

令和 3 年 6 月 11 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2018～2020

課題番号：18K04569

研究課題名(和文) 垂直着陸式再使用型ロケットの帰還飛行における推進剤消費最小化の研究

研究課題名(英文) Minimization of propellant consumption in returning flight of vertical landing reusable rocket

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・准教授

研究者番号：40332150

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：垂直着陸式の再使用型ロケットでは、地上への軟着陸に向けて帰還飛行中に減速が必要であるが、エンジン推力を主とした減速では推進剤の消費量が多いため、打ち上げ能力が低下することとなる。本研究では垂直着陸型再使用ロケットの帰還飛行において、推進剤の消費を最小とする方法として空気力を最大限に利用した減速方法を提案し、それを実現するための機体形状と空力デバイスを風洞実験と運動解析により検討した。これらの結果から、垂直着陸型再使用ロケットの帰還飛行における減速時の姿勢制御の成立性を明らかにするとともに、推進剤消費を抑えるための有効性を示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

空気力により十分に減速することで帰還時の推進剤消費を最小にするための機体形状や姿勢制御方法を空気力学や運動力学の観点からの考察し、垂直着陸式の再使用型ロケットとして帰還飛行を成立させる解を導き出した。この帰還方式が垂直着陸式の再使用型ロケットで実現されれば、打ち上げ性能を大幅に向上することが可能となり、本研究で得られた成果は将来のロケットシステム構築に必要な空力設計や帰還飛行方法の考え方を示すものである。

研究成果の概要(英文)：For the vertical landing type reusable rocket, it is necessary to decelerate during returning flight for its soft landing of the ground. A large amount of propellant will be used for its deceleration mainly by engine thrust. This causes a decrease of launch capability. In this study, To minimize a propellant consumption in a returning flight, a method of deceleration by maximum use of aerodynamic force was proposed for the vertical landing reusable rocket. Vehicle shape and attitude control method were considered from the viewpoint of aerodynamics and kinetic mechanics by wind tunnel tests and motion analysis. As a result, the feasibility of attitude control during deceleration and the effectiveness for reduction of propellant consumption are indicated for returning flight of vertical landing reusable rocket.

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 推進剤消費最小化 帰還飛行 姿勢制御 空力減速

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る。大量宇宙輸送の実現には航空機のように高頻度に運用が可能な乗り物が必要であり、一度の打ち上げで使い捨てるのではなく「再使用」できるロケットの研究開発が国内外で加速されつつある。再使用型のロケットとしては様々な形態のシステムが提案されているが、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。一方で、垂直着陸型の再使用ロケットでは帰還時の減速ために推進剤を必要とするため、その消費量を抑えなければこのシステムのメリットを十分に活かすことができない。帰還飛行時の減速はエンジン推力による以外に、機体本体で受ける空気力による減速が期待できる。帰還飛行における推進剤の消費を最小化するためには、この空気力による減速の効果を十分に得る必要があり、それを実現するための機体形状や姿勢運動は、空気力学や運動力学の観点で明らかにされなければならない。

2. 研究の目的

本研究では垂直着陸型再使用ロケットの帰還飛行において、推進剤の消費を最小とする方法として空気力を最大限に利用した減速を提案し、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帰還飛行方法の考え方を示すことを目的とする。帰還飛行において空気力を最大限利用した減速方法により推進剤消費を最小に抑える運用システムを構築するための機体形状や姿勢運動を含めた飛行プロファイルなどについて、空気力学および運動力学の観点で考察し、システムとしての成立性を明らかにする。

3. 研究の方法

本研究では小型の空力デバイスで運動可能な機体形状を検討し、風洞試験により静的な空力特性を取得した上で、本研究において対象とする機体形状を確定する。確定した機体形状を用いて動的な風洞試験が可能なスケールモデルを試作し、滑空時の迎角維持や大迎角における姿勢安定性など空気力による減速に必要なロケットの運動の成立性を風洞内において実証する。動的試験では空力デバイスによる姿勢制御を行い、制御性を含めて帰還飛行の成立性を明らかにする。風洞試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を利用する。

