



再使用型有翼ハイブリットロケットシステムの基本設計と飛行性能予測

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2007-06-06 キーワード (Ja): キーワード (En): hybrid rockets, reusable launch system, flight trajectory analysis 作成者: 溝端, 一秀, 中谷, 淳, 成田, 志門, 吉田, 拓史, 杉山, 弘, 永田, 晴紀, 伊藤, 献一, 秋葉, 鏑二郎, 大和田, 陽一 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/118

再使用型有翼ハイブリットロケットシステムの基本設計と飛行性能予測

その他（別言語等）のタイトル	Baseline Design and Flight Capability Predictions for a Reusable Winged Hybrid Rocket System
著者	溝端 一秀, 中谷 淳, 成田 志門, 吉田 拓史, 杉山 弘, 永田 晴紀, 伊藤 献一, 秋葉 鎌二郎, 大和田 陽一
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	51
ページ	91-97
発行年	2001-11-30
URL	http://hdl.handle.net/10258/118

再使用型有翼ハイブリットロケットシステムの 基本設計と飛行性能予測

溝端 一秀*¹, 中谷 淳*², 成田 志門*³, 吉田 拓史*⁴
杉山 弘*¹, 永田 晴紀*⁵, 伊藤 献一*⁵,
秋葉 鎌二郎*⁶, 大和田 陽一*⁷

Baseline Design and Flight Capability Predictions for a Reusable Winged Hybrid Rocket System

Kazuhide MIZOBATA, Jun NAKAYA, Shimon NARITA, Hiroshi YOSHIDA,
Hiromu SUGIYAMA, Harunori NAGATA, Ken'ichi ITO,
Ryojiro AKIBA, and Yooichi OOWADA

(原稿受付日 平成13年 5月 7日 論文受理日 平成13年 8月31日)

Abstract

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.

Keywords: Hybrid rockets, Reusable launch system, Flight trajectory analysis

1 はじめに

近年先進諸国は、「宇宙輸送産業」という 21 世紀の新産業の構築と世界的宇宙輸送市場での生き残りを目指して、新方式の高信頼性宇宙輸送システムの開発に

*¹ 機械システム工学科

*² 大学院博士後期課程 生産情報システム工学専攻

*³ 大学院博士前期課程 機械システム工学専攻, 現在富士通 DSE

*⁴ 大学院博士前期課程 機械システム工学専攻

*⁵ 北海道大学大学院工学研究科機械科学専攻

*⁶ 文部科学省宇宙科学研究所名誉教授

*⁷ 宇宙開発事業団

乗り出しつつある^①。我が国でも、Fig. 1 のような飛行機形状の完全再使用型二段式(Two-Stage-To-Orbit: TSTO)打ち上げ機を独自に開発する構想が提案されている^②。

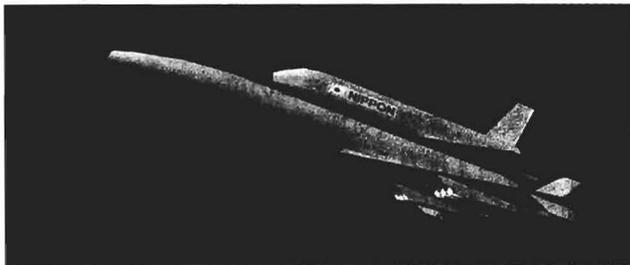


Fig.1 An image of Japan's prospective TSTO spaceplane.

