

気球を用いた超音速および極超音速飛行実験

丸祐介, 澤井秀次郎, 坂井真一郎, 坂東信尚, 福家英之 (ISAS/JAXA) 小林弘明 (ARD/JAXA)
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. 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. その一方で, 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. このうち, 飛行姿勢異常の問題については, 第二段階のより高速度への到達を目指す飛行実験システムの構築においても重大な問題であり, 十分に事象を解析して対策を行い, これを確認, 実証する必要がある.

本稿では, 検討中の気球を用いた飛行実験計画について紹介し, 実験システムの成立にとって重要な機能である飛行制御技術に関連し, BOV3号機で生じた飛行姿勢異常とその解析について述べる.

2. 検討中の飛行実験計画について

BOV3号機の飛行実験結果を踏まえ, 今後の研究活動と飛行実験の展開計画について見直しを行った. リソースの制約が厳しいことを勘案し, 研究の目標を達成する飛行実験機の規模を再検討した結果, 飛行実証する技術を絞り込むことで小型化が可能であるとの結論を得た.

BOV3号機の実験機規模は, 既に研究され, 試作機が完成していたエンジンシステム全体の搭載を前提として決定されたため, 超音速飛行実験システムの確立という観点では以下のような問題点があった;

- 機体製作・運用コストの増大
- 全機システム試験におけるハンドリング性の低下
- 機体パラメータ推定試験における計測精度の低下

研究計画の見直しにあたり, 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、上記問題点の改善が可能であると考えた。飛行実証のステップは、以下のように考えている；

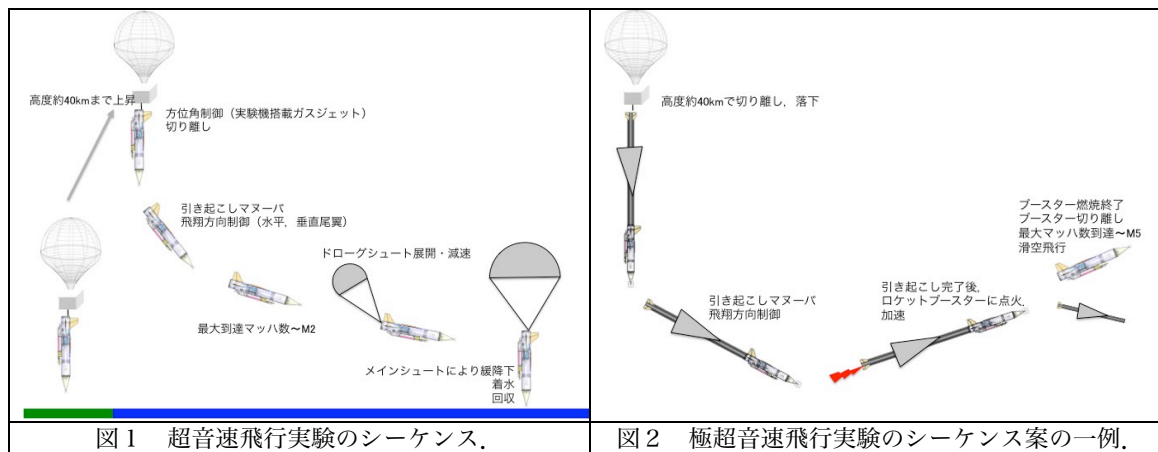
- BOV3号機の飛行実験で生じた飛行姿勢異常の要因を特定して、小型化した超音速飛行実験システムの設計に反映させ、飛行実験によって実証する。
- 実証すべき技術課題に対応した極超音速飛行実験システムを早期に開発し、技術を飛行実証する。

実験機の規模としては、搭載品の艤装性を考慮して、全長1.8m、胴体径φ220mm、重量80kg程度を当面の目標に設定している。

BOV3号機の飛行実験のシーケンスを図1に示す。BOV3号機では、高度約37kmからの落下により音速を突破し、最大マッハ数約1.9に到達したが、引き起こしマヌーバ中の飛行方向制御がうまくいかず機体の揚力方向が定まらなかったため、姿勢を引き起こすことができなかった。気球からの落下による加速に加え、ブースターでさらなる加速を得る飛行実験のシーケンス案の一例を図2に示す。この例では、機体後端にブースターを取り付けた実験機を高々度気球より落下させ、BOV3号機での計画のように引き起こした後、ブースターに点火し、より加速する。この場合、機首がある程度上方に向くまで姿勢を引き起こせなければ、ブースターによる加速を開始できない。その意味でも、まずBOV3号機の飛行実験で生じた飛行姿勢異常に対する対策を飛行実験によって実証し、飛行実験機システムというハードウェア上での引き起こし制御技術を獲得することが不可欠である。