4. 研究成果

(1) 研究期間の1年目として、空気力による減速を最大限に利用して推進剤の消費を最小限とする帰還方法を提案した(図1参照)。帰還時には頭胴部を先頭にした姿勢(ノーズファースト)で飛行し、着陸に向けて姿勢を転回するが、迎角90度付近で機体に作用する空気力を利用して十分に減速し、最後の着陸時のみエンジンによる推力で減速する方法である。この再使用ロケットの帰還飛行において推進剤の消費を最小化するための姿勢転回運動を伴う運動解析が可能な解析ツールを構築し、風洞実験により静的な空力特性を取得して空気力を最大限に利用した減速を実現するための飛行方法と機体形状を検討した。検討のベースとなる機体胴体部の形状としては、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仮定し、機体に作用する空気力(6分力)を計測するための風洞実験模型を試作した。仮定した機体形状についての空力特性を推定することを目的とし、宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所の低速風洞設備において試作した模型を用いた風洞試験を実施した。帰還飛行時における姿勢制御性を評価

するため、小型の空力デバイス(尾翼形態の舵面)を風洞試験模型に取り付け、縦の姿勢運動の評価に必要な空力特性を推定するための実験データを取得した。これらの試験により取得されたデータから空力特性を推定し(図1参照)、構築した運動解析ツールにより機体重心位置や舵効き特性による姿勢運動の成立性を評価した。

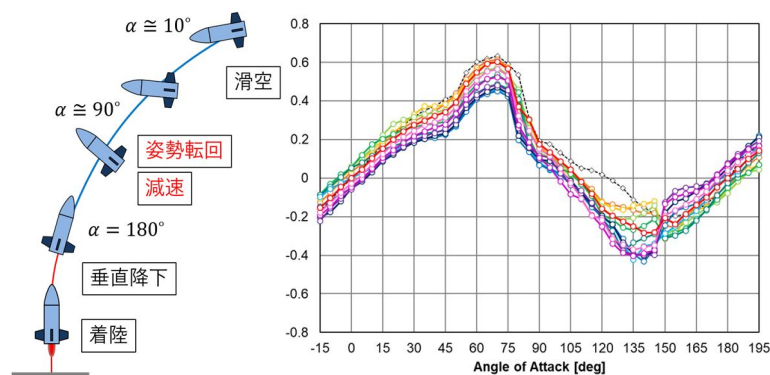


図1. 推進剤消費を抑える帰還方法と空力特性の一例 (C_m)

姿勢転回運動時の機体の角速度および転回後の姿勢安定性について評価し、角速度を抑えながら転回後の姿勢を安定できる機体の重心位置範囲を明らかにした。実際の再使用型ロケットにおける重心位置は一般的に機体後方に位置するため、舵面面積をパラメータとした風洞実験により舵効き特性を取得し、現実的な重心位置範囲において姿勢運動を成立するための空力デ

バイスとなる最小面積の舵面を検討した。

風洞試験から得られたデータにより静的な空力特性を推定した上で、最小面積の空力デバイスで空気力を最大限利用することによる減速のための姿勢運動が可能な機体形状を設定し、運動解析を実施して、帰還飛行が成立する機体重心位置範囲を明らかにするとともに、重心位置を空力デバイスにより改善する必要があるという課題を明らかにできた。

