

# 再使用型宇宙輸送システムにおける大気アシスト飛行の実証研究

丸 祐介 (ISAS/JAXA), 佐藤 哲也 (早稲田大),  
小林 弘明, 徳留 真一郎, 野中 聡, 澤井 秀次郎 (ISAS/JAXA)

## 1. はじめに

宇宙輸送は基本的に宇宙活動のインフラであるから、宇宙輸送の将来、または究極のゴールを考えるためには、宇宙活動のゴールを考えることとセットでなければならない。宇宙活動の将来像の例として、Gaubatz が示した<sup>1)</sup>ものを図 1 に示す。「Spaceways Servicing the Space Frontier: 宇宙の前線を支える宇宙の道」として示されたこの図では、各軌道に設置された宇宙利用のハードウェアについては今日既に実現されているものも多い。しかしながら、地球周回低軌道の宇宙ステーションやプラットフォーム、軌道上作業機、宇宙工場という宇宙利用は、その単体の機能としては実現できているものの、この絵が描かれた際の意図のように“回って”いないように思われる。その最大の要因は、図 1 で「RLV Launch」として描かれている、定常的で双方向の、かつ高頻度な宇宙輸送システムが実現されていないことにある。したがって、図 1 に示されるような姿を宇宙活動の目標とするならば、宇宙輸送のゴールは、このような宇宙活動を支える輸送システムの実現となるであろう。この輸送システムには、低コスト、定常的、双方向、高頻度、であることが要求される。これらを満たすために、システムは再使用であるのは当然として、自動車や航空機など地上の輸送システムと同様に、定常的に大量の人や物資を高頻度に輸送できることが必要である。このことを鑑みると、宇宙輸送のゴールとしては、完全再使用が可能な単段で軌道に到達する輸送機 (Single-Stage-to-Orbit, SSTO) が地上と軌道上を高頻度に行き来できるシステムを考えるべきである。

図 2 は、宇宙輸送のゴールである SSTO に向けたアプローチを示したものである。米国のスペースシャトルは再使用可能な宇宙輸送システムであったが、高コストが主たる要因となって既に退役となってしまった。このことが示唆するのは、宇宙輸送のゴールを実現するためには、単に宇宙往還できる輸送機ができれば良いというわけではなく、その輸送機を高頻度に運航できることが必要である、ということである。したがって、宇宙輸送のゴールへのアプローチは、宇宙往還性能と高頻度運航性能の少なくとも 2 つの指標で表現される。最終ゴールまで一足飛びにはいかないのが段階的にアプローチすることになるが、ここで重要なのは、究極ゴールに向かう過程の各段階でのシステムが、何らか役に立つことが是非必要である。さもなければ、技術実証の単発の実験で終わってしまうなど、最終ゴールまで到達できる駆動力を継続することが困難になってしまうだろう。

宇宙研で構想している「再使用観測ロケット」は、宇宙研の宇宙科学実験のために用いられてきた弾道飛行の観測ロケットの機能を再使用のシステムで提供するものである。図 2 のアプローチでは、宇宙往還技術の獲得ももちろんであるが、高頻度に運用するための技術の獲得や課題抽出に重きをおいた考え方に位置づけられる。また、従来の観測ロケットに対して回収や高頻度繰り返し実験といった付加機能を追加することで宇宙科学実験の革新が期待できるなど、宇宙科学に役立ちうる。

この再使用観測ロケットを SSTO に向けた第 1 段階、第一歩と考えると、SSTO に発展させていくためには、宇宙往還性能を向上させていく必要がある。大きくは、構造重量の革新的低減と推進系の革新的高性能化が必要である。このうち、推進系の高性能化の手段のひとつとして、地球の大気を利用する空気吸込式エンジン (エアブリージングエンジン) の利用が考えられる。我々は、再使用観測ロケットを SSTO に向けて段階的に発展させていく原動力のひとつとして、エアブリージングエンジンを利用することを提案する。本稿では、再使用観測ロケットをスタートポイントとする、エアブリージングエンジンによる再使用ロケットの段階的発展構想について説明した上で、エアブリージングエンジンによる再使用観測ロケットの性能向上を評価する。また、再使用観測ロケットは到達高度 100km 程度のシステムであるが、これを 300km 程度の高度に到達しうるように規模を拡大したシステムのサイジングと、この規模でのエアブリー



