

観測ロケットを用いた A-SOFT ハイブリッドロケットの飛翔工学実験 の提案

北川 幸樹^{*1}, 嶋田 徹^{*1}

Proposal of flight experiment of A-SOFT hybrid rocket using sounding rocket

Koki Kitagawa ^{*1}, Toru Shimada ^{*1}

ABSTRACT

Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type (A-SOFT) hybrid rocket engine is researched and developed as Essentially Non-Explosive Propulsion System. As the next stage of the research and development, to demonstrate A-SOFT hybrid rocket technology at flight experiment is aimed. Focus on the demonstration of thrust-O/F feedback control technology with the A-SOFT hybrid rocket technology, flight experiment that the hybrid rocket engine fly constant altitude with a sounding rocket S-310 is suggested.

Keywords: Thrust-O/F feedback control, Fuel regression rate, Flight demonstration, S-310

概要

本質的非爆発性推進系として強度可変酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの研究開発を進めている。研究開発の次の段階として、飛翔工学実験により A-SOFT 技術を実証することを目標としている。A-SOFT ハイブリッドロケット技術を用いた推力・O/F フィードバック制御技術の実証にフォーカスをおき、観測ロケット S-310 を用いた一定高度を飛翔する飛翔工学実験を提案した。

1. はじめに

宇宙輸送系に求められていることは、宇宙輸送システムを安全化し、かつ宇宙輸送コストを大きく低減させ、人類の宇宙輸送能力を向上させることである。宇宙政策委員会の宇宙輸送システム長期ビジョン^[1]では、低軌道領域の将来宇宙輸送システムの実現に際しては航空輸送の考え方を宇宙輸送に導入することが鍵になるとされている。当該文書中では「航空機並みの安全性と運用性を兼ね備え、かつ宇宙輸送コストを現在よりも抜本的に低下させれば、一般人や民間企業が日常的に宇宙輸送を利用できる『宇宙輸送のインフラ化』が実現すると考えられる」と述べられており、ロケット推進系の安全化・運用性向上・低コスト化が重要な技術として位置付けられている。中でも安全化はそれ自体に大きな価値があるのみならず、運用性向上、低コスト化にも波及する重要な技術である。しかし安全化技術のブレークスルーは起きていない。現状の化学ロケットは、本質的爆発性を有する推進剤がシステム全備重量の約90%を占めており、システムに故障許容性を与えることが構造上難しいからである。したがって今後大幅な改善を実現するには推進剤貯蔵方式レベルからの技術革新を行う必要があると考えられる。安全化の観点からは、酸化剤と燃料を分離貯蔵し、さらに故障が生じた際に推進剤が自発的に混合することのない構造として本質的非爆発性推進系 (ENEPS : Essentially Non-Explosive Propulsion System) ^[2]が要求される。この要求を満たすロケットとして、ハイブリッドロケットが存在する。推進剤として液相酸化剤と固相燃料の組み合わせを用いるハイブリッドロケットは、推進剤の自発的混合が起こらないため宇宙輸送システムから爆発ハザードを根本的に排除することができる。また、燃焼方式の観点でもハイブリッドロケットは従来の固体・液体ロケットと大きく異なり、境界層燃焼と呼ばれる拡散燃焼現象を基礎としている。このようにハイブリッドロケットは基本構造・燃焼方式レベルの技術革新を含む新しいロケットシス

テムである。

一方で、ハイブリッドロケットの主な問題点は、低い燃料後退速度に起因して燃焼器が大型になることによる構造効率の低さと、酸化剤と燃料の質量混合比（O/F）の変動に起因する推進剤の化学エネルギーロスである^[1]。このロスには、推力制御時にO/Fが最適値から大きく外れることによる比推力の低下と推進薬残渣が増大するロスを含む。上述の問題を解決する上では、燃料後退速度向上技術と燃料後退速度制御技術の獲得が重要である。その手法として強度可変酸化剤流旋回型（A-SOFT：Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type）ハイブリッドロケットエンジンを提案している^[2]。A-SOFT技術は、燃焼器に噴射される酸化剤の質量流量と旋回強度（燃料グレイン入り口における酸化剤流のswirl数）を独立に操作することにより、燃料後退速度の向上と制御を同時に実現するものである。図1に示すように、軸流噴射流量と接線流噴射流量をそれぞれ独立に流調弁によって操作することによって酸化剤質量流量と旋回強度を操作する形態の研究を進めている。