図2に示したシーケンス案の他にも、高々度での気球からの分離直後にブースターを点火し極超音速までの加速を行う方法が考えられるが、分離直後の動圧が小さく空力制御ができない領域でも姿勢を制御する必要がある。また、分離直後の様々な誤差による飛行分散がブースターでの加速によって大きくなってしまう問題がある。今後、小型化した飛行実験機と加速用のブースターの検討を詳細化する過程で、飛行実験シーケンスについても検討、整理する必要がある。

極超音速飛行実験の成立性の検討の端緒として、図2に示したシーケンスにおいて、実験機の重量とブースター比推力、到達速度の関係を、ツィオルコフスキーの公式を用いて調べた。結果を図3に示す。この解析では単純にブースターによって与えられるエネルギーによる速度増分のみを考えており、実際の飛行における重力損失や空力損失は考慮できない。また既に述べたように、姿勢をある程度引き起こしてからブースターに点火することになるので、到達速度はブースターを点火するとき（姿勢引き起こし完了時）の速度に依存する。図3には、ブースター点火時の速度として(1)300m/s（マッハ数1程度）、(2)500m/s（マッハ数1.6程度）の2通りの結果を示している。図3より、マッハ5程度（＝約1500m/s）に到達するためには、ブースター比推力を250sec、実験機重量を40kgとし、ブースター点火時の速度を500m/sとする必要が



ある。

実験機の重量を現在の目標80kgから半分にする必要があることを示しており、マッハ5に到達することは容易ではないことがわかるが、ブースターの構造効率（ブースター全重量に占める

推進剤受領の割合）にも到達速度は大きな感度を持つことから、ブースターのサイジングを含め今後より検討を深めていく。

3. BOV3号機の飛行実験における飛行姿勢異常について

BOV3号機の飛行実験時にテレメトリデータとして得られた角速度履歴を図4（「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、ロックオ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ている；

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。検討しているモデルパラメータとそれらの事前にノミナルと考えていた値を表1に示す。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。得られたパラメータの一例も表1に示されている。また、このパラメータの組合せを用いたときのシミュレーション結果の角速度履歴も図4に示されている。図4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。他のパラメータも含め、それぞれの変動の影響を考察することが必要であるが、一般的には、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。

4. まとめ

本稿では、スペースプレーン技術の習得のための大気球を利用した超音速／極超音速飛行実

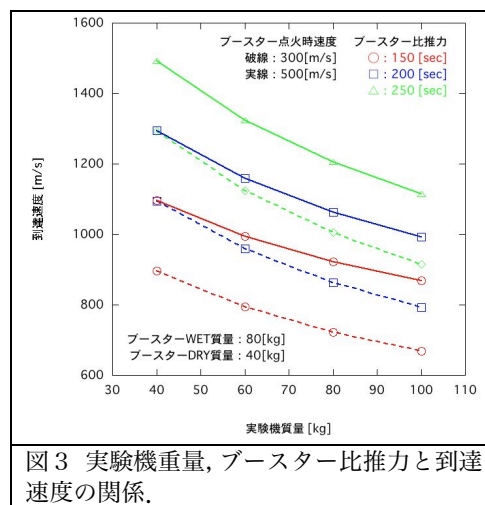
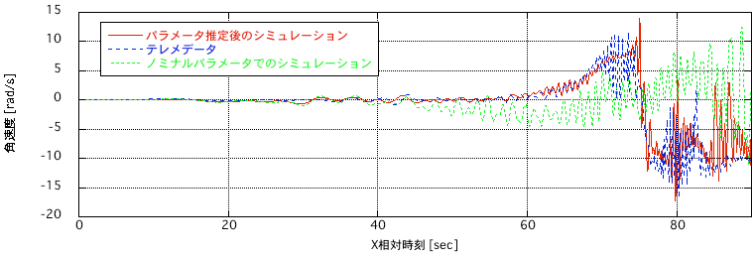
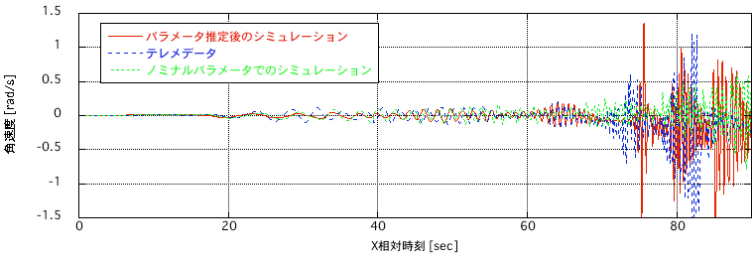


