

512 再使用型ハイブリットロケット

システム概要と有翼機体の成立可能性

A Reusable Hybrid Rocket System: Concept Outlines and Feasibility of Winged Flights

| | |
|-----------------|----------------|
| ○学 成田 志門 (室蘭工大) | 正 溝端 一秀 (室蘭工大) |
| 正 杉山 弘 (室蘭工大) | 学 吉田 拓史 (室蘭工大) |
| 正 永田 晴紀 (北大工) | 正 伊藤 献一 (北大工) |
| 秋葉 鎌二郎 (USEF) | 大和田 陽一 (NASDA) |

Shimon NARITA, Kazuhide MIZOBATA, Hiromu SUGIYAMA, Hiroshi YOSHIDA

Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido, 050-8585 JAPAN

Harunori NAGATA, Ken'ichi ITOH

Hokkaido University, Sapporo, Hokkaido, JAPAN

Ryojiro AKIBA

Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer

Yoichi OOWADA

National Space Development Agency

Hybrid Rocket systems, propelled by a combination of a solid propellant and liquid oxidizer, have significant advantages such as safety, easy handling and low costs. A joint team has been organized by Hokkaido University, Muroran Institute of Technology, Hokkaido Institute of Technology, Tokai University, Tokyo Metropolitan Institute of Technology, National Space Development Agency, Japan, and some private sectors, so as to investigate the feasibility of suborbital/orbital reusable hybrid rocket systems. A preliminary analysis of the rocket motor performance and winged flight trajectories predicts the capability of developing a payload of 190kg into a suborbital micro-G environment for three minutes using hybrid rocket based on polystyrene and LOx fed by an LE-5B turbopump

Key words: Hybrid rockets, Reusable launch system, Flight trajectory analysis

1. 序論

教育と研究に対する打ち上げ活動の必要性

日本においては大学などの航空宇宙工学関連の学科や研究室では、いくつかのケースを除いてほとんど打ち上げシステムの開発や運用を行ってこなかった。その結果、学生や若い研究者が直接打ち上げシステムに携わる機会はほとんどなかった。このような状況は日本の次世代打ち上げシステムの構築とそれによって 21 世紀の世界の宇宙輸送市場において日本が生き残っていくためには大きな障害となるだろう。さらに既存の大型打ち上げシステムは莫大な費用がかかる。またミッションの計画から実施までに時間がかかりすぎて研究の新鮮さを保つことができない。このような理由から、高い機動性と省時間性を有する小型の打ち上げシステムを大学中心で開発・運用し、学生や若手研究者がこれに直接携わることが、航空宇宙工学関連の教育・研究活動の活性化のために必要である。

草の根宇宙活動

幸いにもここ数年、草の根宇宙活動といわれるアマチュア団体による活動が多くなってきている。この活動は教育と研究に重要な役割を果たすと考えられる。なぜならこれに携わることによって機体の開発・運用に関する全てのことを経験することができるからである。大学などにおいても自前で打ち上げシステムを開発することによって、航空宇宙分野の研究者・技術者を育成することができる。そのような機会は大型打ち上げプロジェクトでは獲得できないものとなってきている。

ハイブリットロケットの利点

草の根宇宙活動や大学での打ち上げ機開発・運用に用いるロケットモータとしては固体燃料と液体酸化剤を組み合わせたハイブリットロケットモータが最も適している。なぜなら液体ロケットモータや固体ロケットモータに比べて以下のような利点があるからである。

1. 液体ロケットモータは推進剤と酸化剤の流量比率制御の必要があるためシステムが複雑になる。ハイブリットロケットモータではその必要がなく、システムの大幅に簡素化でき、信頼性と安全性が高まる。またスロットリングや再点火が液体ロケットモータよりも簡単に達成できるため、様々なミッションに対応することが可能となる。

2. 固体ロケットモータに用いる固体燃料は爆発物として厳しく規制されている。ハイブリットロケットモータはタイヤをリサイクルしたブタジエンや発泡スチロールをリサイクルしたポリスチレンなどの低廉・安全な推進剤が使える、低コスト、扱いやすさ、貯蔵性のよさなどの点で有利である。

目的

北海道大学、室蘭工業大学、北海道工業大学、東海大学、東京都立科学技術大学、宇宙開発事業団やいくつかの民間企業によって「ハイブリットロケット研究会」が結成され、ハイブリットロケットを用いた再使用型ロケットシステムの検討が行なわれている。システムの研究を通じて、航空宇宙分野の若手研究者・技術者の育成も目指している。微小重力実験・気象観測等が可能なシステムの構築を目指し、再使用するために、機体を有翼形状とし離陸地点まで帰還させることを狙っている。

