

712 再使用型ハイブリッドロケットシステム 基本設計と飛行性能予測

A Reusable Hybrid Rocket System: Its Nominal Design and Flight Capability Predictions

○学 吉田 拓史 (室蘭工大・院) 学 中谷 淳 (室蘭工大・院)
学 前田 直樹 (室蘭工大) 正 溝端 一秀 (室蘭工大)
正 杉山 弘 (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 (宇宙研・名誉教授)
大和田 陽一 (NASDA)

Hiroshi YOSHIDA, Jun NAKAYA, Naoki MAEDA, Kazuhide MIZOBATA, Hiromu SUGIYAMA
Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido, 050-8585, JAPAN

Harunori NAGATA, Ken'ichi ITOH
Hokkaido University, Sapporo, Hokkaido, JAPAN

Ryojiro AKIBA
Professor Emeritus, ISAS, JAPAN

Yoichi OOWADA
National Space Development Agency, JAPAN

Hybrid rocket motors, propelled by a combination of a solid fuel and a liquid oxidizer, are best suited to development of small launch systems in university laboratories, because of their advantageous characteristics such as safety, easy handling, and low costs. The performance of hybrid rocket motors of three classes of thrust – 10tonf, 1tonf, and 200kgf – is estimated. The feasibility of reusable winged launch systems based on the three motors is preliminarily analyzed for suborbital micro-gravity experiments. The results tell that a system with a 10tonf-class motor by a coolant bleed cycle with polystyrene and LOx fed by an LE-5B turbopump will be capable of exposing a payload of 360kg to a micro-gravity environment for three minutes. It is also predicted that a system with a 1tonf-class motor will be moderately capable and that with a 200kgf-class motor will not be feasible for micro gravity missions mainly because the weight of its helium pressurization system for feeding LOx will reduce the mass fraction.

Key Words: < Hybrid rockets, Reusable launch system, Flight trajectory analysis >

1. 序論

1-1] 背景

本格的な宇宙輸送時代の到来を目前に、先進諸国は次世代型宇宙輸送システムの開発にしのぎを削っている。一方でここ数年の宇宙開発情勢の変化によって、草の根宇宙活動とよばれるアマチュア市民団体による打上活動の機会が広がり、宇宙開発のすそ野がにわかに広がりを見せつつある。一方、国内における宇宙開発の現状は、少数の国立研究開発機関による研究・開発のみで民間・大学などへのすそ野が十分に広がっていないのが実情である。このような情勢の中、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より次世代型打上システム構築と若手研究者育成を目標にした「ハイブリッドロケット研究会」が結成され、ハイブリッドロケットモーターを用いた完全再使用型有翼打上システムの開発研究が行われている[1]。

ハイブリッドロケットとは、固体燃料と液体酸化剤を組み合わせたロケットモーターで、燃料コストが低く扱いが容易であり、飛行中の推力制御が容易で再着火も可能であるなど、技術的なハードルが低いので大学での研究開発に最適である。

また、一層の運用コスト削減を実現させるため機体の完全再使用が提案されている。すなわち機体を有翼形状にして自律的な着陸能力を与えることにより、回収の手間やコストが低減されるばかりでなく、打上までの時間短縮にもつながり、さらに飛行中のマニューバによりさまざまなミッションにも利用可能となる。

1-2] 目的

当面は、高層大気観測や微小重力環境の獲得、さらには有翼機体の利点を生かした自律帰還を目標とし、将来的には衛星打上機としての利用を狙う。打上システムの開発は段階的に行うものとして、手始めに推力 200 kgf 級を開発し、続いて 1tonf 級および 10 tonf 級を順次開発していく計画である。

そこで本研究では、ハイブリッドロケットシステムの予備的な性能評価として、3つの推力クラスのロケットモーターを想定して有翼打上システムの基本設計を行い、その成立可能性と飛行性能の予測、そしてミッション目標である微小重力環境の獲得・維持や定点回収の可能性、さらにはミッションアポートによる緊急帰還の可否、等を飛行経路の数値解析に基づき検討することにする。

2. 設計概要および解析条件

2-1] ミッション要求およびペイロード能力

ミッション要求の第一は、弾道飛行によりペイロードを微小重力環境にできるだけ長い時間さらすことである。第二は、従来の打上システムよりも高い運用性、すなわち定点回収による再使用性や緊急帰還能力を達成することである。ペイロード重量としては、近年の電子機器の発展による観測装置の小型化・高機能化を反映して、従来より小規模な 100 kg オーダーとする。

