スペースプレーン技術の高速飛行実験システムの開発構想

丸 祐介, 澤井秀次郎(ISAS/JAXA), 小林弘明(ARD/JAXA), 坂井真一郎, 坂東信尚, 清水成人(ISAS/JAXA),
永田晴紀（北大），上野誠也（横浜国大），スペースプレーン技術実証機 WG

1. はじめに

著者らを含むスペースプレーン技術実証機ワーキンググループでは,

- 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.
- 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極超音速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.

を目的として研究活動を実施している．このうち，飛行実験システムについて，飛行実験自体が大がかりなものとなると，飛行実験を複数回重ねることは現実的でなくなり，スペースプレーン技術の習得という本来の目的や意義が見失われてしまう．我々は，効率的な飛行実験の方法として高々度まで飛揚する気球を利用した実験システムを考え，以下のようなステップで開発研究を進めることを計画している；

- 高々度気球からの落下による，マッハ２程度までの超音速飛行実験.
- 高々度気球からの落下とロケットブースターを併用する, いわゆるロックーン方式による, マッハ５程度までの極超音速飛行実験.

第一段階であるマッハ２程度までの超音速飛行実験は，科学研究費補助金（研究代表者：橋本樹明）を受けて宇宙研を中心に進められてきた「高々度気球を用いた微小重力実験システム」の開発および飛行実証実験を通して得られた技術や経験，ノウハウを発展的に活用して飛行実験システムの開発を行い，平成２２年度第二次大気球実験において，開発した飛行実験システム（本稿では，BOV３号機と呼ぶ）の実証実験を実施した．一部テレメトリデータの非更新，第３段パラシュートの非開傘，飛行姿勢異常の課題を残したが，高度約 37km からの落下によりマッハ数約 1.9 に到達し，超音速飛行実験システムとしての有効性を示すことができた.

本稿では，第一段階のやり直しを含めた，今後の気球を利用した飛行実験計画について述べる．そして，第二段階の飛行実験としてのロックーン方式による高速飛行実験構想について述べる.

2. 気球を利用した飛行実験計画

スペースプレーン技術実証機 WG の飛行実験の計画構想を図１に示す．BOV３号機の実験機は，開発にあたってベースとしていた「気球を用いた微小重力実験機」の機体設計の大部分をそのまま活用したこともあり，全長 4.6m，重量 650kg であった．今後，極超音速域へ飛行マッハ数を拡大していくことを考えると，この機体サイズの大きさでは，加速用ブースターがかなり大規模になってしまう懸念があった．そこで，スペースプレーン技術を獲得するための高速飛行実験システムの構築を早期に実現することを念頭において実験機規模の再検討を行ったところ，空気吸込式エンジン技術の実証範囲を絞り込む（外界との境界をなすインテーク・ノズル以外の部分の簡略化）ことで, 実験機規模を小型化できると考えた．飛行実証のステップは，以下のように考えている；

- BOV3 号機の飛行実験で生じた飛行姿勢異常の要因を特定して，小型化した超音速飛行実験システムの設計に反映させ，飛行実験によって実証する.
- 実証すべき技術課題に対応した極超音速飛行実験システムを早期に開発し, 技術を飛行実証する.

実験機の規模としては，搭載品の艤装性を考慮して，全長 2.1m，胴体径 φ250mm，重量 100kg 程度を目標に設定した．この飛行実験機を我々は kBOV と呼んでいる．図３に，検討中の実験機システム構成図を示す．胴体には，機首側から，高圧ガス類，電装品，尾翼駆動アクチュエータ，パラシュートを艤装する計画である．電装品が収納される中胴部分は，BOV３号機と同様，気密構造とする計画である．ジェットエンジンは，上述したように，主流との境界をなすインテーク，ノズルの検証に焦点を当てる．実験機サイズは，BOV３号機と相似としているた

め，ジェットエンジンのサイズは小さくなってしまう．ターボ機械要素の実装は，サイズ，コストの面から厳しいため，TBCC エンジンのアフターバーナーを想定したラム燃焼器を持つエンジンの搭載を検討している．

本 WG の計画では，図２に示したような実験機で，まず気球からの落下による超音速飛行実験を実施したい（kBOV#1 実験）．この実験は，極超音速飛行実験システム構築に向けた実験機システムの機能確認の位置づけであるが，当然，BOV３号機における飛行姿勢制御不具合に対する検証の確認の意味もある．

