

空気吸い込み式エンジンを適用する小規模飛行実験機の開発状況

Development status of sub-scale flight test bed applying ATRIUM engine

坂本勇樹, 小林弘明, 丸祐介, 徳留真一郎, 大山聖, 竹内伸介, 三浦政司, 正木大作, 高田仁志
角銅洋実, 加賀亨, 山城龍馬 (宇宙航空研究開発機構), 杵淵紀世志 (名古屋大学)
真子弘泰 (帝京大学), 内海政春, 中田大将, 江口光, 湊亮二郎 (室蘭工業大学), 吹場活佳
川崎央 (静岡大学), 前田慎市 (埼玉大学), 武田洋一 (岩手大学), 佐藤哲也 (早稲田大学)

Yuki Sakamoto, Hiroaki Kobayashi, Yusuke Maru, Shinichiro Tokudome, Akira Oyama, Shinsuke Takeuchi
Masashi Miura, Daisaku Masaki, Satoshi Takada, Hiromitsu Kakudo, Toru Kaga, Ryoma Yamashiro (JAXA)
Kiyoshi Kinufuchi (Nagoya University), Hiroyasu Manako (Teikyo University), Masaharu Uchiumi
Dasuke Nakata, Hikaru Eguchi, Ryojiro Minato (Muroran Institute of Technology), Katsuyoshi Fukiba
Akira Kawasaki (Shizuoka University), Shinichi Maeda (Saitama University)
Yoichi Takeda (Iwate University), Tetsuya Sato (Waseda University)

1. 緒言

宇宙開発の需要は年々高まっており輸送能力・輸送効率の向上が喫緊の課題となっている。宇宙輸送の拡大には、「輸送回数の高頻度化」と「輸送コストの低減」が必要であり、機体の再使用化と推進システムの抜本的な性能向上によりこれらの課題に取り組もうとしている。宇宙科学研究所工学委員会に設置された大気アシストWGでは、エアターボエンジンとロケットエンジンを組み合わせた ATRIUM エンジン: (Air Turbo Rocket for Innovative Unmanned Mission engine) を開発している。 ATRIUM エンジンでは軽量なエアターボエンジンとロケットエンジンを複合作動させることで、垂直離着陸機の機体規模を大幅にコンパクト化が可能である。本システムは世界的にも見ても実証例がなく、実機開発に先駆けて知見の少ないエアターボエンジンの垂直離着陸実証が必要となっている。

2),5) ATRIUM エンジン

ロケットエンジンを直列に組み合わせることにより、その作動モードを高度に応じて変化させる。 ¹⁾ 低高度域では、大気中の酸素を酸化剤として使用することで、平均比推力を大幅に向上する。中高度域では、エアターボエンジンとロケットエンジンを複合作動させる。高高度域では、ロケットエンジン単体作動させる。また、エアターボは液体水素・液体酸素を燃料とするガスジェネレーターにより駆動する。ガスジェネレーターの作動点は燃料リッチで設定され、吸い込んだ大気と混合させ二次燃焼、推力を得る。ロケットエンジンもガスジェネレーター同様に液体水素・液体酸素により作動される計画である。

本稿では、エアターボエンジンによる垂直離着陸実証を担う小規模飛行実証機の開発状況について最新の状況を報告する。

Table 1: 再使用観測ロケット仕様

観測高度	最大 130 km
観測時間	最大 180 sec
PI 機器重量	最大 100 kg
PI 搭載空間	直径 80 cm、高さ 100 cm
機体高さ	8.0 m
全備重量	3.4 t
総推力	20 kN x 4 基

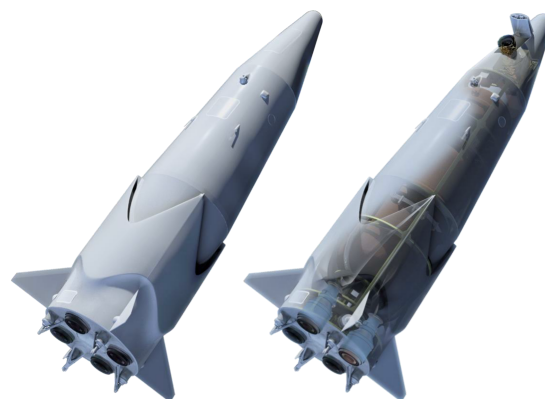


Fig. 1: 再使用観測ロケットイメージ ⁵⁾

2. 小規模飛行実証試験計画

再使用観測ロケット開発に先立ち、小規模飛行実証機(FTB)を開発中である。小規模飛行実証試験の目的は ATRIUM エンジンによる離着陸実証と関連技術の蓄積である。ロケットエンジンは離着陸に使用しないため、FTB での技術実証は行わず、エアターボエンジンを1基を使用する。本機体では最大高度 150m までの垂直離着陸試験を実施する計画である。本試験でのミッションは以下の3点である。