この再使用型打ち上げ機は、飛行機のように翼と舵面を持ち、周囲の空気流から受ける力（空気力）を利用することにより飛行機同様に水平離陸・旋回・帰還・水平着陸できるとされ、「宇宙飛行機 Space Plane」と呼ばれる。今後5年間かけて国内の衆知を結集してその実現可能性が研究される。

このような我が国独自の完全再使用型打ち上げ機の開発のためには、二つの大きな「不足」を克服する必要がある。

第一に、完全再使用型打ち上げ機では、有翼機体による大気中の極超音速飛行技術が極めて重要であるが、我が国において有翼機を極超音速で飛行させた経験は1996年の極超音速飛行実験(Hypersonic Flight Experiment: HYFLEX)^③しか無い。しかも、HYFLEXでは、J-1 ロケットのフェアリングに収納された有翼機を分離した後、無推力飛行させたにすぎず、推力を伴う有翼極超音速飛行の経験や、極超音速飛行中の有翼親機と有翼子機の分離の経験は皆無である。

第二に、わが国の宇宙輸送活動は、これまで宇宙関連三機関（宇宙開発事業団 NASDA, 宇宙科学研究所 ISAS, 航空宇宙技術研究所 NAL）のみによって実施され、大学研究者はほとんど参加できなかったため、我が国独自の完全再使用型打ち上げ機の開発に対応するだけの人材が充分には育成されていない。

これらの「不足」を克服するためには、全国に散在しつつも総計としては相当の頭脳とマンパワーを有する大学研究者が積極的に開発研究に参加することが極めて効果的と期待されており、日本版完全再使用型打ち上げ機の開発研究は大学研究者の積極的な参加を得てオール日本体勢で実施される予定である^(4,5)。

このような情勢と機を一にして、北海道の3大学（北海道大学、室蘭工業大学、北海道工業大学）、東京都立科学技術大学、東海大学、宇宙開発事業団、および民間企業数社の共同研究として、ハイブリッドロケットモータを用いた再使用型の小型サブオービタル打ち上げシステム(サウンディングロケット)の成立可能性を検討している⁽⁶⁾。ここでは、大学独自に打ち上げシステムを構築・運用することを模索しており、また、開発された打ち上げシステムを利用したの各種研究活動の経験蓄積も狙う。さらに、若手研究者や学生を巻き込み経験を積ませることにより、将来の宇宙開発活動を支える人材を育成することも狙っている。ひいては、我が国独自の完全再使用型打ち上げ機の研究開発に有意義な貢献が出来るものと期待される。

開発される打ち上げシステムの用途としては、当面、微小重力実験や高層大気観測を想定している。開発手順として、まず推力 200kgf 級の打ち上げシステムの開発・運用を実施し、その後推力 1tonf 級、推力 10tonf 級へと段階的に規模拡大を行うことを計画している。

そこで、本論文では、上記の大学間共同研究におけるハイブリッドロケットモータ開発の現況について概

観すると共に、上記の3種類の推力クラスのハイブリッドロケットモータを用いた有翼打上システムについて、微小重力環境維持能力、帰還飛行能力、およびアポート帰還飛行成立性を、飛行経路の数値解析に基づいて検討する。

2 ハイブリッドロケットモータの成立性検討

ハイブリッドロケットモータとは、固体燃料と液体酸化剤を組み合わせる種類のロケットモータである。液体ロケットモータのように燃料と酸化剤の流量整合を取る必要が無いので、システム構成が格段に単純になり、技術的ハードルが低い。また、固体ロケットモータのような火薬燃料を使う必要はなく、安全性に優れ、環境に与える負荷も小さい。発泡スチロールをリサイクルして得られるポリスチレン、タイヤをリサイクルして得られるブタジエン、等のリサイクル材を使うこともできる。推力制御も容易にでき、再始動も可能である。これらのことから、大学での研究開発に最適であると考えられる。

燃焼効率を改善するために衝突噴流方式、旋回流方式、二段燃焼方式、等の新しい燃焼方式が工夫され、実用レベルのロケットモータが成立しつつある⁽⁷⁾。衝突噴流方式による地上燃焼試験（地燃）モデルの概形を Fig. 2 に示す。直径約 7cm 厚み約 5cm の円柱形燃料ブロックにポート（穴）を2つずつあけ、ポートの位置が互い違いになるように3ブロックを配置する。これによって、上流側の燃料ブロックのポートを通った気体が次のブロックの端面に衝突することになり、熱伝達・燃料気化・混合・燃焼を促進することができる。燃料ブロックの形状や配置を調整することにより混合比ひいては比推力(specific impulse)を任意に設定することが可能である。

