

宇宙往還機の実現に向けた極超音速飛行実験機の構想

徳留真一郎

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系

1. はじめに

宇宙科学研究所 (ISAS) の宇宙輸送系専門委員会において策定されている宇宙科学・探査分野における宇宙輸送系の中長期ミッションシナリオでは、2040年頃の達成を目指すミッションを「多様な宇宙科学の世界をカバーする軌道間輸送ネットワークを構築する」と設定している[1]。

ミッション達成に向けて、地上から地球周回軌道へ高頻度に大量の物資や人員を輸送する宇宙往還機を実現するためには、往還飛行において「極超音速飛行」を避けることはできない。本稿では、主に宇宙往還機の実現と競争力向上に資する極超音速エンジンの技術実証を中心に、極超音速飛行に係る技術課題に実証的に取り組むための飛行実験機の目的と検討例について紹介する。

2. 宇宙科学分野における宇宙輸送系研究の中長期戦略[1]

上記の中長期ミッションにおけるISASへの要求は、ISASの使命[2]に則り、産学官連携体制を構築してミッションを達成することである。その第1は、ハイリスク先進技術によって宇宙輸送系の本質的な技術課題を解決すること。そして第2は、大学共同利用の強みによりアカデミアの力を借り卓越した成果を上げることである。

戦略的取組みの実行に向けた基本的な考え方としては、ミッション達成に向けた「戦略シナリオを策定する」こと、素早く試行錯誤するため「小さく始める」こと、人類の活動圏拡大に向け「輸送と探査を融合する」ことの三つを挙げている。

また重点的に取り組むべきシステム技術領域として、再使用型宇宙輸送システム、深宇宙・軌道間輸送システム、小規模飛行体システムの三本柱を立てている。本稿は、再使用型宇宙輸送システムの実現に向けた小規模飛行体システムによる実証研究手段を紹介するものである。

3. 競争力ある再使用型宇宙輸送システムの実現に向けた課題

輸送系の国際競争力を高める上で特に重要なことは、クイックターンアラウンドによる稼働率の向上及び打上げ一回当たりの輸送効率の向上による輸送コストの低減である。

スペースシャトルの運用上の教訓[3]として重要なのは、機体のターンアラウンド運用に人手と時間がかかり、かえってコストが高くなってしまった（運航には、年間40億ドルの費用と、18000人の地上要員が必要）ことである。特に熱防護系(TPS)の点検と補修、推進系の点検と整備に最も人手と時間がかかり、ターンアラウンド短縮化の実現に向けた最大の課題はTPSと推進系の再使用性（堅牢性）と点検整備の容易さの向上であることが分かっている。

一方、航空機の運航コストを下げるためには、推進剤の消費量を減らすとともに機体システムの点検や整備、貨物や人員・旅客の積み下ろしと乗り降りにかかる手間を省く努力が重要であろう[4]。その実現に向けて、燃費を下げ機体の規模をなるべく小さくすること、騒音を抑えること、それらの結果として地上設備の点検、整備、補修の負担を減らすことが有効と考える。抜本的な対策として、往還機の

地上静止状態から極超音速の飛行領域までの上昇運航フェーズにおいて、大気吸込み式のエンジンを最大限活用することができれば、上記の課題を一気に達成できる可能性がある。

4. 大気吸込み式エンジンの飛行実験の必要性と具体化

数値流体計算や風洞試験だけでは飛行中のリアルな現象を捉えることは困難であろう。数値流体解析については、実飛行環境における信頼に足る各種計測データに基づく妥当性検証と合わせ込みが必要である。また、特に極超音速の飛行環境を模擬する高エンタルピ風洞では、水蒸気汚染された模擬空気による超音速燃焼への影響が識別されている[5]。さらに、宇宙往還飛行における連続加速や作動モード遷移に伴う非定常現象について、飛行実験データ無しで評価することは現実的に困難であろう。

そこで日本国内においても、CFD解析や風洞試験設備と同様に極超音速飛行に係る詳細な実飛行データを取得するため、地上静止状態から極超音速飛行状態に及ぶ広い範囲で実飛行環境を創り出す飛行実験機(FTB)の構想が提案されてきた[6~10]。ISASが運用する観測ロケットを利用する形態[6, 7]が現実的ではあるが、連続加速や飛行環境条件の自在性において限界があることから、理想的な動圧/加速度環境が作り出せるハイブリッドモータや液体エンジンで加速するロケット形態[8, 9, 10]についても提案されてきた経緯がある。