1. エアターボエンジンによる垂直離着陸技術の実証
2. 着陸脚の機能実証
3. 再使用観測ロケット開発に必要な各種データ取得

特に1点目では、逆流吸込み時のエアターボエンジン動作実証、ホバリング等の高精度推力制御技術獲得により、フルスケール観測ロケットにつながる技術を獲得する。

3. 小規模飛行実証機の開発状況

小規模飛行実証機の大まかな機器構成は図2に示す通りで、なるべく短期的な開発を実現できるよう基盤的なコンポーネントについては RV-X 等の実績品を用いる計画である。図で★印を示す要素は特に FTB に特化した、もしくは新規の開発が必要なものを示している。なお ATRIUM エンジンはエアターボエンジン、ロケットエンジンともに推力 10kN で設計しており、離着陸実証を行うための機体重量として 900kg を目標値として定めた。

3.1 エンジン

小規模 FTB 向けの ATRIUM エンジン構成は図に示すとおりである。タービン駆動力源には、ISAS で 1980 年代に開発されたガスジェネレーター (GG-1001³⁾) を用いる計画である。エアターボエンジンは新規設計で単段軸流ファン-2 段軸流タービンで構成される。燃料には液体水素・液体酸素を用い、燃料リッチなガスをガスジェネレーターで生成し、エアターボエンジンで吸い込んだ大気と混合させ、二次燃焼器

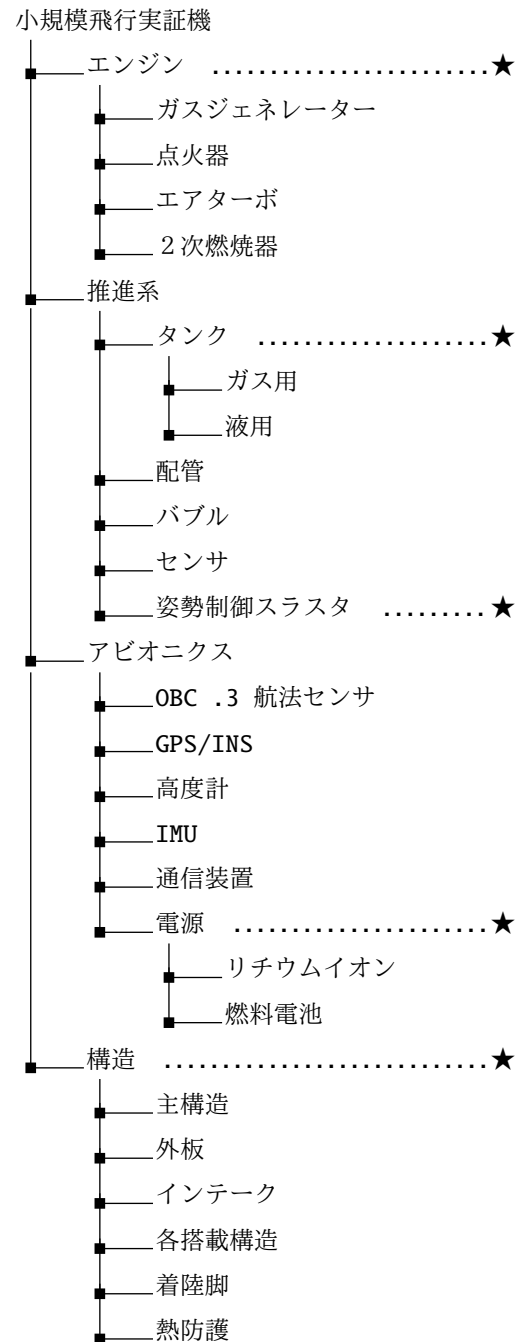


Fig. 2: 小規模飛行実証機の機器構成

で燃焼、推力を得る。2021 年度末にはエアターボエンジンとガスジェネレーターを組み合わせた総合燃焼試験を実施した。本試験では最終的に 10 秒の燃焼試験を行い、安定した運転が可能なることを示している。

