

気球とロケットを組み合わせた揚力飛行体の極超音速飛行実験の検討

丸 祐介, 澤井秀次郎, 坂井真一郎, 坂東信尚 (ISAS/JAXA), 小林弘明 (ARD/JAXA), 永田晴紀 (北大)
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、

- 空気吸込式エンジンを搭載する二段式スペースプレーン (TSTO) 技術を習得するためには、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飛行実験を行うことが効果的である。
- 実証すべき技術課題内容に焦点を当て、段階的に飛行実験システムを開発し、技術課題の研究と飛行実験をリンクさせて研究を遂行する。

ことを方針として研究活動を実施している。実証すべき技術課題としては、(1)空力設計、(2)飛行力学・制御、(3)耐熱構造・材料、(4)エンジン、のそれぞれ要素設計技術と(5)これらの要素技術を束ねるシステム設計技術を識別している。スペースプレーンのシステムに繋がる形でこれらの技術を獲得するためには、研究の成果を実際に飛行できるシステムに統合して、飛行実験を実施することが効果的であると考えている。そこで、段階的に超音速/極超音速飛行実験システムを開発し、これによる飛行実証を重ねることを計画している。ところが、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、BOV3号機の成果と課題について述べた後、気球を用いた超音速実験を発展させて実施を計画する、ロックーン方式による極超音速飛行実験構想について紹介する。

2. BOV3号機の飛行実験について

BOV3号機の飛行実験は、平成22年に大気球実験として実施された。図1に、気球からの切り離し時に気球側のゴンドラに搭載されたカメラで撮影された機体の様子を示す。図2には、テレメトリデータとして得られた高度とマッハ数の関係を示す。高度37kmから落下した実験機は、重力により加速していき、高度17km付近で最大マッハ数1.9に到達した。その後、空力抵抗が卓越し、実験機は減速していく。高度7.5km付近でドロッグシュートを放出した。このように、気球からの落下により比較的容易に音速を突破し、最高マッハ数1.9にまで到達できた。これらの結果は、気球を用いた超音速飛行実験の有効性を示唆するものであると考えている。

しかしながら一方で、飛行姿勢制御に失敗し、当初計画していた実験機の引き起こし操作を行うことができなかった。テレメトリデータとして得られた角速度履歴を図2（「テレメデータ」）に示す。特徴的なのは、ロール角速度とヨー角速度が、X+60sごろから急上昇し、これらの角速度がX+75sごろ極性を反転させていることである。ロール回転が継続したために揚力の方向が定まらず、姿勢を引き起こすことができなかった。上述したように、引き起こしマヌーバは、ロックーン方式の極超音速実験においてもその成立性を左右するシーケンスであるため、今回の事象を理解し、対策を行い、これを実証する必要がある。この事象についての解析は、

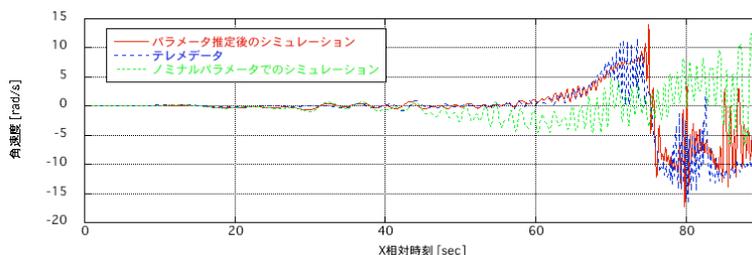
以下の方針で実施した；

1. 得られたテレメトリデータを整理して、迎角・横滑り角，マッハ数，動圧，風向風速，ガスジェット推力などの時系列データを算出する。
2. 得られた迎角・横滑り角等のデータを用いて，事前のノミナルモデルから推定される機体に作用したトルクと，テレメトリデータの角速度履歴から推定されるトルクを比較する。その結果，両者のトルクは三軸まわりともに不一致が大きく，モデルに反映できていない何らかの外乱があったことが示唆された。
3. モデルのパラメータの不確定性（例えば，空力係数誤差）や慣性モーメント，重心位置の誤差，エンジン排気流やガスジェット排気流との機体干渉など外乱トルクを発生させる要因を検討し，これをモデル化する。これらを数値シミュレーションに反映させ，実際の飛行で得られた姿勢（もしくは角速度）を再現できるようなパラメータ変動を見つける。
4. 実際の飛行挙動を再現できるパラメータ変動の組合せにおいて，事前の想定範囲を逸脱して変動しているものについて，その発生要因などの考察を行う。

