

気球を利用したスペースプレーン技術実証機の研究

丸 祐介, 澤井 秀次郎 (ISAS/JAXA), 永田 晴紀 (北大),
坂東 信尚, 坂井 真一郎, 吉光 徹雄 (ISAS/JAXA), 江口 光 (総研大院)

1. はじめに

本グループでは、スペースプレーン関連技術を研究し、それらを実証する活動を行っている。その中で、スペースプレーン技術を飛行実証する方法として気球を用いるシステムを検討しており、その実証システムの段階的な開発を進めている。飛行実証システム開発にあたっては、

- (1) 高高度からの落下によるマッハ数2程度までの飛行実証システムの開発,
- (2) (1)の実験機にロケットブースターによる加速を加えた、いわゆるロックーン方式による、マッハ数2以上のより高速の飛行実証システムの開発,
- (3) (2)のシステムを用いた、スペースプレーン技術の研究成果の飛行実証の継続的な実施,

のステップを踏むことを考えている。

本グループでは、一連の微小重力実験 (BOV シリーズ) にて機体システムの実績を重ねた上で、(1)のステップの実験を、H22 年度の大気球実験として実施した (BOV#3 実験)。この実験で実験機は飛行マッハ数 1.9 に達し、超音速飛行環境を得る実験システムとしての有効性を示すことができた。一方で、飛行姿勢の制御に失敗し、飛行方向制御を完全に行うことができなかった。この不具合に対しては、得られたテレメトリデータの精査と数値シミュレーションを通して原因推定を行い、可能性の高い原因の同定と、その対応方法の検討を行った。根本的には、空力安定性の低い機体を複雑な制御系によって安定させようとしていたものの安定余裕が十分でなかったことが原因であり、特に初めて飛行させる機体に対しては、十分なマージンを取るといった基本動作の重要性を痛感させられる結果となった。

今回の申請では、(1)の実験の結果を踏まえたうえで、より高飛行速度を目指す実験システムの実証実験を提案する。ここでも段階を踏むことを考え、

- 平成 29 年度に、マッハ 2 程度までの飛行実験システムの実証 (ステップ(1)の完了) と、高速飛行実験システム開発にあたっての技術課題の検証のための、ロケット燃焼を伴わないシステム機能実験,
- 平成 30 年度に、高速飛行実験システムの実証実験,

を設定し、提案する。

2. 開発研究の背景と目的

空気吸込式エンジンを用いた二段式スペースプレーンの実現に向けては、地上静止状態から極超音速に至る速度範囲を、安定に揚力飛行できる技術が必要である。必要な技術は多岐の分野にわたる。スペースプレーン実現への道筋を考えたとき、まず経験や知見の少ない高速揚力飛行に関わる技術について、技術的な見通しを得ることが必要である。そのためには、相関の強い複数の要素技術を実験機にインテグレートして、高速飛行環境の飛行実験を行うことが効果的であると考えている。そこで我々は、以下の2つを目的として研究活動を行っている。

- A. スペースプレーンの実現に必要な技術を識別した上で、その研究を遂行し、技術を獲得すること。
- B. 具体的な形で技術を獲得するため、技術課題の研究成果を高速飛行環境で飛行実証すること。そのための飛行実験システムを段階的に開発すること。

後者の目的 (目的 B) に対して、本グループでは、効率的なフライト実証の方法として気球を利用することを考えている。今回、H29 年度および H30 年度に提案する一連の実験の目的は、目的 B に他ならない。低コストの高速飛行実験システムの技術的成立性を実証できれば、目的 A の研究の加速を促し、さらに本システムを活用した研究により、目的 A の達成に繋がると考えている。