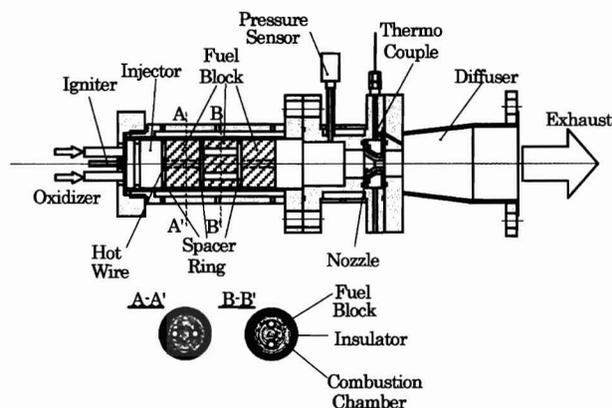


Fig. 2 A colliding-flow-type hybrid motor for ground firing tests.

地燃の様子を Fig. 3 に示す。燃料として PMMA (poly-methyl methacrylate, いわゆるアクリル樹脂) ないしはポリスチレンを用い、ヘリウムガス圧による

押し出し方式で液体酸素を供給している。

燃焼圧および燃料流量の履歴は Fig. 4 の通りである。この地燃モデルでは先細ノズルを使用しているが、適切なコンカルノズルを用いたと仮定して推算される推力および比推力の履歴は Fig. 5 の様になり、30kgf 弱の推力を生成できているものと推察される。今後調整を進めて、一、二年の内に推力 200kgf 級のロケットモータを成立させる見込みである。

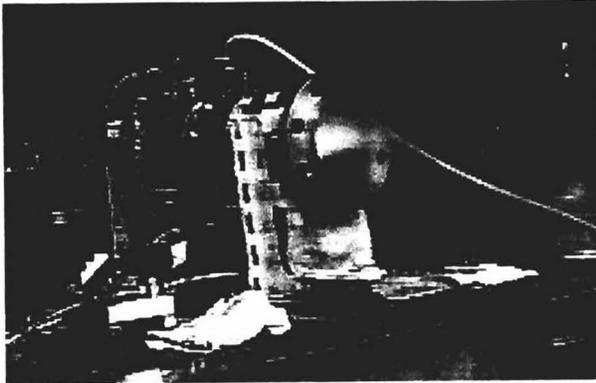


Fig. 3 A ground firing test at a university laboratory.

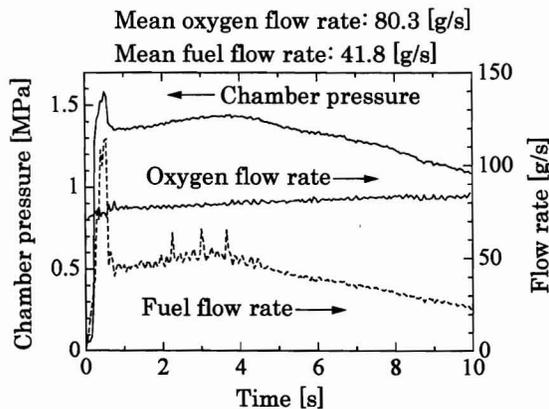


Fig. 4 Measured history of chamber pressure and LOx flow rate.

