

## 審査の結果の要旨

氏名 柳原 正明

工学修士 柳原正明 提出の論文は「宇宙往還機形状の空力特性推定のための飛行試験法に関する研究」と題し、6章と付録からなる。

宇宙往還機は、ベース面を有する特異な機体形状を持つため、風洞試験あるいはCFD(Computational Fluid Dynamics, 数値流体力学)による空力特性推定が困難である。これは、風洞試験では、模型支持装置の影響によりベース面の剥離領域の流れが変化するために空気力の正確な計測が難しく、CFDでは剥離領域の正確な再現が技術的に困難なためである。そのため、通常の航空機でも推定が困難な遷音速領域はもとより、亜音速領域においても風洞試験やCFDによる宇宙往還機の空力特性推定には限界があり、実飛行試験により空力特性の推定が必要とされる。ただし、宇宙往還機は通常の航空機とは飛行パターンが大きく異なるため、従来の飛行試験方法をそのまま適用することが困難であり、新たな飛行試験方式を確立する必要があった。

宇宙往還機は帰還時には推力を使用せず、また、極端な低揚抗比形状であるため、飛行経路角がマイナス20度から30度と大きく、沈下率も大きいため、空力特性の推定に必要な飛行データを取得することが困難であった。このため、本論文は、宇宙往還機形状の低速飛行領域及び遷音速飛行領域の2種類の速度域における空力特性推定のための新たな飛行試験手法を提案している。低速飛行領域では母機ヘリコプターを用いた懸吊飛行試験方式、また、遷音速飛行領域では、高層気球を用いた高空からの落下滑空による飛行試験方式を新たに考案し、また、両手法により実際にデータを取得し、風洞試験及びCFD解析結果と比較することによって、その有効性を示そうとしている。

第1章は序論で、本研究の背景と目的を明らかにしたうえで、過去の研究事例について概観し、本論文の構成を整理している。

第2章では、従来の飛行試験による空力特性推定法を概観し、宇宙往還機の小型自動着陸実験(ALFLEX, Automatic Landing Flight Experiment)に適用している。その結果、大きな沈下率をもつ宇宙往還機では、飛行時間が短く、飛行中に大きな姿勢変動を伴う運動を起こすことが困難なため、機体の空力特性推定には限界があり、望ましい飛行パターンを実現する飛行試験手法の考案が必要であると指摘している。

第3章ではヘリコプターによる懸吊飛行による空力特性推定法を提案し、飛行試験結果を考察している。まず、小型自動着陸実験機に関する懸吊風洞試験により手法の有効性を確認した後、実際の飛行試験において空力特性推定のた

めのマヌーバを行い、空力特性推定を行った結果を示している。得られた空力特性を、静的な風洞試験の結果及び第 2 章に示した従来手法の結果と比較した結果、抗力係数及び横力係数に変動が見られた点を除き、提案する懸吊飛行試験法により、舵効き、動特性を含めて合理的な推定が可能なが示された。抗力係数及び横力係数の推定結果に変動が見られた原因は、懸吊ケーブルに付けられた電力供給及びコマンド伝達用のケーブル（アンビルカル・ケーブル）の影響であることを解明するとともに、懸吊用のヘリコプターのダウンウォッシュの影響についても分析し、改善の方法を明らかにしている。

第 4 章では、遷音速空力特性推定のために、高層気球を用いた高空からの落下滑空飛行試験法を提案し、HOPE-X(H-II Orbiting Plane-Experimental)プロジェクトの高速飛行実証試験に適用した結果を示している。その方法は、滑空飛行中に、落下中の高度変化に伴う空気密度の変化を利用することにより、マッハ数一定での準静的な迎角スウィープ飛行試験をおこなうものである。数学シミュレーションによってその成立性と有効性を確認した後、飛行試験計画を立案し、高層気球により高度 21 km から落下試験を行い、マッハ数 0.8 における準静的迎角スウィープ飛行を実施した。実験の結果として、縦 3 分力空力係数と、ベース面及びボディ・フラップ上面圧力及び舵面ヒンジ・モーメントが取得された。得られた結果は、風洞試験や CFD 解析との結果と整合性が取れており、実験法の有効性を示すとともに、エレボンの舵効きの推定誤差など、風洞試験の課題も明らかにしている。

第 5 章は総合評価であり、第 3 章及び第 4 章において新たに提案した飛行試験手法の特徴を風洞試験法、CFD と比較して総合的に整理している。

第 6 章は結論で、本論文で得られた成果を要約している。

以上、要するに、本論文は、宇宙往還機形状の空力特性推定のための飛行試験法として、ヘリコプターによる懸吊飛行による低速飛行領域での空力特性の推定法と、高層気球による落下中にマッハ数一定での準静的な迎角スウィープ飛行試験による高速飛行領域での空力特性推定法を提案し、それぞれの飛行試験を計画、実施し、取得されたデータを分析することで、提案する手法の有効性を検証した。提案された飛行試験法は世界にも例が無く、これらの成果は、航空宇宙工学上貢献するところが大きい。

よって本論文は博士(工学)の学位請求論文として合格であると認められる。