本計画の目的が達成され、A-SOFTハイブリッドロケット技術が実証されれば、本質的に非爆発性の推進系を実際に搭載することができるようになり、故障許容性のあるシステムとすることができ、宇宙輸送系の信頼性向上と技術成熟度向上に寄与できる。そして、人類の宇宙活動が持続的に発展し、その結果として打ち上げコストの抜本的な低減がもたらされ、新たな宇宙経済活動が展開されることに繋がるといった大きな意義がある。

これまで、A-SOFTハイブリッドロケットエンジンのBBM開発と、将来必要な核技術の基礎研究と要素技術実証を進めてきた。次のステップとして、飛翔工学実験によりA-SOFT技術を実証することを目標としている。本論文では、A-SOFTハイブリッドロケットエンジンの飛翔工学実験の概念検討段階での提案として一案を述べる。

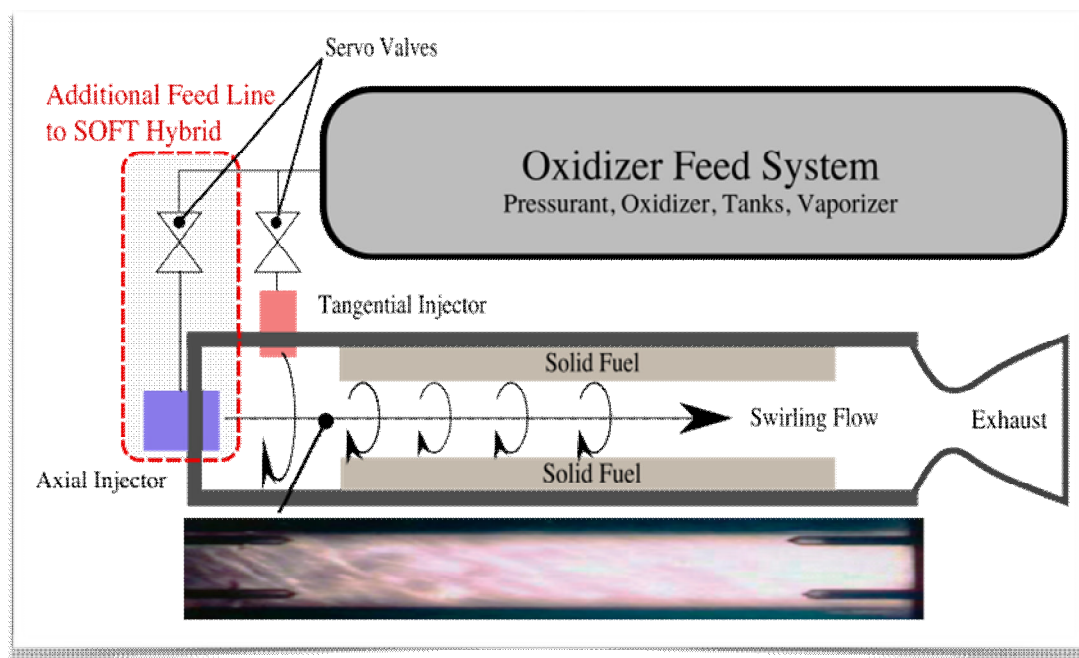


図1 A-SOFTハイブリッドロケットエンジン概略図

2. A-SOFT ハイブリッドロケットエンジンの飛翔工学実験

2.1. 飛翔工学実験の位置付け

図2に飛翔工学実験の位置付けを示す。本提案では、推力・O/F同時制御技術の飛翔工学実験として、A-SOFTハイブリッドロケット技術を用いた推力・O/Fフィードバック制御技術の実証をメイン

