

論文の内容の要旨

論文題名：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

氏名：柳原正明

有翼宇宙往還機の基本形状、すなわちベース面を持つ特殊な形状に対しては、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結果は誤差が大きいことが知られている。これは、剥離状態となったベース面の流れについて、風洞試験では模型支持装置の影響を受けて流れが大きく変化すること、CFD では剥離状態の流れを再現することが困難であることが主な原因である。また、遷音速領域では小さな要因により衝撃波が移動する等、機体周りの流れが大きく変動するため、風洞試験では支持装置や風洞壁の、CFD ではメッシュの切り方等の微妙な差が推定特性の大きな差として影響し、推定結果の不確実性が他の速度域に比べて一層大きくなる。このような誤差要因を含まない空力特性推定として、飛行試験による推定が考えられるが、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、航空機の空力特性推定と同じ飛行試験手法はとることができず、新たな飛行試験方式を開発する必要がある。仮にこうした飛行試験による空力特性推定が実現すれば、将来の宇宙往還機開発に直接的に有益であるばかりでなく、風洞試験及びCFD解析の高精度化に向けた技術研究のための参照データとしても大きな価値がある。本論文では、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新たな空力特性推定飛行試験手法を提案し、飛行試験によって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、その有効性を確認した結果を示す。

本論文の前半では、低速飛行領域の空力特性推定飛行試験の新たな手法を提案し、地上試験による評価と、実証飛行試験を行った結果をまとめる。宇宙往還機は、帰還軌道では滑空飛行となるが、一般に低揚抗比形状であるため、低速飛行領域での釣り合い飛行では飛行経路角が -20° ～ -30° と、通常の航空機に比べて極めて深い角度で、かつ速度も高速となり、高度沈下率が大きい。そのため、この飛行フェーズの飛行試験を行うことを考えた場合、十分なデータ取得時間の確保と、着陸のための誘導あ

るいはパラシュート等による回収に必要な高度余裕を考慮すると、飛行開始高度はかなり高くする必要があり、飛行試験の規模が大きくなる。これは、試験コスト及びリスクの増大を意味する。こうした課題の解決方法として、母機ヘリコプターを用いた懸吊飛行試験(図1)による空力特性推定手法を提案した。懸吊飛行では、特性推定の対象となる実験機は、設計重心位置に設置された2自由度ジンバルを介して母機ヘリコプターから1本のケーブルで懸吊され、無推力飛行を行う。考案した手法は、まず、既に技術確立していたケーブル支持動的風洞試験技術を応用した懸吊風洞試験により、その有効性確認及び問題点の把握を行い、その結果を踏まえてNAL(National Aerospace Laboratory of Japan, 航空宇宙技術研究所)/NASDA(National Space Development Agency of Japan, 宇宙開発事業団)HOPE-X(H-II Orbiting Plane-Experimental)プロジェクトの一環であるALFLEX(Automatic Landing Flight Experiment, 小型自動着陸実験)に適用した。ALFLEX懸吊飛行試験では、エレベータ、エルロン、あるいはラダー操舵による動的試験と迎角、横滑り角スイープによる準静的試験を実施し、空力6分力係数の推定を行った。推定された6分力を、設計空力モデル及びその他の各種風洞、各種風洞模型を用いた風洞試験結果と比較した結果、抗力係数及び横力係数の推定値がフライトごとにばらついたことを除いて、舵効き、動特性も含めて、通常の飛行試験による推定結果に比べて良好な推定が行われたことが示された。抗力、横力係数のばらつきの原因は、ジンバル角の計測誤差であり、この計測誤差は、懸吊中の母機からの電力供給、電源内外切り替え/分離コマンド伝達等のために懸吊ケーブルと並行して設置されているアンビリカル・ケーブルの影響によるものと推定された。内部電源の使用、コマンドの無線伝送等によってアンビリカル・ケーブルを廃止することによって、この問題は解決されると考えられる。一方、母機ヘリコプターのダウンウォッシュについては、懸吊状態で実験機は母機の約24m下方に位置し、かつ50m/s程度の速度で水平飛行しているため、当初影響はないと考えていたところ、飛行データの解析により、影響を受けていた可能性が示された。本解析では、この結果をADS(Air Data System)の校正には反映したが、さらに詳細な検討として、懸吊ケーブルの長さの最適化を含め、CFD、飛行試験計測等による詳細なダウンウォッシュの影響解析が必要である。