ジングエンジンの利点を宇宙輸送の推進システムに応用する概念は古くから存在するが、宇宙に到達するためには、複数のエンジン形式を複合させる必要がある。日本に於いては、宇宙科学研究所において ATREX エンジン<sup>2)</sup>、JAXA 航空部門において予冷ターボジェット (PCTJ) エンジン<sup>3)</sup>、JAXA 研開部門 (角田) においてスクラムジェットを含む Rocket Based Combined Cycle (RBCC) エンジン<sup>4)</sup>の開発研究が行われてきた。世界的にも様々な複合エンジンの開発研究が行われているが、どのエンジンが最適かについては、適用する輸送機のシステム (飛行軌道や規模など) に依存するものであり、エンジン単体で評価されるものではない。

上述したように、JAXA 宇宙研では再使用観測ロケットの検討を進めている<sup>4)</sup>。再使用観測ロケットは、全長 13.5m、全幅 2.7m の機体に推力 40kN の液水液酸ロケットエンジン 4 基を搭載した、全備重量約 11ton のサブオービタル再使用型垂直離着陸方式ロケットである。我々は、SSTO 実現に必要な技術としてエアブリージングエンジン技術を段階的に獲得しつつ、その技術を活用して再使用観測ロケットを SSTO に段階的に発展させていくことを考えた。この段階的発展構想を図 3 に示す。RSR1.0 と示したのが、現在計画中の再使用観測ロケットで、到達高度 100km 程度のシステムである。この RSR1.0 にエアブリージングエンジンを換装または付加することで、到達高度上昇またはペイロード重量増大の性能向上を達成することを考えた。再使用観測ロケットが比較的高動圧の領域をマッハ 2 弱までの速度で飛行することを鑑み、動作範囲をマッハ 2 程度までとし、エンジン推重比を最重視したエンジン形式として、エアターボロケット (Air-Turbo Rocket, ATR) エンジンを選択した。図 3 ではこれを RSR2.0 として示した。到達高度が、JAXA 宇宙研の現行観測ロケット S520 と同等の 300km 程度になるよう、RSR2.0 の規模を大きくしたものを RSR3.0 とする。この規模になると、S520 のユーザーを取り込める可能性があることに加え、上段ロケットを搭載すれば、超小型衛星を低軌道に投入できるレベルとなる。上段は、最初は使い捨てのものから始めることになるであろうが、その後再使用化できれば、二段式完全再使用宇宙輸送機 (Two-Stage-to-Orbit, TSTO) が実現できる。この TSTO により、宇宙往還の技術を獲得し、性能向上させることで、SSTO に辿り着く構想である。また、エアターボロケットエンジンは最終解ではなく、より広い速度範囲で動作するエンジンなど、SSTO を成立させるためのエアブリージングエンジン技術もこの発展と平行して開発していく必要がある。

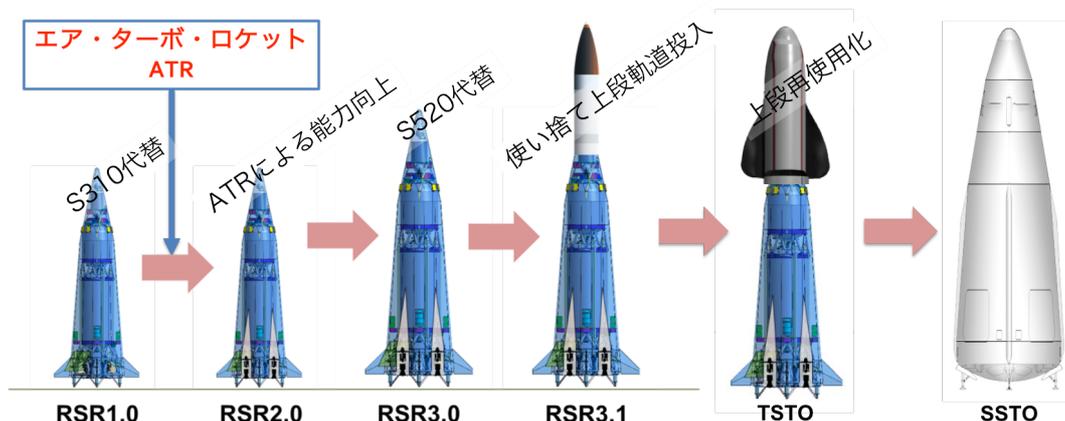


図 3 再使用観測ロケットの SSTO に向けた段階的発展

再使用観測ロケットの性能向上に寄与するエアターボロケットエンジンは、ロケットエンジンにエアターボを複合させた方式である。模式図を図 4 に示す。エアターボ部のファンは、ロケットエンジンの推進剤 (水素・酸素) を燃焼させるガスジェネレーターで駆動される。ファン下流には二次燃焼室が設けられ、タービンを駆動した燃料リッチの燃焼ガスとファンを通る流入空気を混合させ再度燃焼させる。再使用観測ロケットの上昇飛行軌道においては、飛行マッハ数 0-2、高度 0-13 km の範囲で作動させ、その間はロケットエンジンは作動させない。この範囲外では、エアターボの推力が定格 40kN を下回るため、ロケットエンジンを作動させ推力を