なお、目的 B、さらには目的 A を達成し高速で飛行する技術を獲得した暁には、高速飛行環境

で実証された技術を低速で実証することを目的として、離着陸実験システムを開発し、これを用いた飛行実証に繋げることを考えている。

3. 高速飛行実験システム実証実験（H30 年度提案）の概要

本グループの当面の目標である、提案する高速飛行実験システムの実証実験の概要を述べる。図1に実験シーケンスを示す。図2に示す実験機システム（実験機+ブースター）を気球に垂直に吊り下げ飛揚する。高度40km程度で、実験機システムは気球から分離され落下を開始する(X)。自由落下中 X+15~20s で、ハイブリッドロケットモーターに点火し、ブースターによる加速を開始する。動圧上昇に伴い、実験機の操舵翼による空力姿勢制御を行う。ブースター点火後15秒で燃焼が終了し、実験機は最高速度に到達する。燃焼終了後、速やかに実験機部とブースターは切り離され、実験機は高速での飛行を継続する。この間、高速飛行環境を利用したオプション実験として、搭載した小型ジェットエンジンの燃焼実験を行うことを計画している。実験機は空気抵抗により速度・高度を下げ、最終的に着水する。実験機には、H29 年度実験提案に記述するように、緩降下用パラシュートを搭載できるが、回収の要否・可否については今後調整させて頂きたい。ブースターは、回収を必要としないが、可否についてはこれも今後調整させて頂きたい。

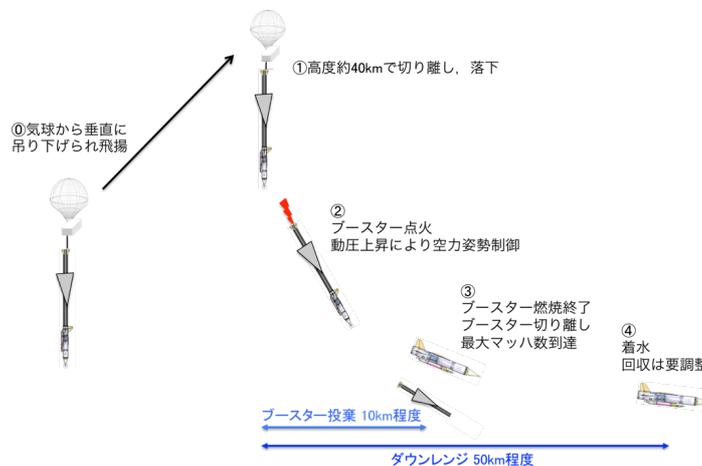


図1 気球とロケットブースターを用いた高速飛行実験システムのシーケンス案。

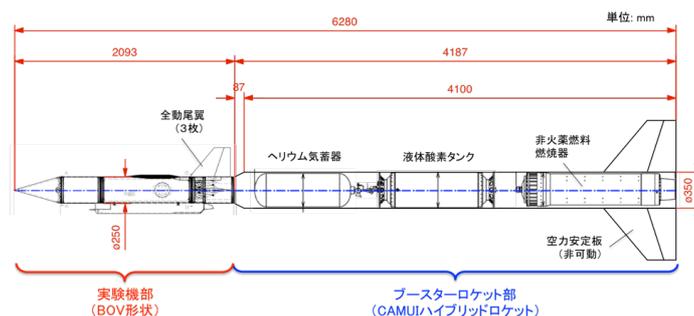


図2 高速飛行実験システムの実験機システム概要。

4. マッハ2程度までの飛行実験システムの実証と、高速飛行実験システム開発上の技術課題の検証のための飛行実験（H29 年度提案）の概要

BOV#3 実験では、気球を利用した飛行実験システムの有効性を示したものの、実験システムとしての実証はできていない状況である。また、3節で記述した飛行実験システムの実証実験にあたっての課題として以下がある；

- (1) 自由落下中のロケットブースターの着火。（自由落下中における確実な液体酸素の供給）

- (2) 飛行制御系の検証（実験機部の動翼での全体の姿勢制御，および実験機部の飛行制御）
- (3) 実験機部とブースター部の切り離し機能実証
- (4) 実験機システムの気球実験での取り回し検証

