

令和 6 年 6 月 7 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C)（一般）

研究期間：2021～2023

課題番号：21K04490

研究課題名（和文）再使用型ロケットの垂直着陸における空力特性と運用性の研究

研究課題名（英文）Aerodynamics and operability of reusable rocket in vertical landing

研究代表者

野中 聡（Nonaka, Satoshi）

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授

研究者番号：40332150

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 3,100,000円

研究成果の概要（和文）：垂直離着陸方式の再使用型ロケットでは、着陸時に機体周りの気流とそれに対抗するエンジンからの排気とが干渉し、複雑な流れ場が形成される。本研究ではその流れのメカニズムを理解するため、再使用型ロケットのスケールモデルを用いてエンジン排気を伴う流れ場を模擬し、風洞実験によって機体周りの圧力分布を計測した。実験結果から、着陸時の機体の姿勢とエンジン排気の角度によって、ロケット表面の圧力分布が大きく変化し、空力特性に大きな影響を与えることを明らかにした。この現象をモデル化することで、将来の適切な着陸運用に繋がると考える。

研究成果の学術的意義や社会的意義

再使用型ロケットの着陸フェーズにおけるエンジン排気と機体周りの流れの干渉が機体の空力特性と運動に与える影響について、空気力学や運動力学などの学術的な観点から考察し、将来の宇宙輸送システムの確実な着陸運用を実現するための考え方を定量的に示した。本研究で得られた成果は、総合的なシステム工学によるアプローチで再使用型ロケットのシステム構築に必要な設計指針を示すための学術的な取り組みの一環であり、今後国や民間が取り組む本格的な実証機や運用機の研究開発に貢献するものである。

研究成果の概要（英文）：In a reusable rocket with a vertical take-off and landing system, a complex flow-field will be formed by an interference between the airflow around the vehicle and the opposing exhaust from the engine during its landing. In this study, in order to understand the mechanism of this flow phenomena, a scale model of a reusable rocket was used to demonstrate the flow-field with engine exhaust, and the pressure distribution around the vehicle was measured by wind tunnel experiments. From the experimental result, the pressure distribution on the rocket surface was significantly affected by the attitude of the vehicle and the engine exhaust angle in the landing phase. As a result, the aerodynamic characteristics is also significantly affected. Modeling of this phenomenon will lead to appropriate vertical landing operations in the future.

研究分野：空気力学

キーワード：垂直着陸 再使用型ロケット 空力特性 帰還飛行

様式 C - 19、F - 19 - 1 (共通)

1. 研究開始当初の背景

目指すべき宇宙輸送のゴールは、物や人をこれまでとは桁違いに大量に宇宙へ運ぶことであり、そのためには航空機のように効率的に地上と宇宙を頻繁に行き来する輸送の仕組みが必須である。そのような将来の大量高頻度宇宙輸送時代に向けて、「再使用」できるロケットの研究開発が近年国内において進められ、海外においては商用運用が本格化されつつある。再使用システムは効率的な地上運用や構造重量の軽減の観点では垂直離着陸方式が有利であると考えられるが、地上への軟着陸時にエンジンからの排気プルームを逆噴射することで減速する場合、機体周りの気流とそれに対抗する噴射とが干渉し、非定常で複雑な流れ場が形成される。着陸時の誘導制御にはこの流れのメカニズムをより詳細に理解し機体の空力特性を正確に把握しなければならない。この現象を空気力学や運動力学の観点で正確に理解した上で、垂直着陸や繰り返し再使用運用を達成できるかということが本研究課題における学術的な「問い」である。

2. 研究の目的

本研究では垂直着陸型再使用ロケットの着陸フェーズにおいて、減速・軟着陸のためのエンジン排気プルームと機体周りの流れの干渉と、機体底面および着陸脚へ与える流体力学的な影響を考え、運用システムとして成立する機体形状や姿勢運動を含めた飛行プロファイルなど空気力学および運動力学の観点で考察し、垂直着陸型再使用ロケットのシステム構築に必要な空力設計や着陸方法の考え方を示すことを目的とする。

3. 研究の方法

本研究では、排気プルームを模擬するための風洞実験が可能なスケールモデルを試作し、風洞内でスケールモデルから対向流を発生させて機体周りの流れ場を可視化するとともに、スケールモデルに内装した6分力天秤により空力荷重を計測し、空力係数を推算する。流れ場の可視化により機体周りにおける流れの様子を把握し、力計測結果から把握される空力特性との関係を明らかにする。特に降下減速時に機体に働く抗力とモーメントが排気プルームの有無によってどのように変化するかを流れの状態と共に定量的に理解する。風洞実験は宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所の惑星環境風洞等を利用する。

