

論文の内容の要旨

論文題目 Optimization techniques for space transportation systems design
(宇宙輸送システムにおける最適化方法の研究)

氏名 タバ マルチェロ

21世紀の宇宙活動を考える際、宇宙輸送システム開発を支えるためには、スペースシャトルより更に発展した、再使用型の宇宙輸送機といったものの設計を考えることが必要になる。そして、それらの設計を行うためには、設計過程を自動的かつ効率的にする、斬新な設計技術を開発しなくてはならない。この研究では、宇宙輸送システムの設計を行うために、効率的な最適化方法を開発し、同時に宇宙輸送システムの最適な飛行経路と機体形状を得た。この問題を解く場合には、様々な側面から考えなくてはならない。この論文の要約は二つの部分から構成される。まず、複合基準最適化方法について述べ、次に複合領域最適化方法を示す。

航空宇宙工学の設計を行う場合、最適な設計を求めるためには、一つの評価基準のみではなく、数多くの様々な評価基準について同時に考えなくてはならない。その問題を非線形計画問題として定式化するためには、複合基準最適化方法が必要である。それにより、非線形計画問題を多目的な最適化ソフトで解くことができる。非線形計画問題の評価関数はスカラー関数であるから、複合基準最適化問題を解く際の最も困難な問題は評価基準をどのように定義するかである。単一基準最適化とは違い、複合基準最適化では最適な解は一つではなく複数存在し、作られた評価関数によって最適化問題の解は違い得る。従って、ユーザの満足できる解を求めるためには評価関数をうまく作らなくてはならない。それを効率的に行うためには、会話型過程を用いることが有効である。会話型過程では、最適化ソフトの計算とユーザの決定 (decision-making) が交互に行われる。まず、様々な評価関数を用い、コンピュータで

得られた解をユーザに示す。それで、ユーザは最も満足度のいく解を選び、その選択によって新しい評価関数を作る。その会話型過程を繰り返して行う。

この研究には[1]、線形計画法 (Linear Programming, LP) として経営問題の解法として最近提案されたアルゴリズムを、非線形計画として工学的設計の問題のために適用した。ここで、最初アルゴリズムと比べて、新しいアルゴリズムで用いるユーザ選択の手段は変わってくる。またこのアルゴリズムでは、様々な最適化問題を並列的に行い、最適化計算を行うと同時にグラフィカル・インタフェースでユーザに解を示す。新しい並列アルゴリズムを用いる場合には、ユーザは最適化計算のイタレーションの途中で解を見ながら、最終的な解決を満足度のいく設計点へ導くことができる。その並列アルゴリズムで再突入問題を解き、クロスレンジ、熱量速、熱負荷、航空管制コスト四つの評価基準を同時に考慮した。

最近、統合的最適化(Multidisciplinary Optimization, MDO)への注目が増し、特に宇宙機や航空機の初期設計に関する適用可能な例が数多く出てきた。航空機の設計を行うためには、さまざまな分野についての考慮が必要である。今日の技術者が直面している問題は設計の繰り返し過程を自動化する系統的な手法を開発することである。今回、リエントリーピークルの飛行経路と機体形状の統合最適化に用いた方法の機構は図1に示す[2]。最適化は統合解析により計算される評価関数と制約条件を入力として扱うシステムレベルで行われる。標準的なNLP問題とMDOの問題の違いは、専門領域が絡み合うかどうかである。たとえば、図1で、熱流束 q のピークは航空機力学ブロックにおいては出力で、重量推算においては入力となっている。また、全装備荷重は重量推算ブロックにおいては出力で、航空機力学ブロックへは入力になっている。ここからは、サブシステムと最適化ソフトに関して述べる。飛行経路においては、レンジの改善は最大の (L/D) で飛ぶ時間を長くすることにより実現される。図2に熱流束の条件がない場合とある場合の飛行経路を示す。後者のほうは熱流束の制

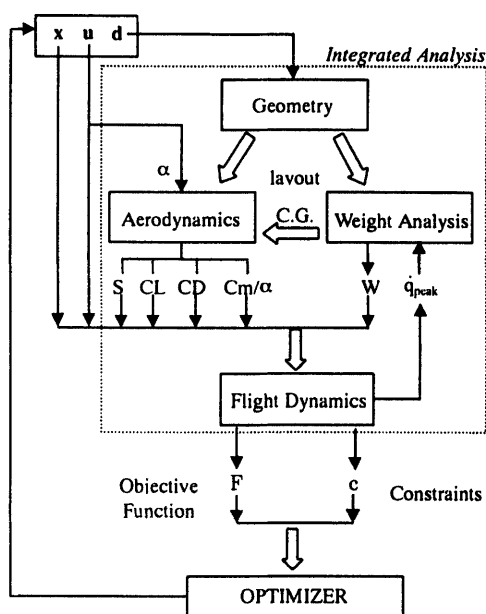


図 1

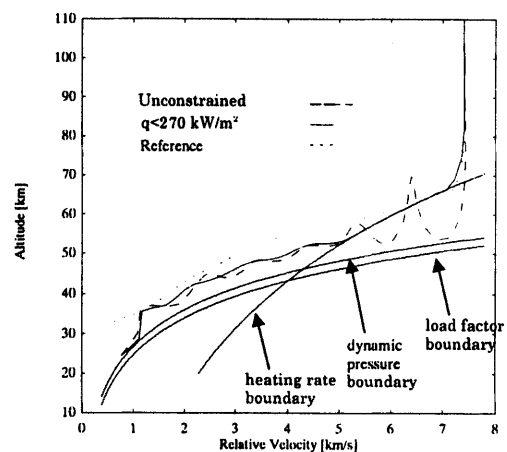


図 2

約条件の境界上を、熱流束一定で飛行する。熱流束の制約条件を厳しくすると長くて滑るような軌道(gliding)をもたらすために、再突入の最初の段階に高い迎え角と低いバンク角が必要となる。評価関数を熱流束、または熱負荷にする場合によって、反対の解が生成されるから、トレードオフが必要である。例えば、最小熱流束の問題で、長い間に一定の熱流束で、滑るような飛行経路が良い。最小熱負荷の問題では、高い抵抗の飛行経路を選び、吸収エネルギーを制限するが、熱流束とダイナミック・ロードのピークは増加する。

機体形状においては、機体重量条件はピークルのサイズパラメータ(全長、ベース半径)に影響したが、それらの比率には影響しなかった。しかし、後者のほうは熱流速条件に依存するところが大きかった。最大クロスレンジ問題の解は細長い形状であり、熱流束条件を考慮する際、最適化形状はもっと細長くなった。熱流束と熱負荷のトレードオフは形状の問題より、飛行経路の問題であることが実証された。縦安定条件を考慮する際、前コーンは後コーンよりかなり細長である形状になった。

この研究によって、従来単一であった評価基準を複数扱えることが可能になり、また、構造や空力などの複数の分野を統合した飛行経路最適化問題を解くことが可能になった。宇宙輸送システムの設計は厳しい制約の下で多様な評価基準を満たさなくてはならず、本論文で提案する手法がシステム実現のために有効な手法となり得ることを示した。

参考文献

- [1] Tava, M. and Suzuki, S., “*Optimal Re-Entry Trajectories by Interactive Multiobjective Optimization with Parallel Programming*”, received positive review from the Journal of Guidance, Control and Dynamics (2000).
- [2] Tava, M. and Suzuki, S., “*Multidisciplinary Design Optimization of Shape and Trajectory of a Re-Entry Vehicle*”, received positive review from the Transactions of the Japan Society of Aeronautical and Space Sciences (2000).