これらの技術課題の検証と，マッハ 2 までの飛行実験システムの実証をひとつにまとめた実験を，H29 年度実験として提案する。

図 3 に実験シーケンスを示す。図 1 に示したものと同等の実験機システムを気球によって飛揚させ，高度 40km から切り離し落下させる(X)。落下直後に，液体酸素を燃焼器に供給する。着火はさせず，供給時のタンク圧力や温度を計測することで，自由落下中の液体酸素供給特性を計測する。この計測は，5 秒程度で終了する。その後，実験機とブースターが結合した状態で，実験機の動翼を操作し，プラントの応答データを取得する。X+25s 程度で実験機とブースターを分離し，実験機部の落下実験を開始する。実験機部は落下によりマッハ 1.6 程度までの超音速に加速された後，空気抵抗で減速する。この間，空力操舵による飛行姿勢制御を行う。高度 10km 程度でパラシュートを開傘し，実験機部は緩降下する。着水後，自身の浮力およびフロートによる浮力で浮遊するので，これを船およびヘリコプターで回収して頂きたい。ブースター部については再利用しないため，実験者としては回収を必要としないが，海上保安等の関係で，回収が必要であれば，緩降下システム，浮揚システムの機能追加を検討する。

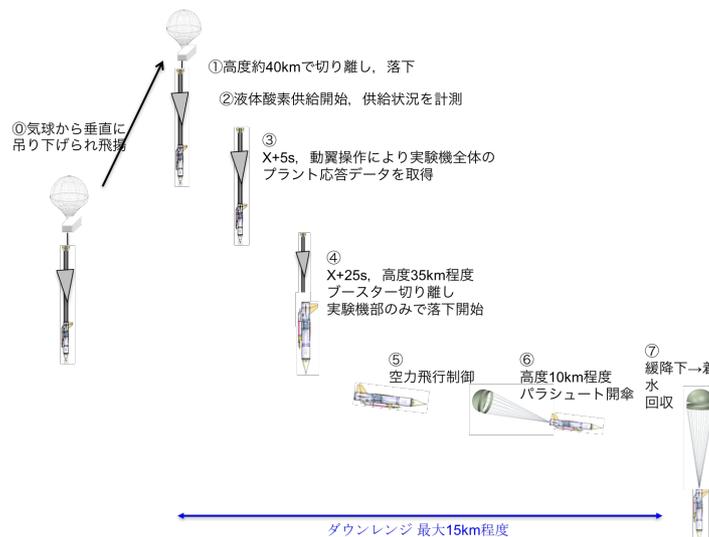


図 3 H28 年度に提案する飛行実験のシーケンス案。

実験機システムは，図 2 に示したように，実験機部とブースターロケット部から構成される。重量は，実験機部が約 120kg，ブースター部が約 120kg を見込んでいる。

実験機部は，BOV#3 から相似形状のままスケールダウンする。この実験機を kBOV と呼称する。実験機のシステム概要図を図 4 に示す。実験機外形形状は BOV#3 と相似としているので，空力データは基本的にそのまま用いることができる。BOV#3 では，供試ジェットエンジンとして予冷ターボジェットエンジンを搭載していたが，kBOV では，特に飛行実験によって実証すべきエンジン技術項目（外界との境界をなすインテーク・ノズル）を絞り込み，これら以外の部分を簡略化したラムジェットエンジンを搭載する。本実験では，エンジン特性の取得・評価は主たる目的ではなく燃焼は行わないが，インテーク，ノズルの空力データの取得を行う。

kBOV 実験機の構造は，BOV#3 の経験は踏襲するものの，サイズが大きく異なることから，機器配置を含め新規設計となった。電気機器を搭載するための与圧構造部を設ける。BOV#3 の飛行姿勢異常を受け，kBOV では水平尾翼に加え，垂直尾翼も可動とし，ミスアライメントなどに起因する大きなプラント誤差にも対応できるようにした。アビオ機器は，BOV での構成・設計方針を踏襲しつつ，機体サイズに適應するハードウェア構成とした。通信アンテナについて

でも同様である。回収のためのパラシュートは、BOVと同様、機体後部から放出する。やはり実験機サイズの変更により、パラシュート構成の再検討を行った。BOV#3で使用したパイロットシュート（超音速対応）を、kBOV#1ではドロッグシュートとして使用する。また、フロート機能を持たせることで、着水後に浮揚するための浮力を確保する。飛行制御系については、BOV#3飛行実験の結果を受け、可動とする垂直尾翼を用いた制御系を再構築する。BOV#3実験を通して得られた不確定要素の分散を考慮した検証を進める。