このうち3について状況を説明する。テレメトリデータの角速度履歴とシミュレーション結果の角速度履歴の間の誤差が小さくするパラメータ推定を実施した。パラメータとしては，慣性モーメント，ダンピング係数，空力係数誤差など様々なものを考慮した。テレメトリデータを再現できるパラメータの組合せを同定した。そのシミュレーション結果の角速度履歴も図2に示されている。図2から，パラメータ推定後のシミュレーション結果は，テレメトリデータの角速度履歴の特徴，すなわち X+60s すぎからのロール及びヨー角速度の上昇と，それら角速度の X+75s すぎにおける極性反転を再現できていることがわかる。パラメータのノミナル値からの変動は，表1に示したように多岐にわたっているが，影響の大きいパラメータとしては，(1) ヨー方向の空力特性 (Cn) のドリフト誤差，(2)各種ダンピング係数が挙げられる。(1)は，X+60s すぎのロールおよびヨー角速度の上昇への寄与が大きいと考えており，(2)は，角速度が大きくなってしまった後の挙動に大きな影響を与えていると考えている。幅広いパラメータの不確定性による変動範囲を見直し，これらに対してロバストな制御系をアクチュエータも含めて設計することが今回の事象の対策となると考えている。



図1 気球より切り離された BOV 3号機実験機。



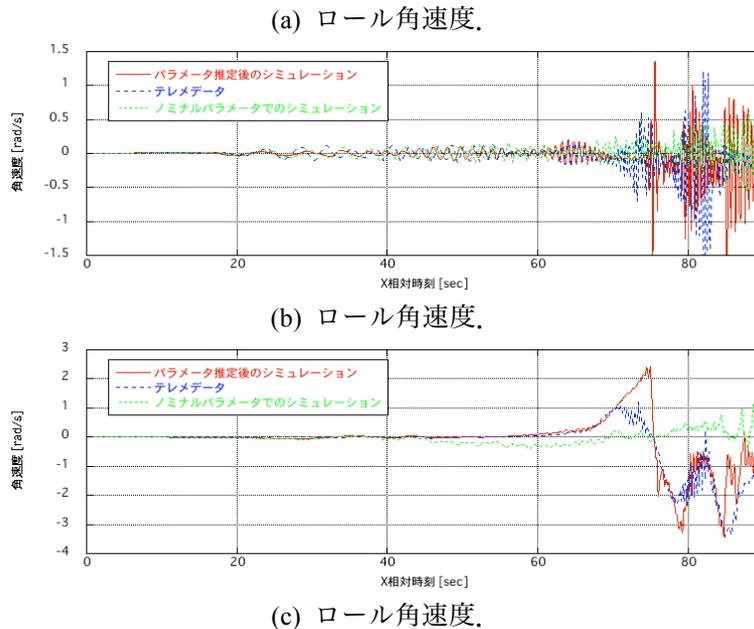


図2 テレメトリデータおよびシミュレーション結果の角速度履歴.

3. ロックオン方式による極超音速実験構想

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3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極超音速飛行実験システム（最高到達マッハ数5程度）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。