ここでは、本格的な極超音速飛翔体研究を見据えて、連続加速環境を実現し広範な飛行環境条件を創り出せるFTBシステムが必要との前提の下で検討された例を紹介する。

従来のロケットで加速度と動圧において理想的な飛行環境(3G以下, 50kPa程度)[9]を実現しているのは、講演で紹介した強化型イプシロンロケットの1段推力飛行中の地上からマッハ4程度までの飛行軌道である。同様の軌道を表1に示すミッション要求[9]に対応する試験供試体の規模を踏まえて設定した観測ロケットサイズの固体ロケットシステムで辿るためには、推進薬の燃焼速度を1/5程度に低減しなければならない。しかしながら現行の固体推進薬技術では困難であることから、燃料の表面後退速度が要求を満たす水準となるハイブリッドモータによる2段式のFTBシステムを検討した[8, 9]。その結果概要を図1に示す。また、同規模の固体ロケットモータによって、安定した極超音速飛行環境を創り出す目的に特化した2段式の機体システム形態と飛行軌道のイメージを図2に示す。

表1 サブスケールエンジンモデルの諸元とそれらの飛行実験のミッション要求

Engine Configuration	Pre-cooled Turbojet (JAXA 航空技術部門)	Rocket-based Combined Cycle (JAXA 研究開発部門)
Thrust level	1.2 kN – 0.7 kN (@M=0 – 6)	6kN (rocket only)
Overall size	Φ524×3800mm	Φ700×3700mm
Total mass	~ 600kg	~ 400kg
Flight Mach number	0 – 6	0 – 8
Flight acceleration	up to 15 m/s ²	15 – 30 m/s ²
Flight dynamic pressure	10 – 50 kPa	50 – 100 kPa