ブースターロケット部は、図2に示すように、円筒の内部に、ヘリウム気蓄器、液体酸素タンク、モーターケース（燃焼器）とこれらを接続する配管類が艤装される。本実験では、タンクに超臨界圧の液体酸素を充填し、高空での自由落下時にバルブを開いてこの供給特性を圧力および温度計測により評価する。気蓄器にはヘリウムが充填され、液体酸素タンクを加圧する。本実験では、ブースターの燃焼は行わないため、モーターケース内には燃料（樹脂ブロック）は搭載しない。ブースター部の円筒後部には、4枚の垂直安定板を設ける。これにより、実験機システム全体での空力静安定性を確保する。ブースター部と実験機部の結合／分離は、マルマンバンド方式で行う。

保安については、BOVと同様に、「分離・パラシュート放出の誤作動防止と確実な動作の両立」、「高圧ガスによる危害防止」を主たるハザードと識別しており、BOVと同様な考え方で制御する方針である。図5にハザード制御案の概念図を示す。

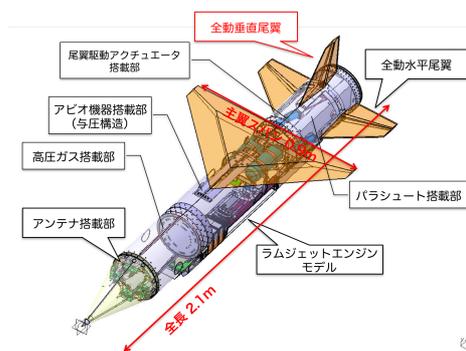


図4 実験機部システム概要図。

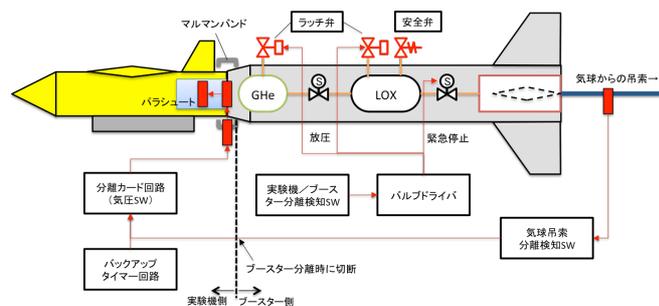


図5 保安の考え方（案）概念図。

5. まとめ

スペースプレーンの実現に向けた研究とそのための飛行実験システムの段階的開発計画について述べた。当面の目標として、気球とロケットを組合せたロックーン方式の飛行実験システムを創出し、これを用いた継続的な技術実証実験の実行を考えている。ロックーン飛行実験システムの実証に先立ち、気球落下のみによるマッハ2程度までの飛行実験システムの実証と、ロックーンによる高速飛行実験システムの技術課題の検証を目的とした飛行実験を、H29年度気球実験として提案する。

本実験は、BOV#3実験の他、微小重力実験を含むBOVシリーズの実験システムとは、ブースター部の追加の点で大きく異なっている。それでも本グループとしては、これまでの経験や反省を活かして実験装置・システムの開発を進め、実験を実行するのが唯一の道であると考え、大気球実験室をはじめ、各方面のご指導を頂きながら、真摯に準備を進めたい。

現在、実験機システム製作を進めているところであり、実験機完成後には、熱真空試験や全機衝撃試験、実験機部とブースター部の噛み合わせ試験、総合シーケンス試験を実施し、実験機の検証を行う。また、実験機の飛行軌道の検討も重要であると認識しており、BOV3号機の知見を踏まえつつ、不確定パラメータに対するロバスト性の検証を進める。

本実験では、BOV#3の飛行実験と同様、従来の気球実験以上に安全に対する周囲の理解が必要である。BOV#3の飛行実験の経験と反省を機体設計に十分活かすことはもちろん、今後も引き続き、安全審査や対外的な折衝などを実施していきたい。