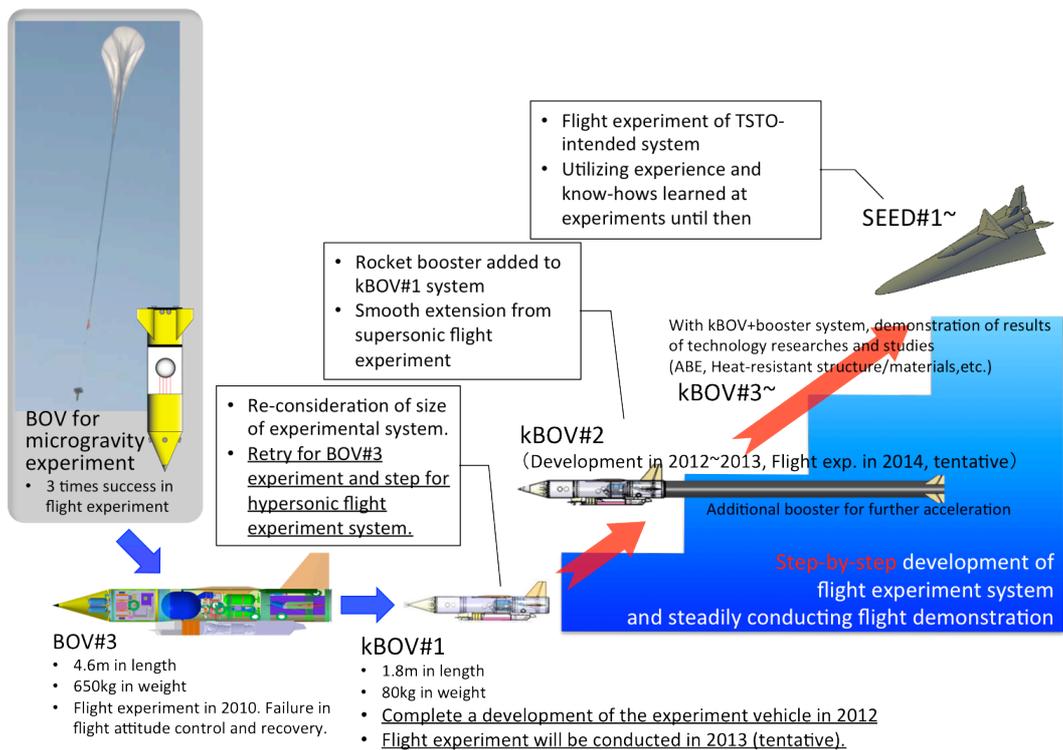


図3 飛行実験計画.

実験機の規模としては、搭載品の艱装性を考慮して、全長 2.1m、胴体径 $\phi 250\text{mm}$ 、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4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、高压ガス類、電装品、尾翼駆動アクチュエータ、パラシュートを艱装する計画である。電装品が収納される中胴部分は、BOV 3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、BOV 3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ふ。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。

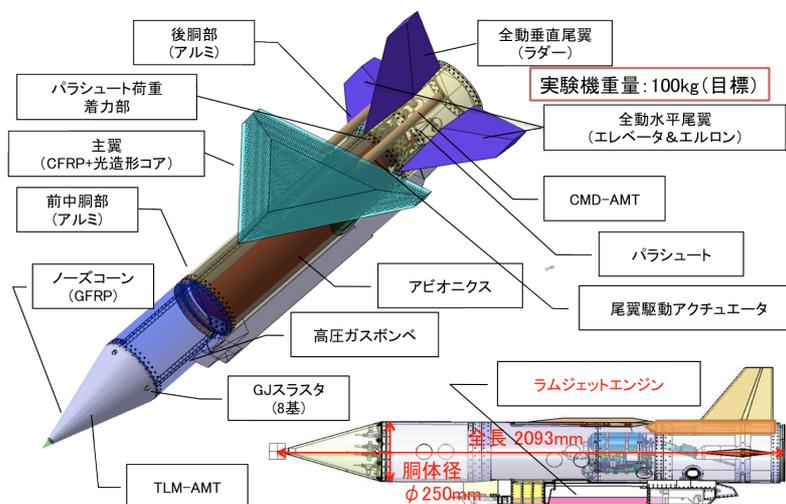


図4 飛行実験機システム構成.

本 WG の計画では、図 4 の実験機で、まず気球からの落下による超音速飛行実験を実施する。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、BOV 3 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。この超音速飛行実験を成功させた後は、本 WG の本来の目的である、極超音速飛行実験システムの構築を目指す。現在検討している極超音速飛行実験のシーケンス案を図 5 に示す。kBOV 実験機と直列に加速用ブースターを取り付けた実験機システムを気球で高度 40km 程度まで浮揚させ、切り離し落下させる。実験機システムは重力により加速するが、ここで加速用ブースターを作動させ、さらに加速する。ブースター燃焼終了後に実験機は最大マッハ数に到達する。その後、ブースターを切り離し、実験機は極超音速から減速フェーズで飛行する。

このような飛行実験シーケンスで、できるだけ到達マッハ数を大きくすることを考える。終端の状況、すなわち空気密度が大きくなる低高度で飛行速度が大きくなり、動圧が課題となって構造強度の面で厳しくなること、を考えなければ、重力方向と推力方向を一致させるのが良い。終端の状況（荷重や動圧条件など）を考慮すると、推力方向を適度に水平方向に向けざるを得ない。そこで、ここでは、荷重や動圧条件を考慮したうえで、到達マッハ数を大きくできる飛行実験軌道を検討した。



図 5 極超音速飛行実験のシーケンス案。

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。今回の検討では、表 1 に示す 2 つのモーターを用いることを想定した。それぞれのモーターを用いる場合の実験機システムのイメージ図を図 6 に示す。

飛行軌道計算を実施するにあたり必要となる空力特性については、kBOV 実験機部分は、風洞実験による空力データベースを参照し、ブースターとの結合状態に関しては、DATCOM で推算した。図 7 に、ブースターとして Case1 および Case2 を用いた場合の空力特性を比較する。