図3 実験機重量、ブースター比推力と到達速度の関係。

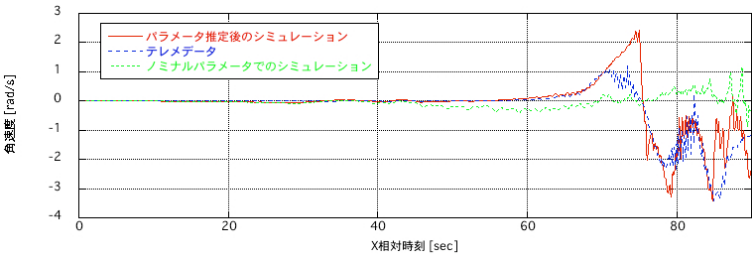
験システムの開発研究計画について述べた。BOV 3 号機に対して実験機のサイズを小型化することを検討しているが、BOV 3 号機の飛行実験で課題として残った垂直落下からの引き起こしマヌーバは、極超音速飛行実験の成立性を担う重要な機能であり、先ずこの課題の対策の実証を、BOV 3 号機と同様のシーケンスを小型化した実験機で行う飛行実験を行いたいと考えている。また、極超音速飛行実験システムにおける安全設計についても、関係各位のご指導を頂いて早い段階から検討していきたいと考えている。



(a) ロール角速度.



(b) ロール角速度.



(c) ロール角速度.

図4 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.

表1 変動を考慮したパラメータとそのノミナル値, 推定結果の例.

パラメータ名	意味	単位	ノミナル値	推定パラメータ	パラメータ名	意味	単位	ノミナル値	推定パラメータ
lxx	慣性能率lxx	kgm ²	50	47.0841	csong	エンジン推力に乗じる係数	-	0	1
lxy	慣性乗積lxy	kgm ²	0	1.09857	cwind	風速に乗じる係数	-	1	1
lxz	慣性乗積lxz	kgm ²	22.8	8.56577	cyba_cor	CYβのα依存性	-	0	8.2585E-07
lyy	慣性能率lyy	kgm ²	1035	870.072	daeff	エルロン効き	-	1	1.00085
lyz	慣性乗積lyz	kgm ²	0	-11.5087	dcl	Cldrift誤差	-	0	-0.000356863
lzz	慣性能率lzz	kgm ²	945	705.986	dcm	Cmdrift誤差	-	0	-0.00142893
cccl	Clゲイン誤差	-	1	0.839585	dcn	Cnldrift誤差	-	0	0.00516287
ccm	Cmdゲイン誤差	-	1	1.03864	dcy	CYdrift誤差	-	0	3.57541E-06
ccn	Cnゲイン誤差	-	1	1.03428	delta_r	ラダー誤差	deg	0	0
ccx	CXゲイン誤差	-	1.2	1.20011	dx_cg	X方向重心位置誤差	1/Lref ^(*)	0	-0.0085719
ccy	CYゲイン誤差	-	1	1.00004	dy_cg	Y方向重心位置誤差	1/Lref	0	-0.000538515
ccz	CZゲイン誤差	-	1	1.00063	dz_cg	Z方向重心位置誤差	1/Lref	0	-0.000501309
cdogl2	LN2スロッピングによる重心位置ずれ ^(*)	-	0	0	engexpitch	エンジン排気流と動圧に比例するピッチトルク	m ²	0	-0.00998475
cengrotate	エンジン回転反力によるロールトルク ^(*)	-	0	2.45104E-05	engexroll	エンジン排気流と動圧に比例するロールトルク	m ²	0	1.29718E-06
clba_cor	Clβのα依存性	-	0	5.29339E-06	engexyaw	エンジン排気流と動圧に比例するヨートルク	m ²	0	0
cln2slosh	LN2スロッピングによるスロッシユカ ^(*)	-	0	0	gijetpitch	GJ推力と動圧に比例するピッチトルク	m ²	0	0
clp	ダンピング係数Clp	-	0	-0.679545	gijetroll	GJ推力と動圧に比例するロールトルク	m ²	0	0.000655653
clr	ダンピング係数Clr	-	0	-0.063564	gijetyaw	GJ推力と動圧に比例するヨートルク	m ²	0	0.00203572
cmq	ダンピング係数Cmq	-	0	-22.6544	massBOV	重量	kg	650	650.295
cnba_cor	Cnβのα依存性	-	1	0.723913	rgiix	GJ効き/lxx	-	0.01325	0.0130227
cnp	ダンピング係数Cnp	-	0	-0.490423		GJ効き	-		0.613162109
cnr	ダンピング係数Cnr	-	0	-3.86565					

(*)1)テレメータの角速度, 加速度履歴を使用した計算結果に基づく

(*)2)テレメータからエンジン作動状況を推定した計算結果に基づく

(*)3)Lref=465mm(機体全長)