打ち上げシステムの設計初期段階においては、3 自由度飛行経路計算を行ない、どのような機体構成、形状、飛行スケジュールを与えれば目的が達成されるか検討する必要がある。そこで本研究ではハイブリットロケットを用いた有翼機体の飛行経路解析を行ない、微小重力環境がどの程度得られるか、また定点回収が行なえるかどうか調べる。

2. システム概要

ミッション要求とペイロード能力

現在我々が考えている打ち上げシステムの第一の目的は 190kg のペイロードを弾道飛行で $10^{-6}G$ 以下の微小重力環境に数分間晒すことである。第二の目的は実在するサウンディングロケットよりも運用費用を小さくすることである。また将来的には(極)超音速飛行実験機や ATREX エンジンによる TSTO の上段に適用することも狙っている。その場合の本システムのペイロード能力は実在する打ち上げシステムより小さいが、有用性を損なうものではない。なぜなら最近の電子機器の小型化によって衛星が著しく小型化しつつあるからである。また高い機動性の小型打ち上げシステムは on-demand に地球低軌道 (Low Earth Orbit: LEO) に衛星を配備することができるので、従来の大型多ペイロード型の打ち上げシステムよりもより競争力があり、打ち上げに失敗したときのリスクも減ることになる。

有翼機体の利点

航空機のように自律的な着陸能力がある有翼機体は次のような利点がある。

- ・回収の手間・コストが低減できるばかりでなく、着陸後の整備工場への移動も迅速になり、整備全般も省略化され次の打ち上げまでの時間 (turn-around time) を短くできる。
- ・少しの故障があってもミッションを中断 (abort) して帰還できる。
- ・大気飛行におけるマニューバが可能。これは衛星を様々な軌道傾斜角に打ち上げる能力につながる。近年、小さな衛星を LEO にたくさん打ち上げて高度なコミュニケーションネットワークを構築しようという計画が提唱されており、これを実現させるためにはこの様な有翼機体が極めて有利である。

これらのような利点があるため、世界中で完全再使用で低コストの次世代有翼打ち上げシステムを開発する計画が進められている。本研究においても有翼機体を想定して飛行経路解析を行っている。Fig.1 に全長 10.7m, 翼幅 8.0m の機体形状を示す。本研究では 3 自由度の解析を行っているので尾翼と舵面は省略した。機首曲率半径は 0.1m である。

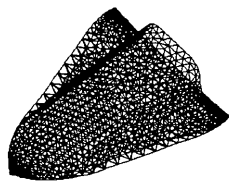


Fig.1 Vehicle Configuration

打ち上げ・着陸場所

打ち上げ場所は北海道十勝平野に位置する大樹町多目的航空公園を想定している。その滑走路は 1km あり、将来的には 5km まで延長可能とされている。また周囲に人口密集地がなく有翼水平離着陸に最も適している。

ロケットモータ

ハイブリットロケットモータは現在ハイブリットロケット研究会で開発中である。新しい燃焼方式 (衝突噴流方式) が研究されており、従来のハイブリットモータの 2 倍以上の燃焼速度を達成している。これによってハイブリットモータの最大の短所である燃焼速度の低さによる推力の小ささは克服されつつある。

3. 解析

ロケットモータの性能

ロケットモータの推力と比推力は燃焼ガスの化学組成の解析とノズル流れの解析によって推算することができる。液体酸化剤を供給するのに LE-5B ターボポンプを改良したものを、推進剤としてポリスチレンを用いることを想定すると、推算される性能は以下のとおりである。¹⁾

| | 推力 | 比推力 |
|-----|-------------|-------------|
| 大気中 | 10.8 [tonf] | 216.6 [sec] |
| 真空中 | 12.0 [tonf] | 317.8 [sec] |

重量

構造係数を 0.3 と仮定し、ペイロード 190kg とアビオニクス系／電力系 170kg を合わせた 360kg の質量に 3000m/s の速度増分を与えることを想定して重量推算を行なう。¹⁾

空力特性

空力係数は次の方法によって推算されたものである。

- 極超音速における揚力係数および非粘性抗力係数は Newton 流近似によって推算される。^{2),3)}
- 亜音速・遷音速・超音速における空力係数のマッハ数依存性については、我が国初の有翼極超音速飛行実験である HYFLEX の空力特性データを用いる。^{4),5)}