に行い、A-SOFTの計測/制御技術のフライト環境および宇宙環境での実証とA-SOFTのフライト環境および宇宙環境での燃焼特性の把握を行う。その後、液体酸素を用いたA-SOFTハイブリッドロケットエンジン（LOX再生冷却気化ノズルを搭載）の開発、実証および真空条件下での再着火技術の実証を行う。これによって、A-SOFTハイブリッドロケットエンジンの完成となる。このA-SOFTハイブリッドロケットエンジンを用いて、故障許容性のあるロケットシステムを完成させ、宇宙輸送システムを安全化、低コスト化し、宇宙輸送能力の向上を実現する。A-SOFTハイブリッドロケットエンジンを完成させた後に、応用として、A-SOFTハイブリッドロケットエンジンを用いた一定高度観測ロケット、キックステージ推進系、衛星用スラスタなどを開発する。

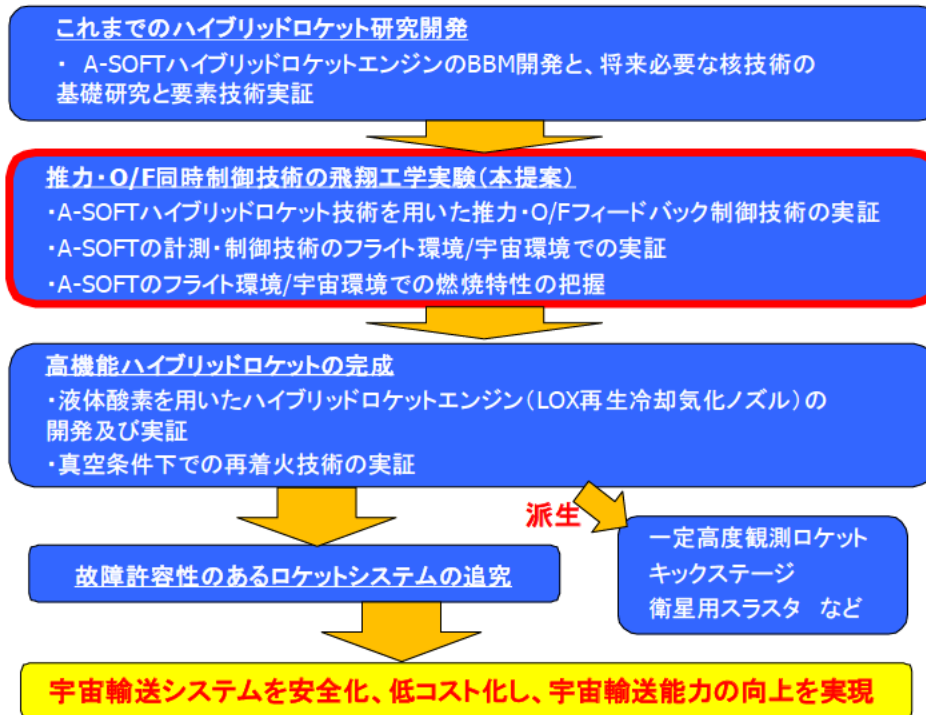


図2 A-SOFTハイブリッドロケットエンジン飛翔工学実験の位置付け

2.2. 飛翔工学実験の目的

飛翔工学実験の目的は、以下の3つとする。

- ① A-SOFT（強度可変式酸化剤流旋回型）ハイブリッドロケット技術を用いた推力・混合比フィードバック制御技術の実証
これは、A-SOFTの核となる技術であり、リアルタイムでのロケットの飛行状況に対応したフィードバック制御を実証する。
- ② A-SOFTハイブリッドロケットの計測・制御技術のフライト環境/宇宙環境での実証
将来的に実用ロケットを開発・運用していくため、フライト環境/宇宙環境でもA-SOFTの計測・制御が問題なく、精度良く作動するかを実証する。
- ③ A-SOFTハイブリッドロケットエンジンのフライト環境/宇宙環境での燃焼特性の把握
将来的に実用ロケットを開発・運用していくため、フライト環境/宇宙環境での燃焼特性を取得、理解する。