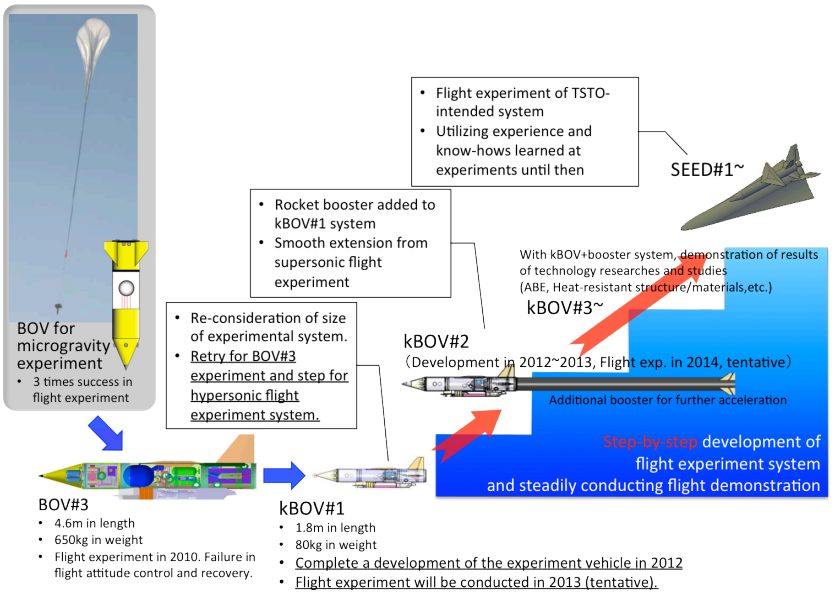


図１　飛行実験計画．

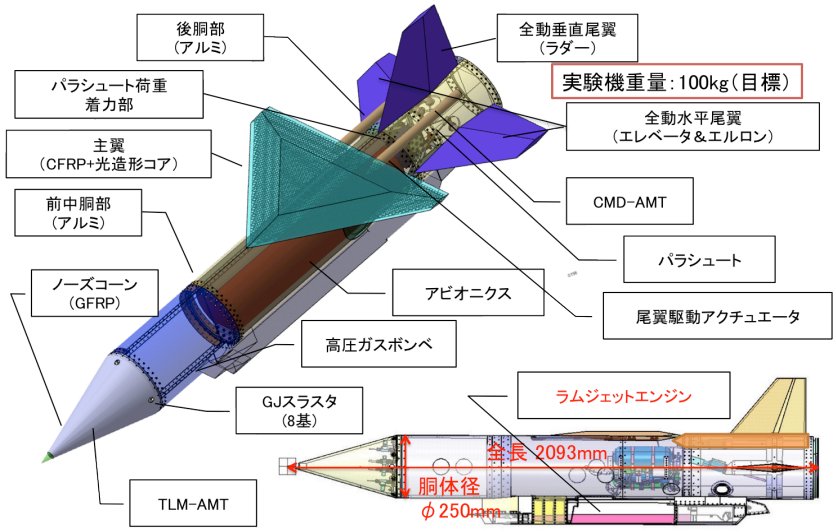


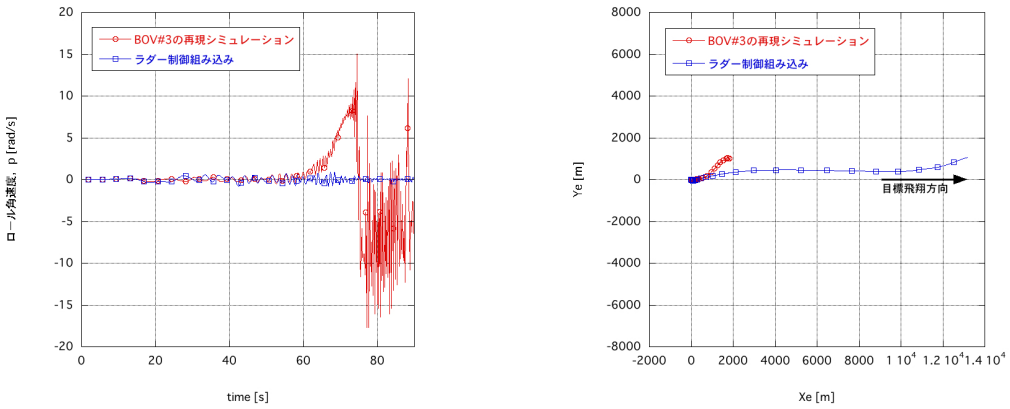
図２　飛行実験機システム構成．

kBOV#1 では，BOV３号機の不具合対策のひとつとして，垂直尾翼によるヨー方向制御を採用する．図３は，BOV ３号機の再現シミュレーションの結果と，これにラダー制御を組み込んだ場合のシミュレーション結果の比較である．図３(a)は，ロール角速度の履歴である．再現シミュレーションでは，BOV３号機の実験における挙動の特徴であった，ロール角速度の急上昇と極性反転が再現できている．一方，ラダー制御を組み込んだ場合，ロール角速度はほぼゼロに制御されている．図３(b)に，飛行軌道を天から見た図を示す．目標とする飛翔方向は，Xe 軸である．BOV３号機では，ロール回転のため，引き起こし方向を定めることができず，引き起こせないまま落下してしまった．シミュレーションでもこれを再現できている．一方，ラダー制御を組み込んだ場合，引き起こしを行って，目標とする飛翔方向に飛行できていることがわかる．

この超音速飛行実験を成功させた後には，本 WG の本来の目的である．高速飛行実験システムの構築を目指す．現在検討している高速飛行実験のシーケンス案を図４に示す．ISAS の有翼飛翔体の飛行実験のように，気球から上空に向かって打ち出す形態も考えられるが，ここでは，実験機を気球から落下させた後，ブースター加速を行う形態を考える．ブースター加速を開始するタイミングにより，(a)引き起こしを行う前に加速するケース，(b)引き起こし中，または引き起こしを行ってから加速するケースがある．