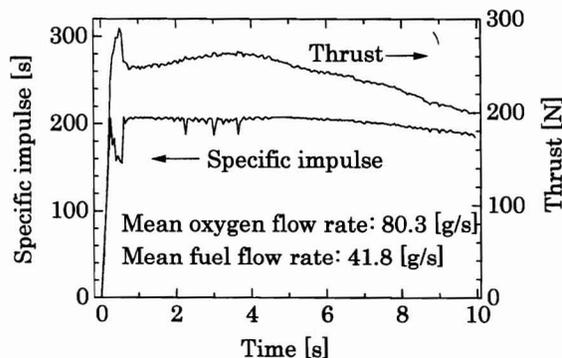


Fig. 5 Estimated history of specific impulse and thrust.

3 飛行体システムの成立性検討

3.1 有翼機体の利点

自己帰還能力・アバート帰還能力を与えるために有翼機体を想定する。これにより機体回収に費やす時間と労力を大幅に削減することができる。また、なんらかの原因によりミッションを中断したときも機体を回収して原因を細かく解析することが可能となるため、信頼性の着実な向上が見込まれる。

3.2 着陸・回収方法

超音速・極超音速飛行体では空力荷重が過大にならぬように翼面積を最小限にするのが通常であるが、その結果、低速域、特に着陸時に揚力や空力安定が不足することになる。これを補う方法としてパラフォイルによる回収を検討している。パラフォイルとはパラシュートの一種であり、翼型形状の断面を持つため揚力を生成して滑空することが出来る。これまでスカイスポーツの一つ（パラグライダー）として一般に親しまれてきたため、その飛行特性や制御方法は体感的、経験的に受け継がれてきてはいるものの、航法則・誘導則・制御則を組むに足るだけの定量的な解析は行われていない。そこで、回収システム開発の前段階として、パラフォイル飛行体の空力特性・運動特性を同定することを計画している。

3.3 ミッション要求およびペイロード能力

ミッション要求としては、弾道飛行によりペイロードを出せるだけ長く微小重力環境にさらすことを想定する。ペイロード能力は Table 3 のように想定している。従来のロケットより大幅に小さい値であるが、近年の電子工学の発達により計測・観測機器は著しく小型化されつつあるため、このようなペイロード能力でも打ち上げシステムとしては十分魅力的であると思われる。

3.4 ハイブリッドロケットモータの性能

液体酸素供給方法としては、推力 10tonf 級では LE-5B ターボポンプを小改修して使用し、クーラントブリードサイクル（液酸によってロケットノズルを冷却し、暖まって気化した酸素でターボポンプを駆動し、駆動に用いられた酸素ガスはノズルから廃棄される）を構成する。推力 1tonf 級および 200kgf 級では He ガスによる押し出し式とする。固体燃料として polystyrene を想定し、燃焼圧 4.05MPa、ノズル出口ガス圧 45kPa、と仮定して、燃焼ガス組成解析およびノズル準一次元流解析によって推算されたモータ性能を Table 1 に示す。

Table 1 Estimated performance of hybrid rocket motors.

Thrust class [tonf]	10	1	0.2
Thrust at sea level [ton]	10.08	0.923	0.185
Thrust at vacuum [ton]	12.01	1.117	0.233
Isp at sea level [sec]	266.6	266.9	266.9
Isp at vacuum [sec]	317.8	322.7	322.7

3.5 機体形状 (一次設計)

機体形状としては、Fig. 6 の形状を基本とし、それぞれの推力クラスに応じて「推力/翼面積」の値が同一になるように相似的に縮小したものを想定して「一次設計値」とする。その機体諸元を Table 2 に示す。今回の飛行経路解析は3自由度であるので、尾翼や空力舵面は省略してある。

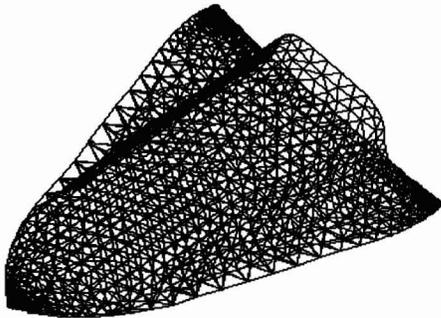


Fig. 6 Vehicle Configuration for three-degree-of-freedom flight analysis.