(2) 研究期間の2年目として、上記で設定した機体形状により、姿勢転回運動を制御する空力デバイスの面積を現実的な重心位置範囲における運動の成立性の観点で最小化するため、縦の運動を模擬するための動的な風洞実験が可能な実験模型を設計および試作した(図2参照)。模型は想定する重心位置で支持され、支柱とベアリングにより縦に自由に回転できる構造である。風洞実験における姿勢制御の成立性を評価するためのパラメータとして、1) 空力デバイス(舵面)面積、2) 空力デバイス(舵面)取付位置、3) 機体重心位置、の3つを設定し、それぞれを変更可能なスケールモデルを設計・試作した。実験模型にはマイコンと加速度・ジャイロセンサを搭載し、サーボモータにより舵面を駆動することで姿勢角を制御している。

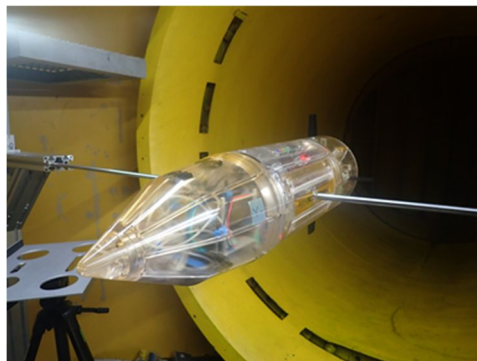


図2. 動的風洞実験用模型

模型には面積の異なる3種の舵面が取り付け可能であり、舵面面積をパラメータとして動的な風洞実験を実施した。最小の面積の舵面を用いた場合、解析上では迎角を3度程度で維持可能な結果が得られていたが、風洞実験においては迎角維持状態で滑空状態を模擬することが困難であった。一方で、迎角0度付近から180度までの転回運動は可能であるが、転回後の姿勢制御が十分にできず、オーバーシュートする状態となった。これらの結果から、舵面取付位置と重心位置を適切に設定するとともに姿勢制御ゲインの調整により、迎角維持および転回運動の成立性の評価を進めた(図3参照)。

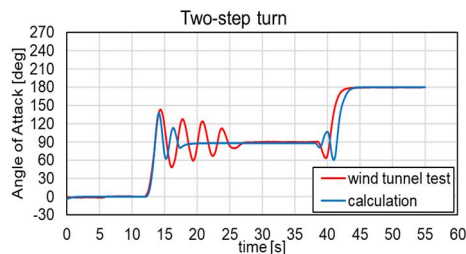


図3. 転回運動の迎角履歴の一例

縦の運動を模擬するための動的な風洞試験により、滑空時の迎角維持や大迎角における姿勢安定性など空気力による減速に必要なロケットの運動の成立性を風洞内において実証し、機体形状および姿勢運動に対する課題を抽出した。風洞実験におけるデータの取得や模型の制御などの機能が正常に動作することを確認することで、風洞内において簡易的なシステムにより縦の運動を模擬する実験方法を確立した。ここで確立された実験方法は将来の宇宙輸送システムの開発において、その飛行制御性を評価するための方法として広く活用が可能である。以上より、1年目に評価した空力デバイスや重心位置をパラメータとして設定することで運動の成立性の評価を進め、帰還飛行時の迎角の維持と転回運動の両立のための課題を抽出できた。

(3) 研究期間の3年目(最終年度)として、これまでに明らかとなった姿勢制御の課題について研究を進めた。姿勢制御を改善するため新たに「スライディングモード制御」による制御則を取り入れ、滑空時の迎角維持を現実的な重心範囲において可能にした。また、迎角0度付近から180度までの転回運動において、転回後のオーバーシュートが課題であったが、スライディングモード制御とエネルギー法を組み合わせた制御則を取り入れることで、小型の舵面においても転回時の姿勢制御が成立することを実証した。また、運動解析および風洞実験により得られた結果をもとに垂直着陸式の再使用ロケットの帰還飛行における燃料消費を求めた。本研究で提案する帰還方式が、従来のエンジン推力による減速に対して最大で8割程度の燃料消費を削減できることが明らかとなった(図4参照)。