補完する。また、本稿の後述の飛行計算では対象としていないが、帰還時の滑空や着陸時に動作させればロケットエンジンに対して比推力の観点で大きなアドバンテージがある。

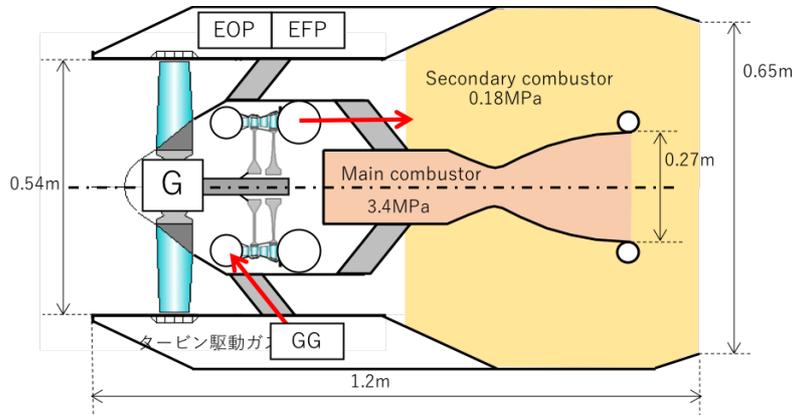


図 4 エアターボロケットエンジンの模式図

### 3. エアターボロケットエンジンによる再使用観測ロケットの性能向上

エアターボロケットエンジンによる再使用観測ロケットの性能向上を定量的に評価するため、一次元の垂直上昇飛行計算を行った。

再使用観測ロケットの検討結果例を踏まえ、表 1 に示した仕様のロケットを想定した。ロケットの空気抵抗は、飛行マッハ数に応じて図 5 に示した抵抗係数を用いた。姿勢変更のない一次元の垂直飛行を想定しているため、抵抗力しか考慮していない。

エアターボロケットエンジンの特性は、推力 40kN 級として図 4 のようにサイジングし、サイクル計算を行った結果として、図 6 に示す飛行速度と高度の関数である推力および比推力マップを用いた。