Table 2 Dimensions of the proposed vehicles: 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

3.6 機体重量 (一次設計)

機体重量の見積もり方法としては、従来式の垂直打ち上げ型ロケットの設計手法を用いる。すなわち、獲得速度 ΔV 、比推力 I_{sp} 、構造係数 ε 、およびペイロード重量を仮定し、 R : 質量比、 λ : ペイロード比、等についての関係式

$$R = \frac{1}{\varepsilon(1-\lambda) + \lambda} \quad (1)$$

およびツィオルコフスキーの式

$$\Delta V = g I_{sp} \ln R \quad (2)$$

から初期重量を決める。このようにして推算された機体重量の内訳を Table 3 に示す。これを本研究の「一次設計値」とする。

Table 3 Estimation of weights: initial design.

Thrust class [tonf]	10	1	0.2
average I_{sp} [sec]	282	289	289
ΔV [m/s]	3000	1500	1500
Structural coefficient	0.3	0.45	0.45
Dry weight [ton]	1.88	0.2	0.0666
Fuel weight [ton]	4.387	0.244	0.0814
Payload [ton]	0.36	0.15	0.05
Total weight [ton]	6.627	0.594	0.198

3.7 空力係数

空力係数については、極超音速域と亜音速・遷音速・超音速域に分けて取り扱う。極超音速域では Newton 流近似⁶⁾、亜音速から超音速域では HYFLEX 実飛行データ⁹⁾のマッハ数依存性を用いて推算する。

3.8 空力加熱推算

空力加熱による機首温度の推算には、Detra-Kemp-Riddell の空力加熱相関式と輻射平衡条件式を用いる。

3.9 打ち上げ離着陸地点

打ち上げおよび着陸地点としては、北海道広尾郡大樹町の多目的航空公園(Fig. 7)を想定する。ここにはすでに長さ 1km の滑走路があり、将来的には 5km まで延長することが可能とされている。また、南東方向に太平洋が開けており、周辺に際立った人口密集地がなく、気候も穏やかで、将来の宇宙空港の立地として理想的である。打ち上げ方法としては、有翼機体の利点を生かすため水平離陸とする。



Fig. 7 Taiki launch/landing site.

3.10 飛行経路及びスケジュール

飛行経路は、機体を質点とみなした 3 自由度運動方程式によって解かれる。このとき、機体に働く力として、重力、揚力、抗力、推力を適切に勘定する。飛行スケジュールは次のように与えるものとする。水平離陸後、南東方向へ進路を変えつつ揚力により機首を引き上げ、出来るだけ高度をかせぐ。ロケットモータが燃え尽きた後は、空気抵抗を低減するために迎え角 0 で飛行し、弾道飛行により微小重力環境を得る。大気再突入時は、迎え角を大きめに保って出来るだけ早期から空気抵抗を利用し、来たるべき減速Gを抑える。その後右バンクを取り、大樹町へ進路を変え帰還する。

また、搭載する計測・観測機器に与える負荷を低減させるため、加速度をなるべく低減できるように飛行経路を選ぶことにする。

4 計算結果

推力 10tonf 級の飛行経路の解を Fig. 8 に示す。滑走距離約 500m で水平離陸し、10°G 環境を 195 秒間維持した後、大樹町上空まで帰還できることが示されている。加速度最大値は約 10G と見込まれる。機首温度は最高 596°C と見込まれ、現存する耐熱材の許容範囲内である。到達最高マッハ数は 4.6 程度と見込まれる。離陸滑走距離に余裕があるので、搭載燃料を追加する余地がある。

飛行マッハ数が 1, 2, 3, および 4 に到達した瞬間に故障によりロケットモータが失火した場合を想定し、ミッションを中断(abort)して自力で大樹町上空まで帰還できるかどうかを調べた結果を Fig. 8(b) に示す。いずれの飛行速度からも帰還可能であることが判る。