2.3. 飛翔工学実験案

A-SOFTハイブリッドロケット技術を用いた推力・O/Fフィードバック制御技術の実証にフォーカスをおいた実験案を検討している。技術実証の簡単化のため、酸化剤は液体酸素ではなく気体酸素を用いる。燃料は、高分子材料やワックスなどの炭化水素系燃料とする。A-SOFTハイブリッドロケットエンジンを高高度へと打上げるために、既存の観測ロケットを用いるとする。一案として、JAXA宇宙科学研究所で開発運用されている観測ロケットS-310を用いることを検討している。図3にS-310の外観図を示す。S-310は全長7m、直径0.31mの固体ロケットで、約50kgのペイロードを高度150km程度まで打上げる能力がある。A-SOFTハイブリッドロケットエンジンは、ペイロード部に搭載する。



図3 観測ロケット S-310

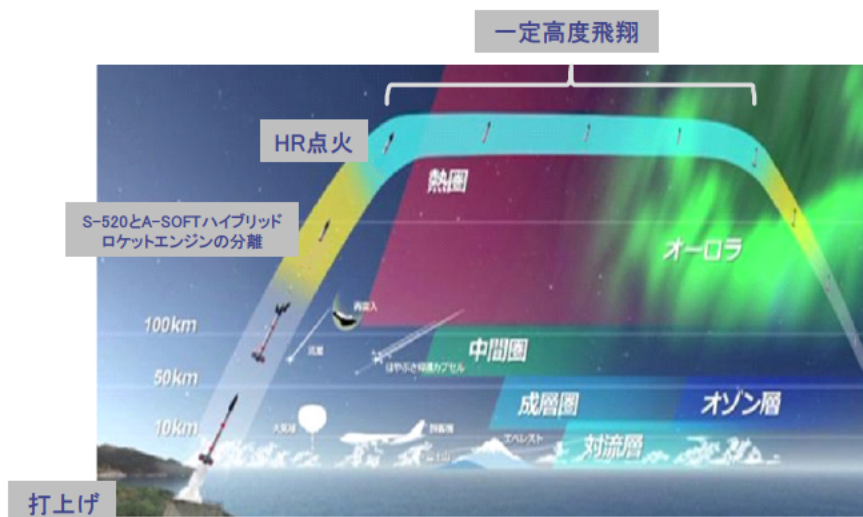


図4 飛翔工学実験イメージ

S-310を用いた場合、実現可能なレベルは、高度100km以上、推力500N程度の飛翔実証実験が可能と考えられる。推力制御を実証するミッションとして20秒程度一定高度を保つ、図4に示すような一定高度飛翔実験を検討している。今後、具体的なミッション検討、概念設計を実施する予定である。

2.4. キー技術

提案する飛翔工学実験を実施する上で、研究開発が必要なキー技術は、燃料後退速度計測システムおよび二系統酸化剤流量変調システムである。現在、研究開発を進めている。

2.4.1. 燃料後退速度計測システム

燃料後退速度すなわち燃料流量は、推力(加速度)と O/F を制御する上で、重要なパラメータである。これまでの制御を必要としないハイブリッドロケットエンジンの研究レベルでは、燃焼前後の燃料質量から時間的、空間的平均値を求めることで対応していた。推力と O/F をフィードバック制御するためには局所的な燃料後退速度をリアルタイムに把握する必要がある。

現在、電気抵抗計測による燃料後退速度システムを研究開発中である。図5に電気抵抗計測センサの概略図を示す。燃料グレイン内に導線の束を厚さ方向にずらして差し込み、燃料グレイン表面の火炎によってそれらの導線を順次、焼損させる。導通が切断されて、電気抵抗が変化することを計測し、燃料グレイン表面の位置を計測する手法である。

その他、導線の代わりに光ファイバを燃料グレイン内に挿入し、光ファイバ内のレーザ反射光を測定することで燃料表面の後退とともに焼損していく光ファイバの先端位置を把握する手法や燃焼器外周に超音波センサを設置して、燃料グレイン内表面での超音波の跳ね返りの時間を取得し、燃料表面位置を把握する手法も検討している。