表 1 カムイハイブリッドロケットの仕様。

	基準	Case 1	Case 2	備考
推力 [tonf]	0.236	0.944	1.475	スケールの 2 乗に比例
比推力 [sec]	254	254	254	スケールに依存しないと仮定
モーター径 [m]	0.1	0.2	0.25	スケール
推進剤重量 [kg]	5.3	50	100	
モーター重量 [kg]	20.0 (実績)	100	200	推進剤重量の 2 倍を想定 (目標)

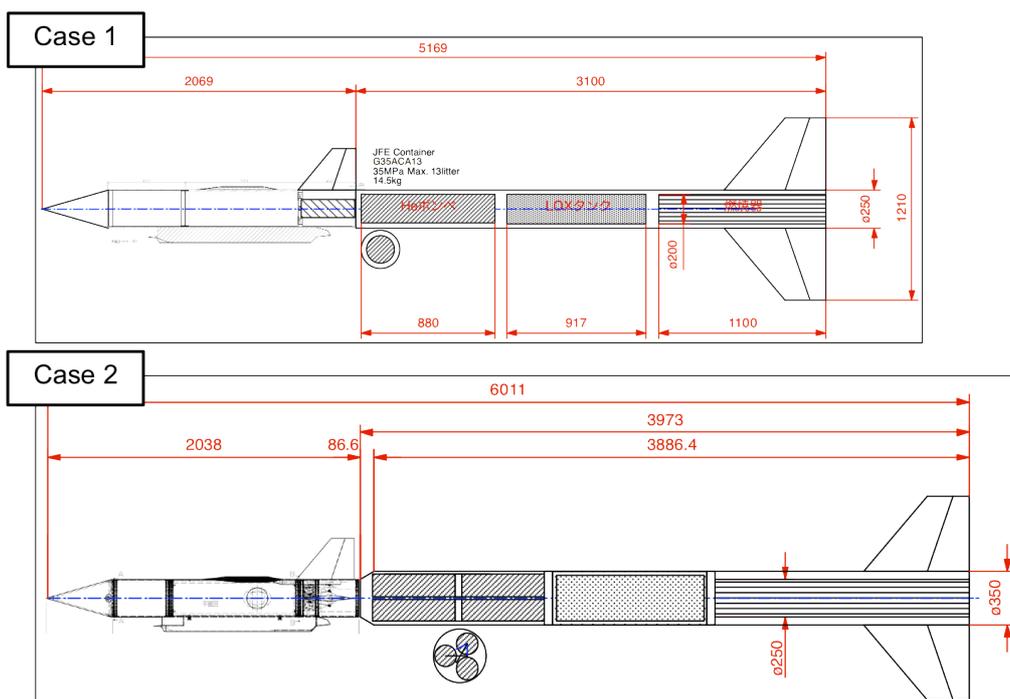


図6 気球を用いた極超音速飛行実験システムのイメージ図.

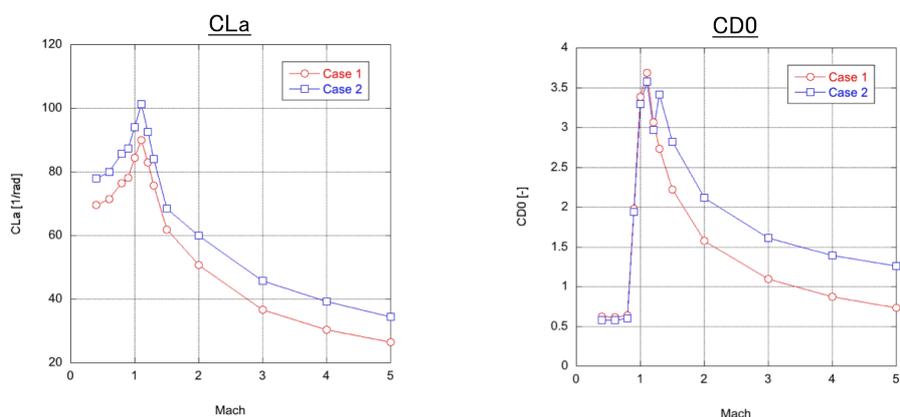


図7 極超音速飛行実験システムの空力特性推算.