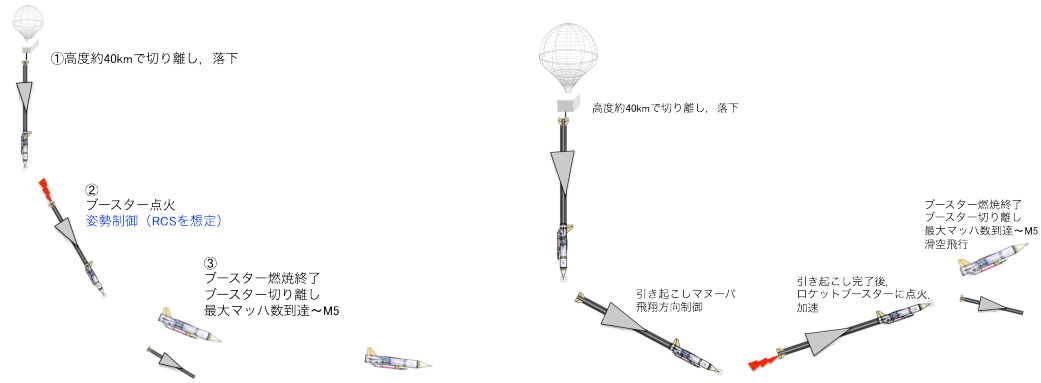
飛行実験機システムとしては，kBOV 実験機に直列にブースターを取り付けることを考えてい

る．加速用ブースターとしては，カムイハイブリッドロケットを用いることを想定する．既存のモーターをベースにスケールアップして用いることを考えている．実験機システムの検討例を図５に示す．



(a) ロール角速度履歴．　　(b) 飛行軌道．

図３　ラダー制御の効果．



(a) 引き起こし前にブースター加速．　　(b) 引き起こし後にブースター加速

図４　極超音速飛行実験のシーケンス案．

3.　飛行実験軌道の初期検討

ここでは，図４(b)に示した飛行実験軌道の初期検討結果について紹介する．なお，図４(a)の飛行実験軌道の検討については[1]を参照されたい．

飛行実験軌道の方法については，[1]と同様であるので，本稿では紙面の都合上説明を割愛する．ブースター着火タイミングをパラメータとして比較検討した．図６に飛行軌道を比較する．到達マッハ数は，着火タイミングにより細かくは差違があるものの，図６(a)に示されるように，ほとんど変わらないといえる（最大で 0.2 程度の差）．到達マッハ数は，ほぼブースターの能力に依存するといえる．一方，動圧は，着火タイミングが遅い方が低く抑えられる傾向にある．到達マッハ数 0.2 と動圧の差約 20kPa のトレードオフになる．ダウンレンジは，マッハ 1.3 まで減速した時点でおよそ 50km である．

図４(b)の飛行軌道は，(a)に対しては，到達マッハ数は小さくなるものの（およそ 0.5 の差），飛行分散は小さく抑えることができ，また上空での姿勢制御のためのガスジェットを非搭載とできる可能性がある点でメリットがある．