2-2] ハイブリッドロケットモーター

ハイブリッドロケットモーターには既述の通り利点が多い反面、推進器としては致命的な低推力が問題とされてきた。しかし近年、衝突噴流方式、旋回流方式、二段燃焼方式等の新しい燃焼方式の採用によってその問題は解消されつつある。本研究では、酸化剤供給方法として、推力 10 tonf 級ではクーラントブリードサイクル、1 tonf 級、200 kgf 級については He ガス加圧方式の採用を想定する。燃焼ガス平衡組成およびノズル流の解析によって推算されたロケットモーターの性能値を Table 1 に示す。

2-3] 機体形状および重量

機体形状としては、Fig. 1 のような有翼形状を想定し、推力クラスによらず相似形状とする。

機体全備重量の内訳は、ペイロード重量、推進剤重量、および構造重量より構成される。まず、旧来の垂直打上ロケットと同様にツイオルコフスキーの式に基づいて初期重量を推算し、これを「一次設計」と称する事にする。機体諸元と推算された機体重量の内訳を Table 2 に示す。

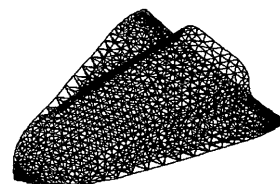


Fig. 1 Vehicle Configuration

Table 1 Evaluated performance of hybrid rocket motors.

Thrust class [tonf]	10	1	0.2
Thrust at sea level [ton]	10.08	0.92	0.185
Thrust at vacuum [ton]	12.01	1.12	0.233
Isp at sea level [sec]	266.6	266.9	266.9
Isp at vacuum [sec]	317.8	322.7	322.7

Table 2 Dimensions of the proposed vehicles and estimation of weights: initial design.

Thrust class [tonf]	10	1	0.2
Length [m]	10.7	3.38	1.51
Wing span [m]	8.0	2.53	1.13
Wing area [m ²]	47.25	4.725	0.945
Nose Radius [m]	0.1	0.032	0.014
Dry weight [ton]	1.88	0.2	0.066
Fuel weight [ton]	4.387	0.244	0.081
Payload [ton]	0.36	0.15	0.05
Total weight [ton]	6.627	0.594	0.198

2-4) 空力係数の推算

空力係数は、極超音速域と亜音速・遷音速・超音速域に分けて、極超音速域では Newton 流近似[2, 3]、亜音速から超音速域では HYFLEX の実飛行データ[4, 5]のマッハ数依存性を用いて推算される。

2-5) 空力加熱の推算

空力加熱による機首温度推算には、Detra-Kemp-Riddell の加熱率相関式と輻射平衡条件を用いる。

2-6) 打上方法

本研究では、有翼機体の特性を生かすと共に運用効率を大幅に向上できる方法として水平離陸を想定する。

2-7) 打上地点ならびに着陸地点

国内の立地事情では新たに離着陸場を敷設することは困難であるが、一方で北海道広尾郡大樹町の多目的航空公園にはすでに長さ 1km の滑走路が整備されている。この滑走路は宇宙空港として十分な長さには拡張可能であることから、今後の宇宙活動の拠点として大変有望である。よって本研究においても、北海道広尾郡大樹町の多目的航空公園を離着陸地点として選定する。

2-8) 飛行スケジュール

一連の飛行スケジュールの概略は次の通りである。水平離陸により飛行を開始すると同時に機首を上げ、できるだけ高度を稼ぐ。ロケットモーターの燃焼が終了すると同時に機体は弾道飛行に入る。その後機体は μ G 環境を獲得・維持する。大気再突入の後、横マニューバを経て大樹町へと帰還する。

3. 計算結果

数値計算の結果、先に行った「一次設計」の中で推力 1tonf 級、および 200 kgf 級については、十分な飛行性能を得ることができなかった。そこで「一次設計」から翼面積の縮小、ペイロード重量の削減、燃料重量の増加およびそれに起因する重量補正を施し、これを「二次設計」(Table 3) とする。その場合の飛行解析結果を Fig. 2 および Table 4 に示す。10 tonf 級では μ G 環境が 3 分間程度、1tonf 級においては 23 秒得られている。また最高マッハ数は 4.5 程度、加速度は最大で 9.8G、機首温度は最高で 600°C 弱である。しかし 200 kgf 級については、最高到達高度が低く 10^{-5} G の微小重力環境を 1 秒間得ただけにとどまった。