本論文の後半では、遷音速空力特性を推定するための飛行試験手法を提案し、シミュレーションによる評価と、実証飛行試験を行った結果についてまとめる。宇宙往還機は、その帰還軌道の遷音速飛行フェーズでは、急激に減速し、それに伴って空力特性も急速に変化する。したがって、通常の飛行パターンを用いる限り、風洞試験のような、一定マッハ数で迎角をパラメトリックに変化させたデータの取得等は不可能である。この課題を克服するため、高空からの(制御された)落下滑空による飛行試験法(図2)を提案した。この飛行試験では、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

マッハ数一定での準静的迎角スイープが可能となる。考案した手法は、数学シミュレーションにより成立性と有効性を確認するとともに飛行試験計画を立案し、その結果を反映して NAL/NASDA HOPE-X プロジェクトの一環である高速飛行実証フェーズ II に適用することにより、実飛行による手法の実証を行った。平成 15 年に NAL/NASDA に CNES (Centre National d'Etudes Spatiales of France, フランス国立宇宙研究センター)を加えた 3 機関共同で実施された飛行実験では、マッハ 0.8/1.05/1.2 での 3 回の飛行が計画され、その第 1 回飛行においてマッハ数 0.8 における準静的迎角スイープが実現した。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。この結果を、飛行前風洞試験に基づいて設定された設計空力モデルと比較した結果、全ての飛行試験結果が風洞試験の推定誤差範囲内に入り、飛行試験推定値に大きな問題がないことと、風洞試験誤差の設定が正しかったことが示された。ただし、ピッチング・モーメントに関しては、推定誤差範囲内ではあるが、比較的大きな誤差が見られた。この原因は、風洞試験におけるエレボンの舵効きに誤差があった可能性が示された。また、飛行試験後、JAXA/CNES 共同研究に基づいて、舵角、マッハ数等を第 1 回飛行試験での飛行状態に合わせた風洞試験及び CFD 解析が日仏両国で実施されが、この結果からも、飛行試験により、有益なデータが取得されたことが確認された。飛行試験は、本手法とは直接関係しない回収系の不具合により 1 回で中断されたが、試験方式自体はマッハ数 1 以上の飛行に関しても同じように適用可能と判断され、その有効性が実証された。

本論文では、宇宙往還機形状の空力特性を飛行試験によって取得するため、低速飛行領域での懸吊飛行試験方式と、遷音速飛行領域での落下滑空飛行試験方式による空力特性推定手法を新たに提案し、それぞれ実証飛行試験によって有効性を確認した。取得した空力特性は、今後の宇宙往還機開発に役立つことはいまでも無く、風洞試験及び CFD 解析による推定精度の向上に向けた技術検討のための基盤となる比較対象データとして活用されることが期待される。

