

論文の内容の要旨

論文題目 分布物理量を不等式制約に持つ大規模解析を含む
複合領域最適化に関する研究

氏 名 森田 直人

本論文は、「分布物理量を不等式制約に持つ大規模解析を含む複合領域最適化に関する研究」と題し、9章から構成されている。

次世代の航空宇宙輸送の実現のためには、航空機設計に対する定量的な技術蓄積が必要不可欠である。複数の解析や最適化を統合的に取り扱い、機体形状を求める複合領域最適化は、人間の意志に関係なく問題設定に依ってのみ機体設計が行われるため、定量的な経験蓄積という観点から見て優れた航空機設計手法である。特に最適制御問題を含む複合領域最適化はミッションの実現の可否を判断に有効であり、機体・軌道同時最適化の研究が進められてきた。ところが、高度化する空力・構造等の各種解析を直接軌道最適化と連成させることは難しく、統計推算式が活用されてきた。こうした手法は具体性にかけるため、当該領域の解析の連成が可能となる手法が望まれていた。以上を踏まえ、本論文ではこれが可能となる新たな手法を提案し、いくつかの次世代航空宇宙輸送機的设计解を得ている。

第1章は序論であり、複合領域最適化の定式化の分類、および機体・軌道同時最適化の先行研究、空力・構造領域の複合領域最適化の先行研究について既存研究および課題をまとめたうえで、本論文の位置づけを述べている。

第2章では連成した最適化の一つである擬スペクトル法による最適制御問題について解説を行っている。第2章において、今回提案するアルゴリズムに組み合わせる最適制御問題について説明を行った。Direct Collocation法によって定式化された最適制御問題は運動方程式を陽に制約に持っていることから、複合領域最適化への親和性が高いことを確認した。

第3章では、提案手法に適した空力解析アルゴリズムの作成とその精度検証を行った。提案手法が勾配法を用いることから、空力解析についても設計変数に対して微分可能で

なければならない。この点に留意しながら湧出・二重湧出の低次パネル法と修正ニュートン流法を実装し、空力解析プログラムとした。作成した空力解析プログラムにおいて、NACA0012対称翼を持つ3次元矩形翼とNAL0次形状に対し解析を行い、実用に十分な精度を持っていることを確認した。

第4章については、第3章で作成した空力解析プログラムの結果を用いて構造変位を求めることができる準2次元の境界要素法構造解析プログラムの作成と精度検証を行った。こちらでも空力解析と同様に、結果が設計変数に対し微分可能である必要があった。精度検証においては第3章にて用いたNACA0012を翼型に持つ矩形翼に対し計算を行い、等荷重分布の片持ち梁の解析解との比較を行った。解はメッシュの分割数を増やすほど解析解に近づいた。また空力解析による荷重分布が解析解の仮定である厳密な等荷重分布ではないが、それを考慮したうえで定性的かつ定量的に良い結果の一致を得た。

第5章においては、提案手法である「明示・非明示随伴方程式法」について定式化を行った。提案手法は、複合領域最適化における随伴方程式法に基礎をおいているが、旧来の随伴方程式法では随伴方程式が非正方行列となる不等式制約を持つ状態においては随伴変数を得ることが難しかった。そこで制約条件と変数の数が一致する解析の支配方程式については線形近似による全微分をとることで設計変数から解析変数の予測器を作成するとともに、作成した予測器を用いて変数削減した線形最適化問題を解くことによって、解析の不等式制約および軌道制約条件に関する随伴変数を取得するようにした。得られた随伴変数から再び予測器を用いることで、解析の支配方程式に関する随伴変数を求めることが可能であり、Lagrangianの二階微分を近似するHessian近似法の適用が可能となった。

第6章では、提比較的空力解析や構造解析が適用しやすい形状である翼のみの機体、すなわち全翼機の機体設計を用いた電動航空機モデルに適用し、既存手法であるペナルティ関数法との比較を行った。ペナルティ関数を用いた場合においては、評価関数が改善しないもしくは改善しても短いイテレーションで設計変数の更新ができなくなってしまったのに対し、提案手法ではペナルティ関数法に比べてより良い評価関数値となる解を出力した。提案手法を用いたものにおいてもHessian近似を用いたものと用いなかったものを用意し、その結果を比較すると、わずかではあるがHessian近似を用いたものの評価関数値が良く、さらに最適化終盤の解の振動も見られなかった。この検証によって、Hessian近似を用いる明示・非明示随伴方程式法が機体パネルに不等式制約を持つ機体・軌道同時最適化問題において、既存手法より優れた解を出力できることが確認された。

第7章では、予冷ターボジェットエンジンを搭載した極超音速ビジネスジェットの設計問題に対し、提案手法を適用した。最終的に構造に関する最大応力の制約を満たした、航続距離6902kmの極超音速ビジネスジェットの解が得られた。構造解析を組み合わせることで、従来の機体・軌道同時最適化では難しかった先進材料であるCFRPの適用や、機

体構造の考慮を行うことができた。また、太平洋を横断可能な航続距離を持つ機体を実現するためには、どの程度エンジン重量を削減するべきかを、初期値を航続距離最大化の解として設定した状態で提案手法によって求めた。この問題に対し実用上有用な解を得られたことで、提案手法が実設計問題に対しても適用できることが示された。

第8章では、より複雑なかつ強い軌道制約条件もつフライバックを想定したサブオービタルプレーンに対し提案手法を適用し、この解を得た。この問題設定においては、飛行途中で高度110kmへの到達を実現する必要があり、設計の改善がある程度進まなければこの制約条件を満たすことができない。そこで評価関数と制約条件を組み合わせる疑似的に評価関数を切り替えることで、この問題を解決した。このような強い非線形性を持つ場合においても提案手法は動作しており、高度110kmへ到達する全長約12mの機体が得られた。

第9章は結論であり、本研究の成果と新規性をまとめ、提案手法の発展性を述べている。