4. 研究成果

(1)スケールモデルの設計と実験条件の設定：再使用ロケットの着陸時における排気プルームを模擬するための風洞実験が可能なスケールモデルを設計するとともに、圧力計測システムの構築とその動作確認を行った。検討のベースとなる機体形状として、宇宙航空研究開発機構において研究が進められている再使用ロケット実験機の機体胴体形状を設定した。風洞実験モデルの設計として、風洞内における模型の支持方法、模型表面の圧力分布を計測するための圧力孔分布および圧力センサの取付方法、6分力計測のための内装天秤の取付方法などについて検討した。排気プルームを模擬するため、超音速流れを作り出すためのノズルと貯気槽を模型ベース面および模型内部に設けることとした。ガスの供給方法として、小型気蓄器による内部供給型と配管による外部供給型の2方式を検討した。実験に必要な圧力センサの仕様を設定し、計測システムを構築して風洞実験により動作確認を実施した。図1にスケールモデルの概略を示す。風洞実験の試験条件として、実機の減速・着陸運用において機体にかかる空気力の相似を考え、エンジンからの排気プルームと、機体ベース面に対向する気流のそれぞれの質量流束または総圧の比をパラメータとし、これを広く変化させることで、様々な仕様の垂直着陸型ロケットの減速・着陸フェーズにおける機体周りの流れを再現することを検討した。

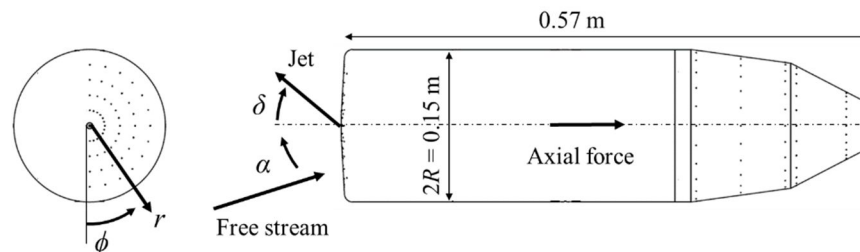


図1. スケールモデル概略

(2)スケールモデルの試作と表面圧力計測による空力特性推算：上記で設定した機体形状により、排気プルームを伴う機体周りの流れ場を模擬するための風洞実験が可能なスケールモデルを試作して、基礎的なデータを取得するための実験を実施した。スケールモデルは樹脂製で光造形技術により製作し、機体底面に設けられた貯気槽とノズルから排気プルームを模擬したジェットを吹き出すため、外部から窒素ガスを供給するための機構と、小型の気蓄器とバルブによる

内部から窒素ガスを供給するための機構の2タイプを構築した。過去の研究においては、外部からガスを供給するシステムのみであったが、内部からのガス供給が可能となり、より正確に流れ場を再現することを可能とした。さらに、機体表面の圧力分布を計測するため、モデル表面全体に63箇所の圧力孔を分布させ、圧力センサをモデルに内装することで、機体周りに形成される非定常な流れ場による圧力分布を精度よく計測することを可能とした。図2に風洞内に設置したスケールモデルおよびスケールモデル内の圧力計測システムを示す。構築したスケールモデルにより風洞実験を行い、表面圧力の計測による空力特性の推算、新たに導入した模型駆動装置による着陸時の姿勢運動を想定した迎角変更などの確認を実施し、排気プルームが再使用ロケットの着陸時に与える影響を評価するための準備を整えた。

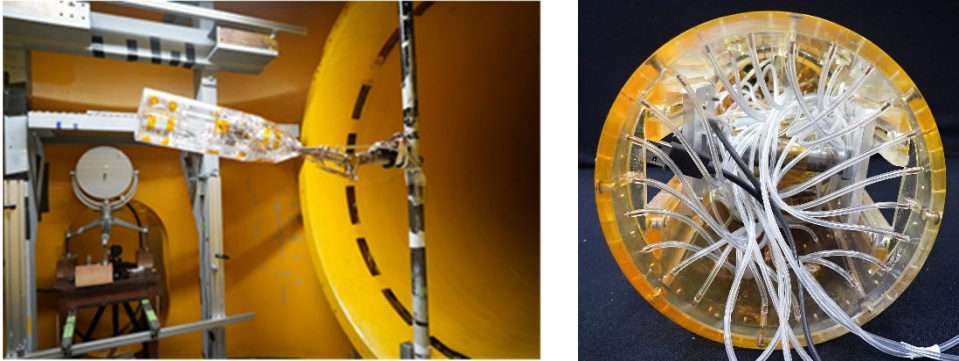


図2. スケールモデル (左: 風洞内設置状態 右: 表面圧力計測システム)

