

論文の内容の要旨

論文題目 Design Method of Flight Controllers
for In-Flight Simulators
(インフライトシミュレータ飛行制御則設計法に
関する研究)

氏 名 佐 藤 昌 之

本論文は、インフライトシミュレータ (In-Flight Simulator; IFS) 飛行制御則設計法に関する研究結果をまとめたものである。IFS の概念は、ライト兄弟による人類初飛行の次年 (1904 年) に考案されるほど古くから研究されてきたテーマである。しかし、IFS を開発した国はアメリカ、ドイツ、日本にとどまり、IFS 飛行制御則設計問題は現在でも様々な研究課題を有する難解なテーマである。例えば、現在までに開発された IFS 飛行制御則は、模擬対象機の操縦応答を模擬することは可能であるものの突風応答は模擬できていない、すなわち、模擬対象機の操縦応答および突風応答を模擬する完全なる IFS は現在までに開発されていない。このような状況を考慮して、本論文では、模擬対象機の操縦応答を実現するために従来の IFS に広く用いられている「モデル追従制御則」の改良を行い、その限界を確認した後に、模擬対象機の操縦応答のみならず突風応答も模擬する IFS 飛行制御則の設計手法を提案する。なお、後者の課題では、問題が複雑であることから、操縦応答の模擬に特化した「フィードフォワード制御のみによるモデルマッチング制御」を提案し、その有効性を検証した後に、操縦応答および突風応答の二つの応答を模擬する完全な IFS を目指した「二自由度制御によるモデルマッチング制御」を提案する。これらの制御則設計法の妥当性および設計された制御則の有効性は、宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency; JAXA) が所有する多目的の実証実験機 (Multi-Purpose Aviation Laboratory- α ; MuPAL- α) に対する設計および MuPAL- α を用いた実験によって確認する。

最初に、従来の IFS において広く用いられてきたモデル追従制御の改良設計法を提案する。実際の飛行において突風を受けることは不可避であり、また、搭載アクチュエータモデルの同定や空力微係数の推定の際のモデル化誤差は避けることができない。しかしながら、従来のモデル追従制御では、モデル化誤差が存在する条件下において突風のモデル追従制御性能への影響を小さくするという現実的な設計仕様はほとんど考えら

れていなかった。そこで、従来のIFS 制御器として有効性を確認しているある一つのモデル追従制御則の設計の際に、上述の制御性能の最適化を課したモデル追従制御則の設計法を提案する。すなわち、一番目の課題として、プラントの不確かさが存在する条件下において突風のモデル追従誤差への影響を最小化するモデル追従制御則の設計に取り組む。なお、プラントの不確かさモデルは表現の自由度の観点からパラメトリックな表現を用い、不確かさを含むプラントモデルの表現は線形時不変パラメータ依存 (Linear Time-Invariant Parameter-Dependent; LTIPD) システムとして表現されるとする。このとき、上述の最適化問題はLTIPD システムに対するロバストH2 制御器設計問題として定義される。このようなパラメトリックな不確かさを有するシステムに対するロバストなモデル追従制御則の設計手法は今までに提案されたことがなく、ロバストモデル追従制御則設計法の提案は本論文の主結果の一つである。提案された設計手法を用いて、MuPAL- α の横/方向運動に対する二つのモデル追従制御則の設計を行い、得られた制御則がプラントの不確かさに対してロバストなモデル追従制御性能を有していることを数値シミュレーションおよび飛行実験によって確認する。同様に、提案手法を用いて、MuPAL- α の縦運動に対するモデル追従制御の設計を試みたが、突風の影響を小さくするモデル追従制御則は得られなかった。この原因を厳密に明らかにしていないが、最も可能性が高い原因の一つが、モデル追従制御則の設計パラメータの少なさである。すなわち、MuPAL- α の縦運動に対するモデル追従制御設計の際には、設計パラメータの数が十分に存在しないために、所望の制御器が設計できないということが考えられる。また、モデル追従制御則では、操縦応答の模擬は実現できるものの、突風応答の模擬を設計仕様に組み込むことは不可能であることを考慮して、モデル追従制御より設計の自由度が高く、かつ突風応答と操縦応答の二つの応答模擬を設計仕様として課すことが可能な別の制御則を検討する。

このような要求に対する本論文の提案制御系は、IFS 飛行制御則のフィードバック部分には突風応答模擬を、フィードフォワード部分には操縦応答模擬を課す制御系である。このような制御系が上述の要求を満たすことは理論的に明らかであるが、実環境下における実際の性能に関しては明らかではない。特に、フィードフォワード制御がプラントの不確かさに対して一般に脆弱である、すなわちプラントの不確かさに対してロバスト性能を有さないことから、フィードフォワード部分だけによって操縦応答の模擬が可能であるかどうかは不明である。そこで、適切に設計されたフィードフォワード制御器は操縦応答の模擬が可能であることを確認するために、二番目の課題として、フィードフォワード制御のみを用いたIFS 飛行制御の設計問題に取り組む。この問題においては、従来手法より搭載計算機の計算量を減らすことを目的として、 H_{∞} ノルムを用いて定義された低域通過型右逆システムによるフィードフォワード制御器を設計することを提案する。提案された設計手法を用いて設計したMuPAL- α の縦運動および横/方向運動に対するフィードフォワード制御器が実環境下、すなわち実飛行環境下において操縦応

答の模擬が可能であることを確認できたことを踏まえて、最後に、本論文のもっとも重要な主結果でありかつ従来のIFS では達成されていなかった操縦応答と突風応答の同時模擬という三番目の課題に取り組む。このような制御系の設計において操縦応答と突風応答の二つの応答の模擬という二つの設計仕様を同時に満たすような制御器を設計することは可能であるが、問題の複雑さから適切な制御器を設計することが難しいと考えられる。そこで、突風応答の模擬を設計仕様としたフィードバック制御器をプラントの不確かさを考慮したスケールド H_∞ 問題を解くことによって設計した後に、操縦応答の模擬を設計仕様としたフィードフォワード制御器を二番目の課題に対する手法と同様の方法を用いて設計するという二段階設計法を提案する。提案された設計手法を用いて設計したMuPAL- α の横／方向運動に対する飛行制御則が突風応答と操縦応答の同時模擬を行うことを飛行実験によって確認する。また、三番目の課題に対する提案設計法を応用して、突風除去と同時に、操縦特性を定めるモデルを交換するだけによって複数の操縦応答を実現するIFS 飛行制御則の設計法を提案し、このようなIFS 制御則が実際の飛行機に対して設計可能であり、所望の性能を有していることをMuPAL- α の横／方向運動に対する制御則設計および設計された制御則を用いた実験によって確認する。

なお、繰り返しとなるが、本論文で提案するIFS 飛行制御則の適用性および設計仕様に対する充足度は、MuPAL- α を用いた数値シミュレーションと実験、すなわちハードウェアインザループ (Hardware-In-the-Loop; HIL) シミュレーションおよび飛行実験によって確認されており、多くの過去の文献のように数値シミュレーションだけによる妥当性確認にとどまらないことを強調しておく。