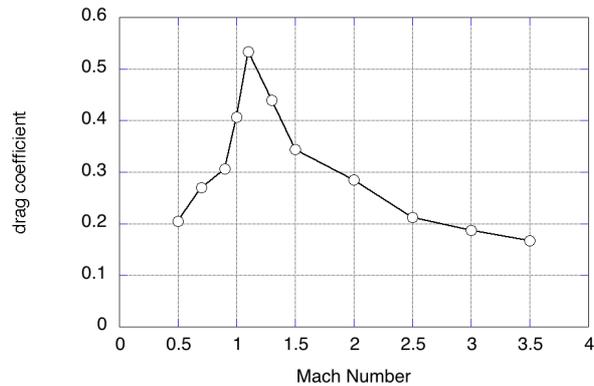
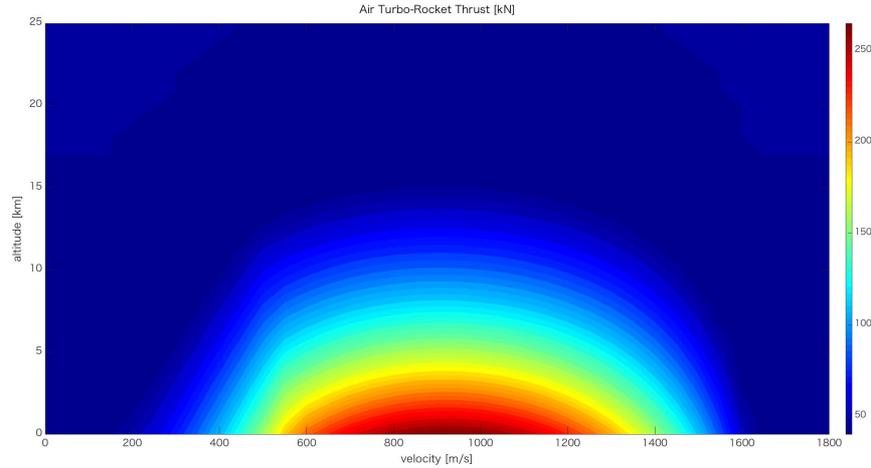
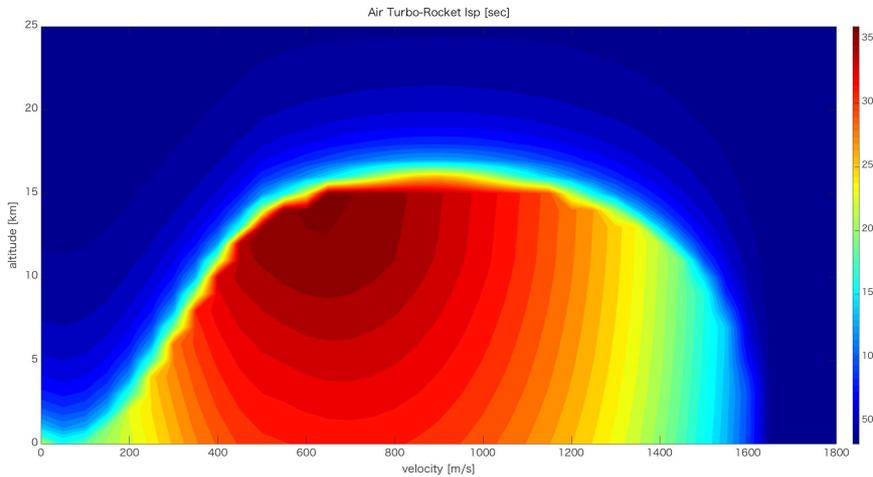


図 5 再使用観測ロケットの抵抗係数 (参照面積：胴体断面積)



(a) 推力 [kN]



(b) 比推力 [sec]

図 6 エアターボロケットエンジンの特性

表 1 の Case 1 は、ベースラインとなる再使用観測ロケットである。上昇時に使用できる推進剤量は、システム検討結果を用いている。この上昇時推進剤の量を使って垂直上昇すると到達高度は 135.2km となった。これに対し、Case 2 および 3 は、Case 1 のロケットエンジンをエアターボロケットエンジンに換装した状態を想定したものである。エンジン換装により、エンジン重量は増加する。このエンジン重量の増加分だけ推進剤重量を差し引き、全備重量が変わらないようにしたのが Case 2 である。なお、エンジン重量増分は、市販ソフトなどを用いて推算しており、4 基の合計で 712kg の増分としている。Case 2 の到達高度は 186.2km に達している。Case 3 は、Case 2 の条件から到達高度が Case 1 と同等になるまでペイロード重量を増やしたケースである。ベースライン (Case 1) では 100kg としたペイロード重量を 675kg としたときに高度 135km となった。すなわち、再使用観測ロケットをエアターボロケットエンジンに換装することにより、到達高度で評価すると約 50km、ペイロード重量で評価すると約 575kg の性能向上が得られる。

計算内容からもわかるように、本計算ではエアターボロケットエンジンの重量増分がロケットの性能向上に大きな感度をもつ。そこで、エンジン重量増分を変えた場合の影響を評価した。図 7 に示すように、重量増分が 4 基合計で 1000kg となった場合でも、到達高度は 30km の増加を見込める。

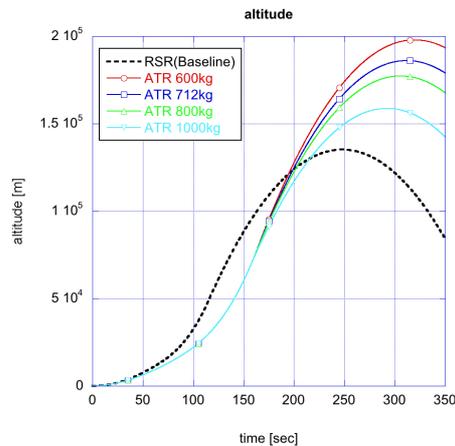


図 7 エンジン重量増分の到達高度への影響

Case 1 の RSR1.0 のエンジン推力を 2 倍とし、かつ推進剤重量を増加させ、到達高度が 300km となるようにしたのが Case 4 である。エンジン重量は 2 倍とし、他のドライ重量はマシオなどを考慮して設定した結果、Case 4 の全備重量は約 18ton となった。先と同様に Case 4 をエアターボロケットエンジンへ換装したことを想定すると、到達高度は約 360km となり、60km 程度の高度増分が得られる見込みとなった。