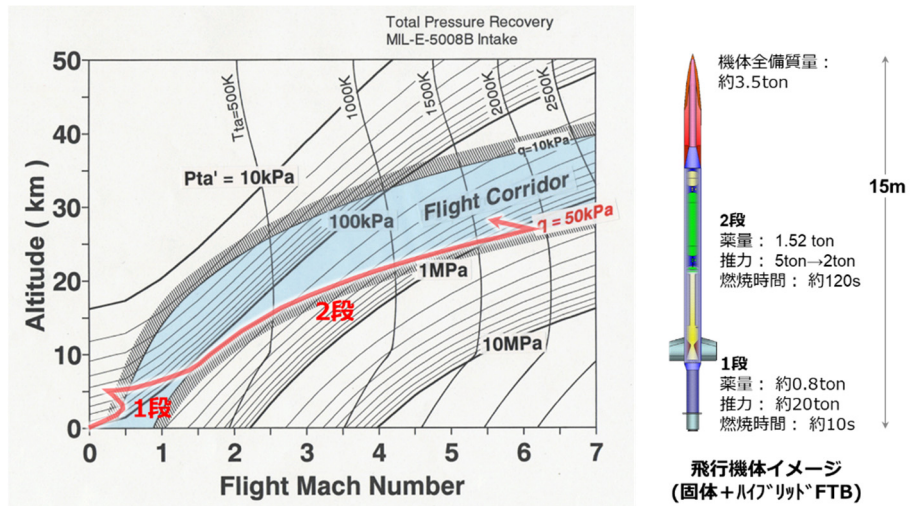


図1 ハイブリッドモータによる2段階FTBの検討例

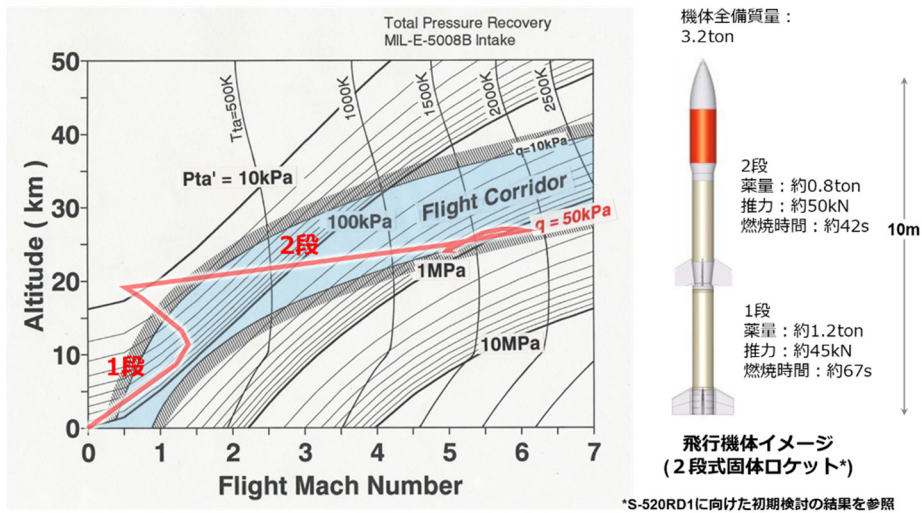


図2 固体モータ2段階によるFTBの検討イメージ

以上、大気吸込み式エンジンを中心にその実環境条件を創り出すための飛行試験機体システムの具体化の考え方と具体例について紹介した。今後は、極超音速飛行試験ニーズの高まりに応じられるよう実現に向けた開発研究活動を実行したい。また併せて、文献6、7に述べられているような現行観測ロケットの積極的活用法についても検討を進めたい。

5. まとめ

将来の再使用型宇宙輸送システムの競争力向上のためには、CFD解析や風洞試験設備と同様に極超音速飛行に係る詳細なデータを取得するため、日本国内においても地上静止状態から極超音速飛行状態に及ぶ広い範囲で実飛行環境を自在に創り出すことができる飛行実験機が必要と考える。

飛行実験機を検討するにあたり、強化型イプシロンロケットの1段推力飛行中の地上からマッハ4程度までの飛行軌道が参考になる。それを実現する検討例として、ハイブリッドモータによるFTBの検討結果概要を、また、極超音速飛行環境に特化した固体モータによるFTB検討イメージを紹介した。

今後は、実現に向けた開発研究活動を実行するとともに現行の観測ロケットの積極的活用法についても検討を進めたい。

謝辞

固体モータ2段式FTB形態については、ISAS丸祐介氏とJAXA研開部門高崎浩一氏による超音速燃焼飛行試験の計画策定に向けた事前検討の結果を参照した。ここに特記して謝意を表します。

参考文献

- [1] S. Tokudome, Y. Maru, S. Nonaka, “Medium- to long-term strategies for the research field of space transportation systems in ISAS/JAXA,” 73rd International Astronaut. Congress (IAC 2022), Paris, France, 2022, pp. IAC-22-IAC-D2.4.2. <https://iafastro.directory/iac/paper/id/70646/summary/>.
- [2] Missions of ISAS. <https://www.isas.jaxa.jp/en/about/vision/>, The Institute of Space and Astronautical Science.
- [3] Charles Camarda, Space Shuttle Design and Lessons Learned, NATO Science and Technology Lecture Series on "Hypersonic Flight Testing," von Karman Institute, Rhodes-St-Genese, Belgium, March 2014, <http://dx.doi.org/10.13140/RG.2.1.2635.2405>.
- [4] 伊集院憲弘, 「社員第一, 顧客第二主義 - サウスウエスト航空の奇跡 -」, 毎日新聞社, pp.37-39, 1998年11月25日発行.
- [5] 小寺正敏, 富岡定毅, 宗像利彦, 三谷徹, CFD模擬によるスクラムジェットエンジン内の諸燃焼形態, JAXA-SP-20-008, 流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2020オンライン論文集, pp.69-78, 2021年2月8日, https://jaxa.repo.nii.ac.jp/?action=repository_action_common_download&item_id=47331&item_no=1&attribute_id=31&file_no=1.
- [6] 鈴木宏二郎, 「超音速・極超音速飛行実験機としての観測ロケットの可能性について」, I-5, 第2回観測ロケットシンポジウム, JAXA宇宙科学研究所, 2019年8月5, 6日.
- [7] 藤川貴弘, 土屋武司, 田口秀之, 「観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)に向けた実験機形状・飛行軌道の最適設計」, 平成26年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA宇宙科学研究所, 2015年1月15, 16日.
- [8] 徳留真一郎, 「極超音速エンジン技術開発のための飛行実験システム(FTB)の研究について」, STCP-2009-61, 平成21年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA宇宙科学研究所, JAXA相模原キャンパス, 2010年1月14, 15日.
- [9] “Report of ISAS/JAXA activities” Prepared for the Visiting Evaluation Committee, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, pp.289-292, October 2012, https://www.isas.jaxa.jp/en/about/reviews/files/report_of_isas_2012_e.pdf.
- [10] Shinichiro Tokudome, Tsuyoshi Yagishita, Hiroto Habu, Toru Shimada, Yasuhiro Daimo, “Experimental study of an N2O/ethanol propulsion system,” AIAA 2007-5464, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, 8 - 11 July 2007.