二次燃焼器についてはサブスケール燃焼器を製作し、タービン駆動ガスおよび空気流の混合を促進するデバイスを考案し、効果を評価した。また、小規模 FTB 機体では二次燃焼器はア

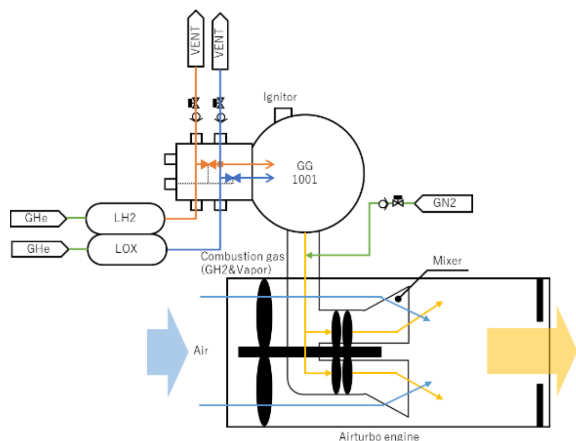


Fig. 3: 小規模飛行実証機向け ATRIUM エンジン

ブレイティブ材を用いて熱的に保護する計画であり，上記サブスケール燃焼器を用いたアブレイティブ材の評価試験を実施予定である．

推力制御方法等について検討を進めており，2024 年度上期に再度エンジン燃焼試験を実施する計画である．

3.2 推進系

搭載する推進薬量は，高度 150m の離着陸と 7 秒間のホバリングを実現できるように設定した．この結果，マージンを含めて液体水素タンクは 170L，液体酸素タンクは 20L をベースラインとして設定した．小規模 FTB ではターボポンプは搭載せず，加圧圧送方式を採用したことからいずれも設計圧力は 3.4MPa としている．重量と開発リスクを比較検討した結果，アルミ製 (A6061) の押し出しパイプ形状材料から絞り加工技術を応用したシームレスな成型手法を採用することとした．液体酸素タンクについては 2024 年 3 月時点で製造が完了しており，水耐圧試験で異常なきことを確認している．今後液体窒素を用いた低温試験を実施ののち，液体酸素実液を用いた充填評価試験を行う計画である．

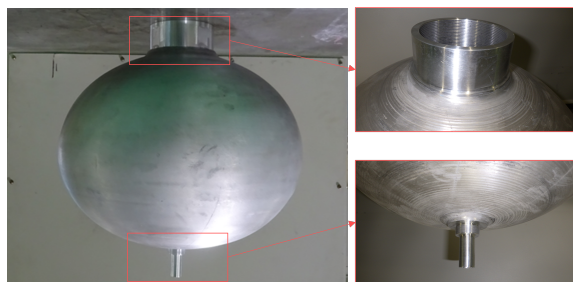


Fig. 4: 液体酸素タンク

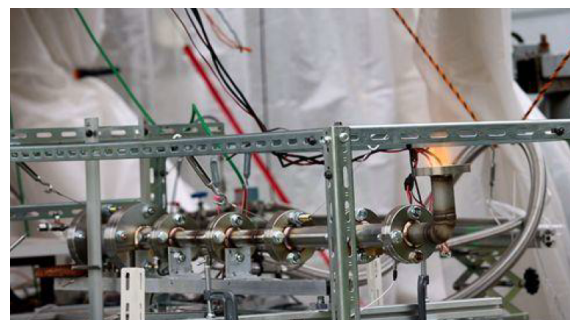


Fig. 5: パルスデトネーションスラスタ

また姿勢制御スラスタとして，窒素ガスを用いるコールドガスジェットスラスタの他，パルスデトネーションを利用したスラスタの開発にも取り組んでいる．全長約 1 m の燃焼筒に空気と水素を流通し，適切なタイミングでの火花着火でデトネーション動作を確認した．単純円筒形態の他，機体への搭載を考慮した出口曲がり管を付与した状態での推力を測定を行った．周波数が大きくなるほど推力が上昇するが着火成功率が低下することが課題として明らかになっており，引き続き開発を進める．⁴⁾

3.3 アビオニクス

アビオニクスについては直近で実績のある RV-X 搭載品を参考に検討を進めている．小規模飛行実証機の中で特徴的なコンポーネントとして電源システムがあげられる．今回電源システムとして燃料電池とリチウムイオン電池を併用する手法を採用する．2022 年度中に 100W 級のブレッドボードモデルを構築し動作評価を実施した．2023 年度には 1kW 級の掃引が可能な燃料電池・バッテリー統合システムを構築した．電子負荷を用いた実際の飛行シーケンスを模擬する電力に対して正常に給電が可能なことを確認している．今後は地上燃焼試験用の電源として実環境を模擬した検証を進める計画である．