ブースターとしてハイブリッドロケットを想定しているため，酸化剤の液体酸素をブースター点火時にも確実に液体の状態で燃焼室に送り込む観点で，ブースター点火前後での機体加速度の大きさと向きに興味がある．図６に計算結果を示した飛行軌道における加速度を表１に比

較する．点火前後で加速度の方向が比較的大きく変わるので，液体酸素タンクの液取り口をどのように配置するかは，開発課題のひとつになる．

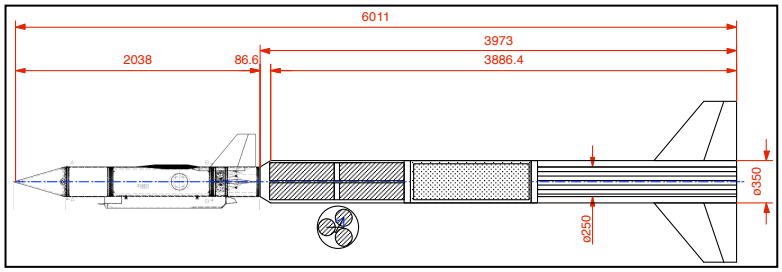
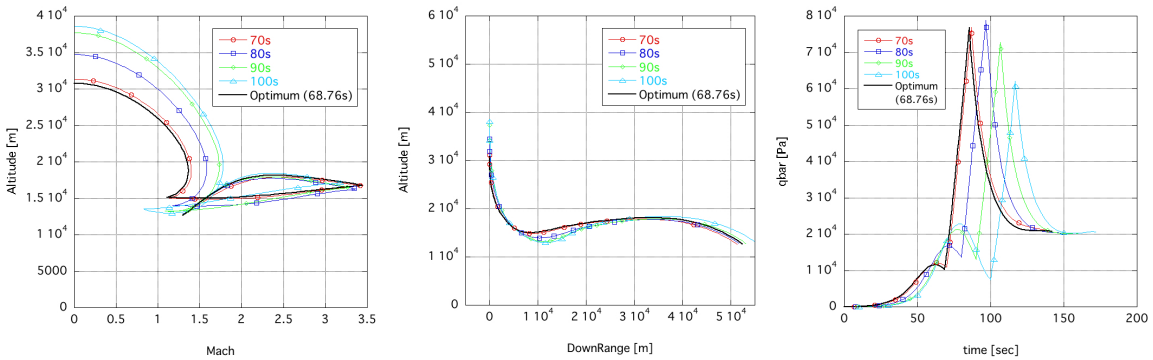


図５　kBOV#2 実験機イメージ．



(a) マッハ数と高度の関係　　(b) 飛行軌道．　　(c) 動圧履歴．

図６　飛行実験軌道の例．

表１　飛行実験軌道例の諸量比較．

ブースター着火秒時 [sec]	70	80	90	100	68.76
最大マッハ数	3.442	3.37	3.29	3.202	3.451
落下開始高度 [km]	31.37	34.74	37.72	38.61	30.76
ダウンレジン [km]	51.32	51.68	53.13	55.63	52.49
着火直前の加速度 [g]	2.9	2.9	2.9	1.2	3.0
着火直前の加速度方向 [deg] *1	77.9	75.7	73.6	84.1	78.6
着火直後の加速度 [g]	5.2	5.1	5.0	5.0	5.3
着火直後の加速度方向 [deg] *1	147.7	147.2	146.8	165.8	146.6
ブースター結合形態での最大Qα [deg*kPa]	148.2	155.5	161.2	162.8	145.9

*1 機体機軸後方向きが0deg，前方が180deg

4.　まとめ

スペースプレーン技術の高速飛行実験システムの開発構想について紹介した．早期に高速飛行実験システムを確立する観点から，BOV#3 より実験機サイズを小型化した実験システムの検討を進めている．気球を用いた飛行実験計画としては，実験機の機能確認と BOV#3 の不具合対応実証として，まずブースター加速を行わない飛行実験を行った後，ロックーン方式の高速飛行実験システムの実証実験へと移行したい．また，高速飛行実験の飛行軌道の検討について報告した．カムイロケットを加速ブースターとするロックーン方式の飛行軌道を検討している．現実的な規模と飛行実験環境を鑑みつつ，飛行軌道策定上の工夫を含め，検討を継続していく．

参考文献

[1]丸祐介他，気球とロケットを組み合わせた揚力飛翔体の極超音速飛行実験の検討，平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2012-060.