一方、緊急帰還飛行については Fig. 3 の様にいずれのケースにおいてもその可能性を示すことができた。

4. まとめ

ハイブリッドロケットモーターを搭載した、単段式有翼打上げシステムの基本設計と飛行性能予測を数値計算より行った。その結果、推力 1tonf 級と 200 kgf 級において旧来の垂直打上げロケット方式の「一次設計」を適正に修正する必要があることが確認された。設計修正によって飛行性能は飛躍的に改善されたが、微小重力獲得ミッションとしては、10 tonf 級ないしは 1tonf 級の採用が有効である。200 kgf 級は、到達高度・到達速度共に極めて不十分となる。その要因の一つとして、酸化剤供給のために搭載している He 加圧システムの重量が考えられる。今後はこれに代わる軽量の酸化剤供給システムを検討する必要がある。

一方、当初の目的であった有翼回収については、いずれの推力ケースにおいてもその可能性と有効性を示すことができた。

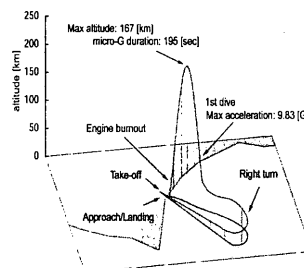
機体構造や熱対策は現有技術で十分対応可能であるが、搭載するペイロードは 10G 程度の加速度に耐えうる設計をする必要がある。

Table 3 Specifications revised on the basis of flight analysis.

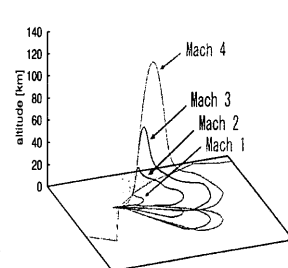
Thrust class [tonf]	1	0.2
Dry weight [ton]	0.31	0.072
Fuel weight [ton]	0.6	0.1
Payload [ton]	0.1	0.05
Total weight [ton]	1.01	0.222
Wing area [m ²]	3.0	0.5

Table 4 Results of flight trajectory analysis.

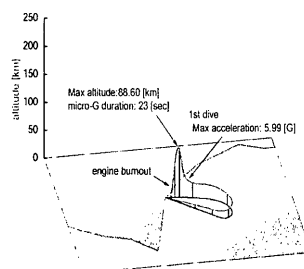
Thrust class [tonf]	10	1		0.2	
		initial	revised	initial	revised
Max altitude [km]	167.0	19.29	88.60	14.54	19.91
Max mach number	4.56	1.40	2.82	0.8	1.0
10^{-6} G duration [sec]	195	0	23	0	0
10^{-5} G duration [sec]	217	0	47	0	1
10^{-4} G duration [sec]	229	0	94	1	2
10^{-3} G duration [sec]	252	0	134	3	7
10^{-2} G duration [sec]	274	0	155	8	21
Max acceleration [G]	9.83	3.29	5.99	1.6	1.79
Max temperature [°C]	596	—	—	—	—



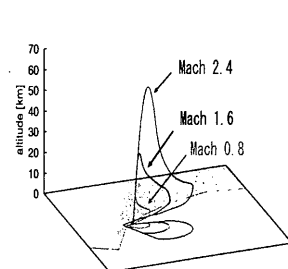
Case of 10tonf thrust.



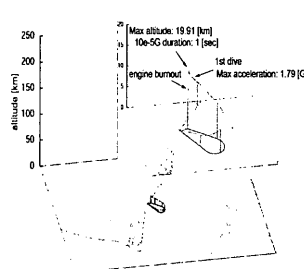
Case of 10tonf thrust.



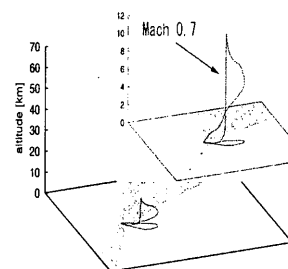
Case of 1tonf thrust.



Case of 1tonf thrust.



Case of 200kgf thrust.



Case of 200kgf thrust.

Fig. 2 Flight trajectories.

Fig. 3 Abort flight trajectories.

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," "The 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。