推力 1tonf 級および 200kgf 級の一次設計機体諸元 (Tables 2 and 3) では、Table 5 の initial の列に示されたように、到達高度や微小重力レベルが全く不十分なものとなり、サウンディングロケットとしてのシステム成立は困難である。これは、本研究で想定している有翼大気飛行では抗力損失および重力損失が卓越することを意味している。これらの損失の定量的評価は従来式ロケット設計法では困難であり、飛行経路解析に基づく機体諸元設計が肝要となる。

抗力損失を低減するには翼面積を小さくして空気抵抗を減らすことが有効であり、また、抗力損失・重力損失を相殺するためにペイロード重量削減および燃料重量増加によって質量比を大きめに設定する必要がある。そこで、これらの量をパラメトリックに変化させて、飛行経路解析により飛行性能の変化を調べた。ここで、燃焼室、LOx タンク、He タンク、および無効燃料重量は燃料重量に比例して変化させ、機体構造重量は一定と仮定した。

パラメトリック解析の結果を元に修正された機体諸元 (Revised design) を Table 4 に示し、その飛行経路を Figs. 9, 10 および Table 5 の revised の列に示す。この機体諸元修正によって、推力 1tonf 級では微小重力実験のための飛行性能がそこそこ達成され、10°G を 23 秒間維持できるようになる。一方推力 200kgf 級では飛行性能の改善幅は非常に小さい。これは、燃料を増やしてもそれにあわせて液酸押し出しのための He 与圧系の重量が増えるので、質量比が思うように稼げず、さらに推重比、揚力・重量比の悪化により離陸・上昇も困難になるからである。従って、推力 200kgf 級の打ち上げシステムを成立させるには、液酸自己加圧方式の構築による乾燥重量削減が必要となる。

一方、いずれの推力クラスにおいても飛行経路をう

まくとって大樹町上空へ帰還できることが示されている。

なお、滑走距離 1km 以内で水平離陸可能な限界まで燃料を搭載するとすれば、推力 1tonf 級では+200kg、推力 200kgf 級では+10kg の燃料追加が可能であるが、推重比、揚力・重量比の悪化により、離陸後の上昇飛行が困難になる。

5 まとめ

新燃焼方式ハイブリッドロケットモータの搭載を想定し、有翼再使用型サブオービタル打ち上げシステムの成立性を飛行経路解析に基づいて検討した。10tonf、1tonf、200kgf の 3 種類の推力クラスについて解析した結果、10tonf 級システムについては微小重力実験の目的を満足する飛行性能が予測された。推力 1tonf 級および 200kgf 級の有翼飛行を成立させるためには旧来のロケット設計手法では不十分であり、飛行経路解析に基づく機体諸元修正が必要であることが確認された。

機体諸元修正によって、推力 1tonf 級の飛行成立性は示されたが、推力 200kgf 級の飛行性能は著しく劣ることが見込まれた。

離陸滑走路長としては大樹町現有の 1km で充分であり、また、任意の飛行速度からアポート帰還が可能であることが示された。

文献

- (1) Preprint CD-ROM, AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 24-27, 2001, Kyoto, Japan.
- (2) 科学技術庁, 「将来型宇宙輸送システムに関する懇談会報告書」, 2000 年 6 月.
- (3) 「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.
- (4) 野村茂昭, 将来型宇宙輸送システムの研究開発の方向性, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 日本航空宇宙学会, 2000 年 10 月 15-17 日, 福岡, pp.1-14.
- (5) 久保田弘敏, 宇宙開発基本戦略と大学の役割, 日本航空宇宙学会第 32 期年会講演会講演集, 2001 年 4 月 10-11 日, 東京, pp.135-138.
- (6) Mizobata, K., Narita, S., Nakaya, J., Yoshida, H., Arai, T., Kasahara, J., Nagata, H., Ito, K., Akiba, R., and Oowada, Y., "Reusable Launch Vehicle Concepts Based on Hybrid Rockets," AIAA paper 2001-1792, AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies

Conference, April 24-27, 2001, Kyoto, Japan.

