かさに対して冗長な熱設計の指針を得る．はじめにPOD-PIMLを用いたモンテカルロシミュレーションを実施し，物理モデルを用いた結果との比較を行った．その結果，予め設定した不確かさに対して得られる温度分布のバラつきやその空間分布が物理モデルとよく一致することを確かめた．さらに，多目的遺伝的アルゴリズムを用いて設計目標値と温度応答のバラつきに対する設計パラメータのパレート解を得た．得られたパレート解から，ロバスト設計解を得るための設計パラメータの設定方法を考察した．さらにパレート解上での温度分布のPODモードを用いてパレート解上での支配的な温度分布の変動モードを可視化することで，熱設計が温度応答に及ぼす影響を調査した．以上より設計パラメータの持つ不確かさの影響を最小化しつつ設計目標温度に近づけるロバスト最適設計の手法を提案し，不確かさに対して冗長な熱設計方針について議論した．

以上よりPIMLを熱解析に適用し，物理的制約を課したデータ駆動型の解析を通じて熱解析の拡張を試みた．また各提案手法に対し数値実験を通じてその性能を評価し，特徴について議論した．宇宙機の熱管理における不

確かさは極めて重要な課題であるにもかかわらず、モデルの複雑さや非線形・非連続性のためにシステム全体の状態推定や温度予測を扱った研究はこれまでに存在しなかった。本研究は PIML および POD によるデータ縮約を用いてシステム全体の温度分布を直接推定・予測する手法を提案し、さらにロバスト最適化への適用に成功した。以上の成果は宇宙機熱解析および熱設計に直接的に貢献するものであり、実機への適用が期待される。