本稿では、1 次元解析として、垂直上昇飛行計算を行って、エアターボロケットエンジンの効果を評価した。実際の再使用観測ロケットでは、飛行安全の意味もあり、垂直上昇ではなく、離陸直後にダウンレンジを出す飛行軌道をとる。このことは、空気密度の大きい大気中を飛行する時間帯が増え、エアターボの効果をもっと増す方向になり得る。また、本稿では対象としなかったが、帰還飛行時の滑空能力（ダウンレンジ調整能力）および軟着陸時の補償推力発生において、ロケットエンジンの能力を改善できると考えられ、エアターボロケットエンジンの大きな利点である。

#### 4. まとめ

本稿では、JAXA 宇宙研で構想している再使用観測ロケットをスタートポイントとし、宇宙輸送の究極ゴールである単段式完全再使用宇宙輸送機（SSTO）の実現を目指す過程において、エアブリージングエンジンの技術を段階的に獲得しつつシステムに適用し、輸送システム自体も段階的に発展させていく構想を紹介した。SSTO 実現には、推進系の革新が必要であり、エアブリージングエンジンの活用は、その手段の有力な選択肢である。SSTO に向けて段階的に輸送システムを開発していく構想であるが、各段階においても、何らかの実利用に役立つことが必要であると考えている。本構想では、宇宙科学用観測ロケットの再使用化および高度化、上段ロケットを用いた小型衛星の軌道投入を各段階で想定している。また、Point-to-Point 輸送と呼ばれる地上二地点間の超高速輸送も、本構想の過程において良い段階となり得る。

構想する段階的発展の最初のステップである、エアターボロケットエンジンによる再使用観測ロケットの性能向上を 1D シミュレーションにより評価した。エアターボロケットエンジンに利用により、到達高度で約 50km、ペイロード重量で約 575kg の性能向上が期待できる結果を得た。今後、段階的発展の他のケースについてもサイジングと飛行計算を実施する予定である。本構想の具体的な実行として、まず再使用観測ロケットの着手に向けた努力を継続するとともに、エアブリージングエンジンの垂直離着陸方式ロケットにおける利点の実証として、推力 10kN 級のエアターボロケットエンジンを試作し、その単体性能を評価した上で、高度 100m 程度の垂直離着陸実験を計画している。

参考文献

- 1) Czynsz, P. A., Bruno, C., Chudoba, B. : Future Spacecraft Propulsion Systems and Integration, 3<sup>rd</sup> Ed., Praxis Publishing, 2018.
- 2) 小林弘明, 佐藤哲也, 棚次亘弘 : ATREX エンジンの飛行性能の解析モデル, 宇宙科学研究所報告, 特集第 46 号, 2003.
- 3) Taguchi, H., Hongoh, M., Kojima, T., Saito, T.: Mach 4 Performance Evaluation of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine, 22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, AIAA 2018-5203, 2018.
- 4) Ueda, S., Tomioka, S., Saito, S., Tani, K., Yoshida, M.: R&D on Hydrocarbon-fueled RBCC Engines for a TSTO Launch Vehicle, 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2015-3611, 2015.
- 5) Ogawa, H., Nonaka, S., Naruo, Y., Ito, T., Inatani, Y.: Reusable Sounding Rocket, International Journal of Microgravity Science and Application, 33(3), 2016.

表 1 対象としたロケットの仕様と 1 次元上昇飛行計算の結果

Case	1	2	3	4	5
説明	S310 代替 RSR	←ATR 利用		S520 代替 RSR	←ATR 利用
図 3 の表記	RSR1.0	RSR2.0		-	RSR3.0
全備重量	10402.4 kg			17628 kg	
上昇時 推進剤重量	5897.2 kg	5185.2 kg		11197 kg	9773 kg
エンジン推力	40 kN			80kN	
エンジン重量 (4 基分)	528 kg	1240 kg		1056 kg	3504 kg
抗力参照面積	7.1 m <sup>2</sup>				
ペイロード重量	100 kg		<b>675 kg</b>	100 kg	
最大到達高度	135.2 km	<b>186.1km</b>	135.2 km	302.3 km	<b>363.0 km</b>
最大マッハ数	3.9	5.1	3.9	7.4	7.8