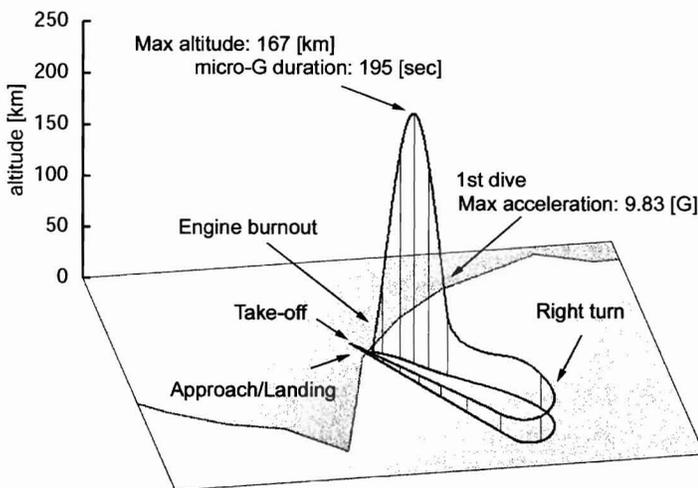
- (7) Nagata, H., Satori, S., Yuasa, S., Akiba, R., Kudo, I., Ito, K., and Oowada, Y., "Unconventional Hybrid Rocket Developments in Japan," IAF-00-S.3.01, 51st International Astronautical Congress, October 2-6, 2000, Rio de Janeiro, Brazil.
- (8) Anderson, J. D., Jr., "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics," McGraw-Hill (1989).
- (9) 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(1997), pp.464-470.

Table 4 Vehicle specifications revised on the basis of flight analysis.

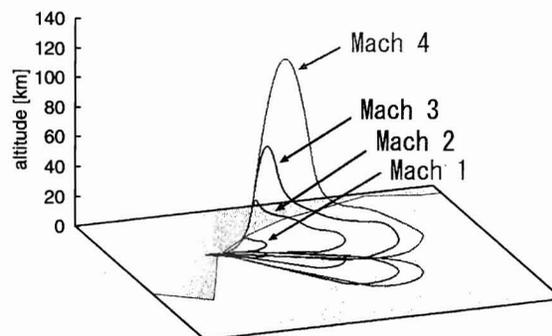
Thrust class [tonf]	1	0.2
Structural coefficient	0.34	0.42
Dry weight [ton]	0.31	0.072
Fuel weight [ton]	0.6	0.10
Payload [ton]	0.1	0.05
Total weight [ton]	1.01	0.222
Wing area [m ²]	3.0	0.5

Table 5 Results of flight trajectory analysis.

Thrust class [tonf]	10	1		0.2	
		initial	revised	initial	revised
Lift off distance [km]	0.5	0.5	0.65	0.3	0.8
Max altitude [km]	167.0	19.3	88.6	14.6	19.9
Max mach number	4.6	1.4	2.8	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]	9.8	3.3	6.0	1.6	1.8
Max temperature [°C]	596	—	—	—	—