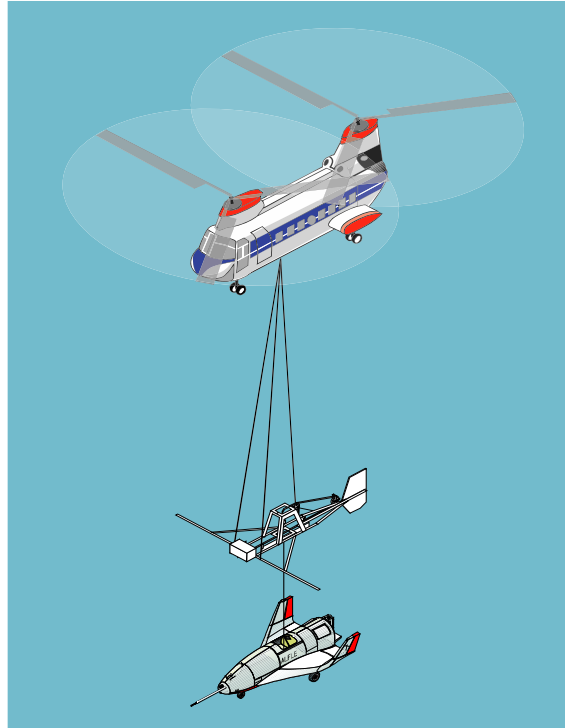


図 1 懸吊飛行試験

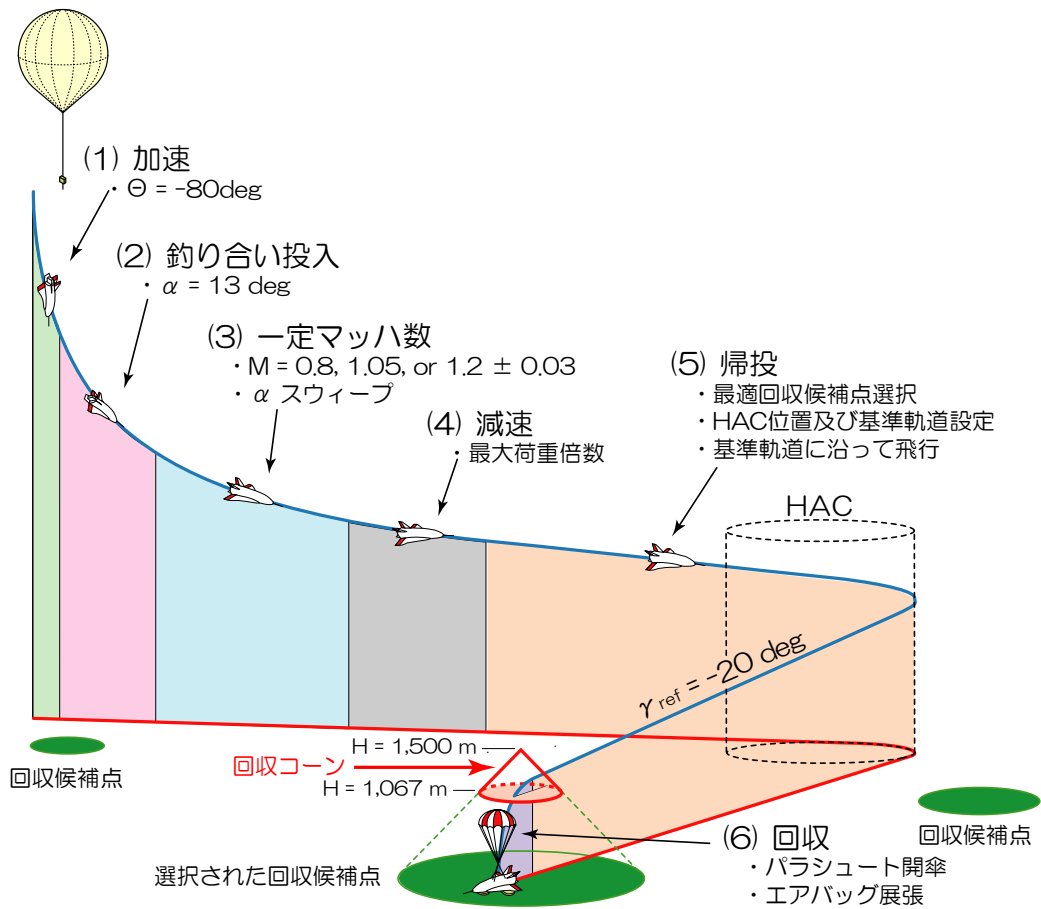


図 2 高空からの落下滑空飛行試験