飛行軌道を検討するにあたっての制約条件と仮定は以下の通りである；

- 質点の二次元飛行経路計算→姿勢は考慮せず
- 切り離し高度 : 40km (以下)
- 強度に関する制約
 - 最大動圧制限 : 80kPaA
 - 最大垂直荷重制限 : 重量の3倍
 - 胴体曲げ荷重制限 : 動圧×迎角<300kPa*deg
- ブースター加速終了後、瞬時にブースター部切り離し
- ブースター加速中の姿勢制御の可否もパラメータとする
 - RCS等での姿勢制御を想定した処置

以上のような条件の下、到達マッハ数を最大化する観点で、飛行軌道を検討を行った。計算された飛行軌道の例を図8に示す。ここでは、ブースターのケースに加え、高空での姿勢制御

の有無をパラメータとしている。到達マッハ数の観点では、第一義的にはブースターの大小に依存しているが、同じブースターを用いた場合では、姿勢制御の有無しが影響している。上述したように、軌道終端での制約を考えなければ、重力方向、すなわち鉛直下向きにブースター加速した方が効率的であるが、荷重及び動圧に制約を設けているため、そのようにはできない。高空での姿勢制御ができない場合には、切り離し直後からブースター加速して、できるだけ早くに動圧を大きくして、空力による姿勢変更が早くできるようにしている。空力姿勢変更によって、高度低下を緩和し制約条件を侵さないようにしているが、これは空力による減速を意味する。一方、高空で姿勢制御が可能な場合は、切り離し直後はしばらく重力加速のみで、ある程度高度が下がってきたところで姿勢を適度に斜め方向にしてブースターを作動させる。適度に斜め方向に飛行することで、終端で高度が下がりすぎることを防ぎつつ、重力加速も効果的に利用することができる。この高空での姿勢制御により、到達マッハ数はおよそ0.3程度大きくなる。図9に、ブースターをCase2、高空での姿勢制御を行った場合の、制約条件の感度を確認した結果を示す。荷重に関する制約を緩和すると到達マッハ数は確かに大きくなるが、感度としてはあまり大きくない。

いずれにしても、このシステムにおける到達マッハ数は、主としてブースターによって決定される。ブースターの規模と実験でまず目指すべき到達マッハ数を鑑みて、今後ブースターのサイジングを行っていく。

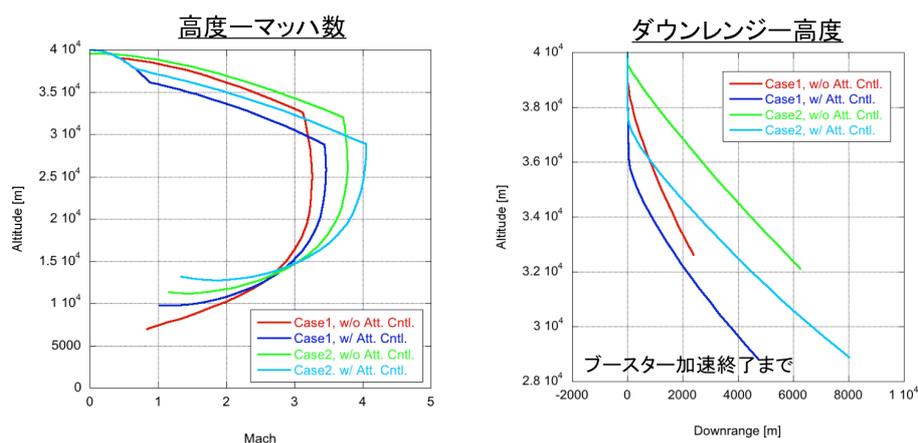


図8 飛行軌道の計算結果例。

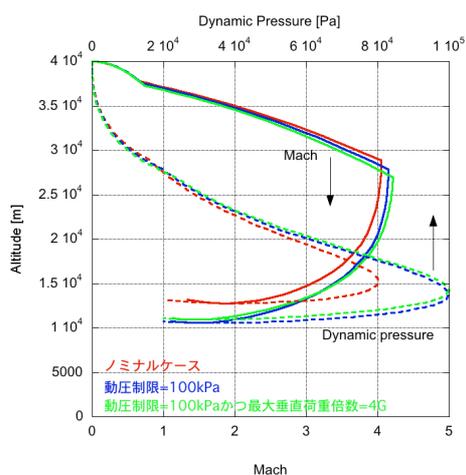


図9 制約条件の到達マッハ数に対する感度。

4. まとめ

スペースプレーン技術実証機 WG の活動について紹介した。本 WG は、二段式スペースプレーンの実現を目指す活動である。スペースプレーンに必要な技術を真の意味で習得するためには、技術成果を飛行実証できるシステムが必要であり、しかも、活動を盛り上げる意味では、早期に必要である。極超音速飛行実験システムの開発については、BOV#3 の成果を踏まえつつ、早期に極超音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。その極超音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オ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。