Fig. 6: 燃料電池電源システム

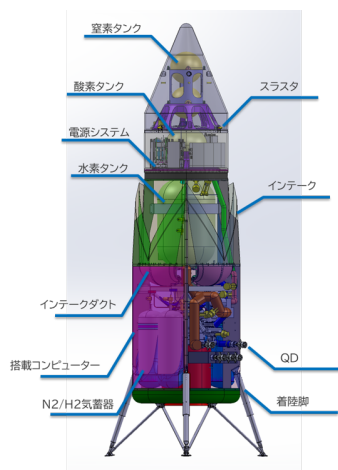


Fig. 7: 小規模飛行実証機の構造及び機器配置検討

3.4 機体構造

小規模飛行実証機では軽量化を目的に CFRP を主構造・スキンとして使用する方針である。2023 年度までに組み立て性を考慮した機体構造設計，機器配置検討，着陸時の着陸衝撃に対する強度解析等を実施した。CFRP を用いた複雑形状部品の試作として，インテーク-エンジン間の空気ダクトについて製造も行っている。また，特に開発リスクが高い着陸脚については，先行して詳細な評価を行っている。これまでにアブソーバーの種類として油圧・ゴム・クラッシュハニカム・CFRP パイプ・金属パイプなどを検討し，単体での構造解析や実験をもとにアルミ製クラッシュハニカムを選定した。さらに模擬脚を製造し，着地模擬試験を実施している。

4. 結言

大気アシスト WG では再使用観測ロケットへの適用を目指し，エアターボエンジンとロケットエンジンを複合させた ATRIUM エンジンを開発中である。再使用観測ロケット実機開発に先立ち，小規模飛行試験機で ATRIUM エンジンによる離着陸実証を計画中であり，各種コンポーネントの開発を行っている。開発リスクの大きなコンポーネントを中心に，検討/一部製作を進めており，2024 以降の飛行実証に向けて進捗中である。

5. 謝辞

本開発は JAXA 宇宙科学研究所宇宙工学委員会戦略的開発研究の支援を受けて実施されています。また開発に当たっては，WG に参画する帝京大学，岩手大学，室蘭工業大学，名古屋大学，静岡大学，埼玉大学，早稲田大学，総合研究大学院大学の教職員，学生の皆様および ASI 総研，TORAY グループ，本田技研工業，MJOLNIR SPACEWORKS の皆様にご支援いただきました。ここに感謝申し上げます。

References

- 1) Hiroaki Kobayashi, Yusuke Maru, Matthew P. Richardson, Kiyoshi Kinefuchi, and Tetsuya Sato. Conceptual design study of a vertical takeoff and landing airbreather. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 58, No. 5, pp. 1279–1292, 2021.
- 2) 坂本勇樹, 小林弘明, 丸祐介, 徳留真一郎, 野中聡, 澤井秀次郎, 大山聖, 三浦政司, 正木大作, 高田仁志, 角銅洋実, 加賀亨, 山城龍馬, 柗淵紀世志, 真子弘泰, 内海政春, 中田大将, 江口光, Richardson Matthew, 佐藤哲也. Atrium エンジンを用いる小規模飛行実証試験の検討状況. 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 11 2022.
- 3) 棚次亘弘, 成尾芳博, 長友信人, 岩間彬, 秋葉鐸二郎, 倉谷健治. 液水液酸ターボポンプ用ガスジェネレーターの開発研究. 東京大学宇宙航空研究所報告, Vol. 16, pp. 859–891, 05 1980.
- 4) 青井瑞樹 池田北斗 前田慎市 小原哲郎 田中悠豊. 姿勢制御用スラスタへの応用を目指した準バルプレス水素・空気パルスデトネーションスラスタの推力計測実験. 第 63 回航空原動機・宇宙推進講演会/北部支部 2024 年講演会/第 5 回再使用型宇宙輸送系シンポジウム (札幌), 2024.
- 5) 野中聡, 小林弘明. 観測ロケットの再使用化に向けた研究開発について. 観測ロケットシンポジウム 2022 講演集. 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所, Mar 2023. 第 5 回観測ロケットシンポジウム (2023 年 2 月 28 日-3 月 1 日. オンライン開催).