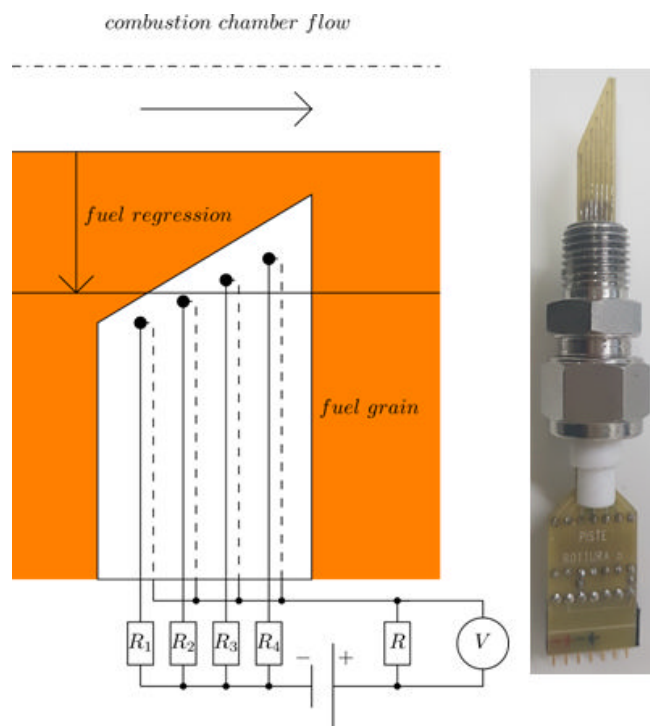


図5 電気抵抗計測センサ

2.4.2. 二系統酸化剤流量変調システム

ハイブリッドロケットエンジンは、燃料流量を任意に設定することができない。推力と O/F を想定値に保つためには、A-SOFT 技術によって常に軸方向と接線方向の酸化剤流量を調整する必要がある。開発する二系統酸化剤流量変調システムは、機体の加速度、姿勢情報および酸化剤流量計測値、前述の燃料流量計測値から現状の推力・O/F を推定し、目標とする推力・O/F となるように、軸方向と接線方向の酸化剤流量、すなわち、酸化剤総流量および旋回強度を操作する機能を有するシステムとする。流路面積が可変な流量調整バルブを用い、開度を制御することによって流量の調整を行う。今後、バルブ開度指令を送信するソフトウェア(プログラムなど)およびハードウェア(流量調整バルブ、駆動装置)システムを開発する。

3. まとめ

宇宙輸送システムを安全化し、かつ宇宙輸送コストを大きく低減させ、宇宙輸送能力の向上させることを目標に、本質的非爆発性推進系であるハイブリッドロケットの研究開発を進めている。

以下の3つを目的とした観測ロケットS-310を用いた一定高度を飛行する飛行工学実験を提案した。

- ①A-SOFTハイブリッドロケット技術を用いた推力・O/Fフィードバック制御技術の実証
- ②A-SOFTの計測・制御技術のフライト環境/宇宙環境での実証
- ③A-SOFTのフライト環境/宇宙環境での燃焼特性の把握

提案する飛行工学実験を実施する上で、研究開発が必要なキー技術は、燃料後退速度計測システムおよび二系統酸化剤流量変調システムである。

今後、具体的なミッション検討、概念設計を実施するとともに、キー技術の研究開発を進めていく予定である。

参考文献

- [1] 宇宙政策委員会、「宇宙輸送システム長期ビジョン」、(2014)
<http://www8.cao.go.jp/space/committee/kettei/vision.pdf>.
- [2] Shimada, T. et.al., Mission Requirements for Highly-Functional Hybrid Rocket Demonstration, Space Propulsion 2016, (2016), SP2016_3125289.
- [3] George P. Sutton, Oscar B., Rocket Propulsion Elements 7th edition, (2001), p.592.