(3) 排気プルームの噴射による表面圧力および空力特性への影響: 上記により構築したスケールモデルにより風洞実験を行い、排気プルームを伴う模型表面の圧力分布を計測し、定常時および姿勢変更を伴う場合の空力特性への影響を評価した。実験条件として、ジェット吹き出し角、質量流量、モデルの迎角をパラメータとし、主流速度 11m/s においてデータを取得した。迎角 0deg および 10deg、ジェットの吹き出し角 0deg の場合の底面圧力分布を図3に示す。迎角、ジェットの吹き出し角がともに 0deg の場合(主流に対して真正面に対向するジェットを吹き出した場合)、モデル底面の圧力分布は全面均一に変化することがわかる(図3上図)。一方、迎角またはジェットの吹き出し角を変化させた場合(主流に対してある角度をなしたジェットを吹き出した場合)、モデル底面の圧力分布は不均一となり、ジェットにより主流が遮られる領域(図3下図の上側)では圧力が低下し、その反対の領域(図3下図の下側)では圧力上昇が認められる。着陸時のエンジン噴射により、この現象が発生する場合には、エンジンからの排気角度が0度の場合でも、機体が降下経路に対して角度をなす場合(迎角が0deg 出ない場合)には、ジェットがない場合と比較して、より大きなピッチングモーメントが生じることが明らかになった。また、ジェットの吹き出しを伴う場合の軸力を図4に示す。ジェットの吹き出しは軸力にも大きく影響するとともに、ジェットの吹き出し角および迎角によってその度合いが大きく変化することがわかる。再使用型ロケットの垂直着陸においては、このエンジン排気によるピッチングモーメントと軸力の変化をモデル化し、この現象による影響を定量的に考慮した着陸運用が必要である。本研究では、それを実現するためのベースとなるデータと知見が得られた。

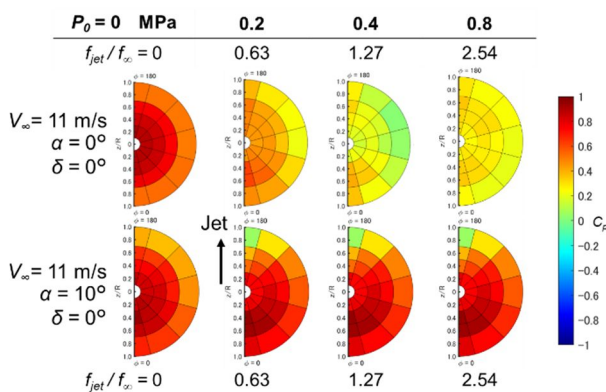


図3. ジェットによる底面圧力分布の変化

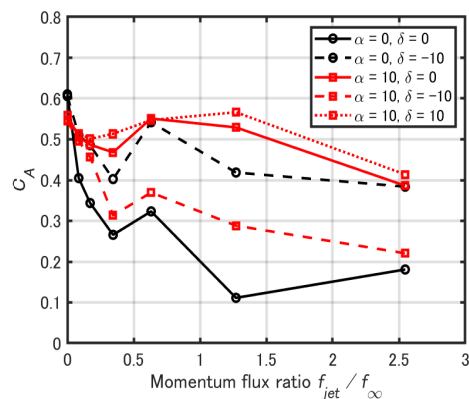


図4. ジェットによる軸力の変化

(4) 今後の展望: 国内外において「再使用」できるロケットの研究開発が進められており、民間による商用運用が本格化されつつある。一方で、再使用型システムによる高頻度での運用に向けては多くの技術課題が残されており、特に帰還フェーズでは、着陸点への滑空誘導飛行とロバスタ性、空気力とエンジン推力による減速および軟着陸など、より効率的かつ高い信頼性で繰り返し運用するため技術獲得が重要となっている。本研究を含め、これまでに取り組んできた再使用ロケットの帰還飛行に関する研究により、帰還および着陸に必要な機体の空力特性と姿勢制御方法、必要推進剤最小化のための飛行方式などを風洞実験や解析により明らかにしてきた。今

後、これらの研究で得られた成果を実証するため、帰還フェーズにおける一連の運動の成立性を小型の実験モデル等により飛行実証する実践的な研究に取り組む必要がある。垂直着陸型の再使用ロケットのシステム構築に必要な空力設計やロバストな帰還飛行を実現するための考え方を空気力学や制御工学などの学術的な考察により確立することで、国や民間が取り組む本格的な実証機や運用機を構築するための指針となる成果を創出したい。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 野中聡
2. 発表標題 再使用ロケットの空気力学と飛行実験
3. 学会等名 令和4年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Ryota Tamai, Satoshi Nonaka
2. 発表標題 Experimental Investigation of the Aerodynamic Characteristics of the Reusable Launch Vehicle in Vertical Landing
3. 学会等名 74th International Astronautical Congress
4. 発表年 2023年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------