飛行スケジュール

機体は大樹町から水平に離陸する。東北東 10°、海岸線に対して 40° の方向を向いている。この延長線上は釧路沖 30km の地点を通過するので右バンクを 10° とって陸地から離れる。それから高度を稼ぐために機首を上げる。ロケットが燃焼が終わると機体は微小重力環境を得るため弾道滑空に入る。何分かの μ G 環境が得られたあと、迎角 45° で大気再突入を行い空気抵抗を利用して減速する。その際、機体は空力加熱を受ける。その後右バンクで 180° 転換し大樹町に帰還するための滑空経路に入る。

飛行経路解析の結果

Fig.2, 3 に飛行経路を示す。機体は滑走路を 600m 走ったあと離陸する。大樹町の滑走路長で十分である。また、機体が大樹町多目的航空公園近くまで戻って来ることが示されている。片道のダウンレンジは約 80km なので DGPS を基にした航法システムでカバーできる範囲である。

Fig.4 はマッハ数の推移である。上昇、下降中の最大マッハ数は約 4.4 である。Fig.5 は加速度の推移である。上昇過程における最大加速度は 5.2G であるが、帰還時は 9.5G にも達する。これは微小重力環境を得るため長い弾道飛行を行うためである。実験機器等のペイロードはこの再突入の大きな減速に耐えなければならない。空力加熱による機首の温度は 870K である。また次に示すような微小重力環境が得られた。

| | |
|----------------|-------|
| 1 μ G 以下 | 185 秒 |
| 10 μ G 以下 | 200 秒 |
| 100 μ G 以下 | 220 秒 |
| 1m G 以下 | 241 秒 |
| 10m G 以下 | 263 秒 |
| 100m G 以下 | 286 秒 |

4. まとめ

ポリスチレンを LE-5B ターボポンプによって供給される LOx で燃焼させる方式の、ハイブリットロケットモータを用いる一段式の有翼打ち上げシステムについて 3 自由度飛行経路解析を行なった。190kg のペイロードを搭載して大樹町から離陸し、1 μ G の微小重力環境を 3 分間維持し、大樹町近傍まで帰還できることが確認できた。

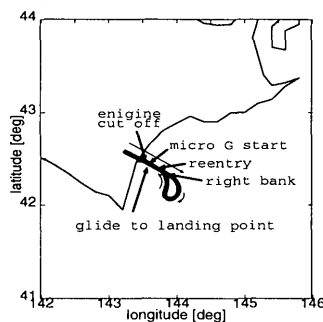


Fig.2 Mercator plot of flight trajectory.

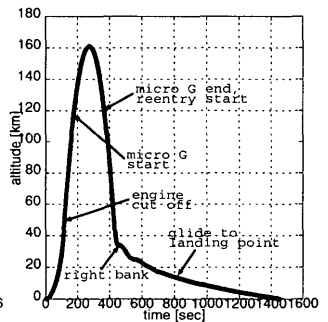


Fig.3 History of altitude.

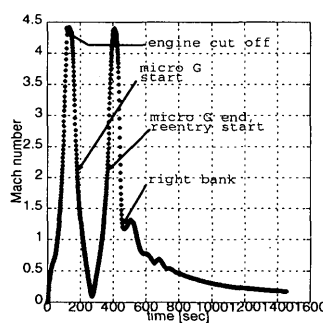


Fig.4 History of Mach Number

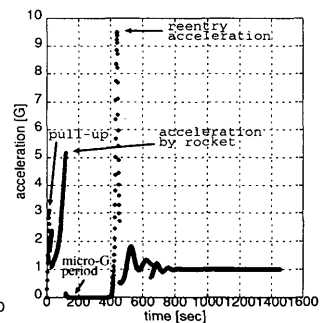


Fig.5 History of acceleration

参考文献

- 1) MIZOBATA, K., NAGATA, H., ITOH, K., AKIBA, R., and KUBOTA, I., "A Reusable Hybrid Rocket System: Concept Outlines and Feasibility of Winged Flights," ISTS-g-14, 22nd International Symposium on Space Technology and Science, Morioka, Japan, May 28-June 4, 2000
- 2) Anderson, J. D., Jr., "Modern Compressible Flow," second edition, McGraw-Hill, 1990.
- 3) Anderson, J. D., Jr., "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics," McGraw-Hill, 1989.
- 4) Watanabe, S., Ishimoto, S., and Yamamoto, Y., "Aerodynamic Characteristics Evaluation of Hypersonic Flight Experiment Vehicle Based on Flight Data," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 34, No. 4, July-August, 1997, pp.464-470.
- 5) HYFLEX/HOPE シンポジウム講演論文集, 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-32, 1996 年 9 月.