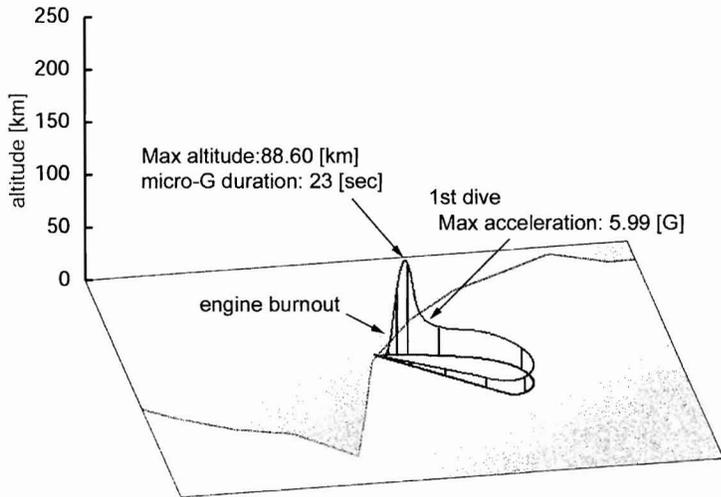


(a) Flight trajectory.

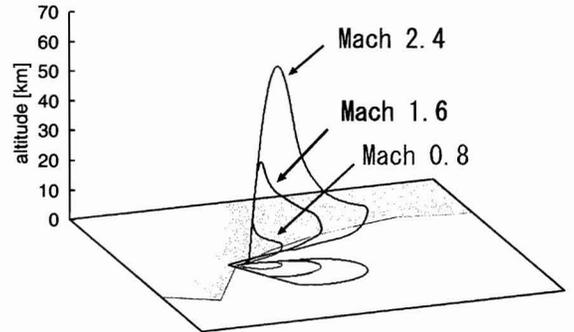


(b) Abort flight trajectories from the points where the flight Mach number reaches 1, 2, 3, and 4.

Fig. 8 Flight trajectories of a winged system with a motor of 10tonf thrust.

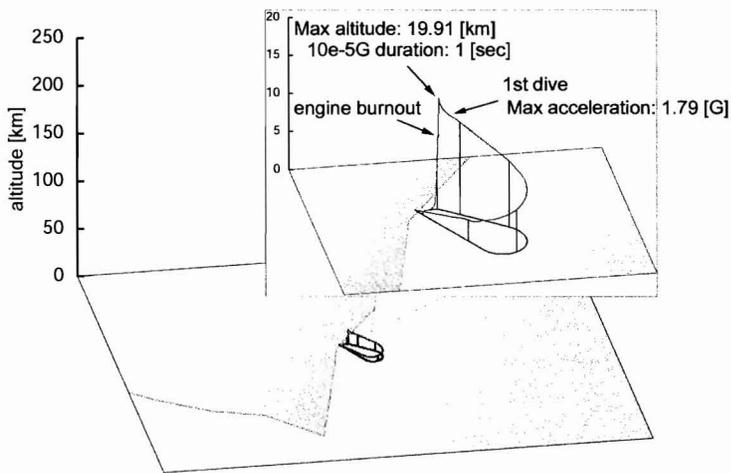


(a) Flight trajectory.

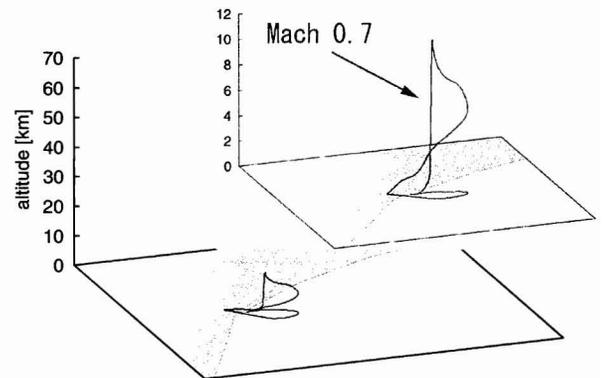


(b) Abort flight trajectories from the points where the flight Mach number reaches 0.8, 1.6, and 2.4.

Fig. 9 Flight trajectory of a winged system with a motor of 1tonf thrust.



(a) Flight trajectory.



(b) Abort flight trajectories from the points where the flight Mach number reaches 0.7.

Fig. 10 Flight trajectory of a winged system with a motor of 200kgf thrust.