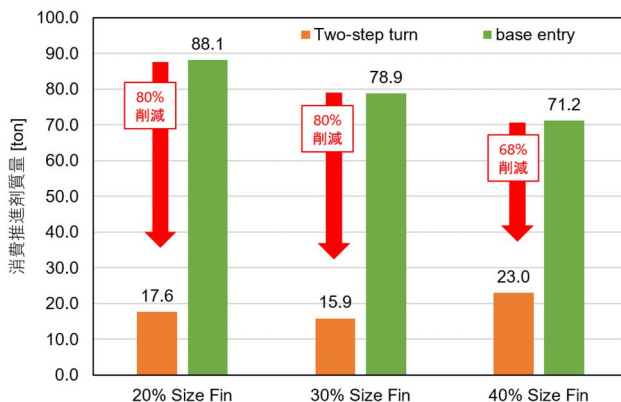


図4. 推進剤消費の比較

また、運動解析および風洞実験により得られた結果をもとに垂直着陸式の再使用ロケットの帰還飛行における燃料消費を求めた。本研究で提案する帰還方式が、従来のエンジン推力による減速に対して最大で8割程度の燃料消費を削減できることが明らかとなった(図4参照)。

本研究における空力デバイスと機体形状の試作では、抽出された課題による改修を光造形技術により短期間で達成し、風洞実験データを効率的に取得することができた。風洞実験から得られた結果をもとに帰還飛行の解析に必要なパラメータをモデル化し、帰還飛行における姿勢運動と減速および垂直着陸フェーズの解析を行い、帰還飛行において消費する推進剤を最小化するための帰還方式を示した。これらの結果をまとめ、本研究のゴールである垂直着陸型再使用ロケットのシステム構築の指針となる空力設計や帰還飛行方法の考え方を示すことができた。

(4) 海外の民間による垂直離着陸式の再使用型ロケットの商用運用が本格化されつつあるが、将来の大量高頻度輸送に向けては多くの技術課題が残されている。特に帰還・着陸フェーズでは、本研究において取り組んだ空気力による減速の後に、エンジン推力により最終的な減速を行うが、その際に機体周りの気流とエンジンからの排気プルームが干渉することで機体周りに非定常な流れ場を形成し、機体の空力特性は非線形となることが知られている。また、着陸時には地表に衝突して拡散されるエンジンからの排気プルームにより機体底面と着陸脚が加熱されるとともに、地表から剥離した破片が着陸脚に高速で衝突し、機械的なダメージを与えることが知られている。垂直着陸型再使用ロケットの帰還飛行については空気力による減速とその姿勢制御の課題に続いて、着陸時におけるエンジンからの排気プルームが機体底面および着陸脚に与える影響を空気力学および運動力学の観点で考察し、運用システムとしての成立性を示すことが重要であり、引き続きこれらの帰還飛行に関する研究課題に取り組み、機体底面や着陸脚形状、姿勢運動を含めた着陸プロファイルなど、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垂直着陸方法の考え方を示すことを目的として、風洞試験および運動解析による研究を加速したいと考える。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計5件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 武藤 智太郎, 中村 隆宏, 野中 聡
2. 発表標題 垂直離着陸型ロケットの姿勢転回飛行における大迎角空力特性と運動解析
3. 学会等名 第51回流体力学講演会 / 第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 武藤 智太郎, 中村 隆宏, 野中 聡
2. 発表標題 空力舵面制御による垂直離着陸型ロケットの滑空飛行に関する研究
3. 学会等名 第63回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 武藤 智太郎, 中村 隆宏, 野中 聡
2. 発表標題 垂直離着陸型ロケットの帰還飛行における空力特性と運動解析
3. 学会等名 令和元年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 野中聡
2. 発表標題 再使用ロケット研究の現状と空気力学の課題
3. 学会等名 令和元年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 中村隆宏、武藤智太郎、野中聡
2. 発表標題 再使用ロケット実験機RV-Xの空気力学
3. 学会等名 宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2018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
---------	---------