第１１回 宇宙科学シンポジウム P1-112

スペースプレーン技術実証機の開発研究

スペースプレーン技術実証機 ワーキング・グループ（SEED/WG）

連絡先：丸 祐介，澤井 秀次郎（ISAS/JAXA）

maru.yusuke@jaxa.jp, sawaishujiro@jaxa.jp

スペースプレーン技術実証機WGが目指すもの

空力軌道を飛翔する水平離着陸型二段式スペースプレーンの実現

スペースプレーンの開発研究を前進させるべく，
- 揚力飛行体の極超音速飛行実験システムの開発を行い，
- これを用いて，スペースプレーンの実現に不可欠な基礎的技術の飛行実証を行う
- 効率的な飛行実験の手段として大気球を活用したい

2004 → 2010 → 2015 → 2020 → 2025

- 2004：•気球無重力実験機BOVの開発 •気球を利用した超音速飛翔体システム技術の習得 •3回のフライト成功（気球を利用した微小重力実験システムとして）
- 2010：•マッハ2程度の飛行環境を実現するシステム開発 •気球無重力実験機体の有効利用
- 2015：•マッハ3~5程度の飛行環境を実現するシステム開発 •ロックーン方式
- 2020：•自力離着陸を行う極超音速飛行実験 •本WGで習得した主要技術のブラッシュアップ
- 2025：•二段式スペースプレーンのコンセプト実証試験

WG活動のベース → WG活動のターゲット → WG活動の将来

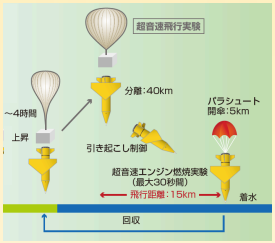
マッハ２クラスの超音速飛行実験

BOV３号機の位置づけ

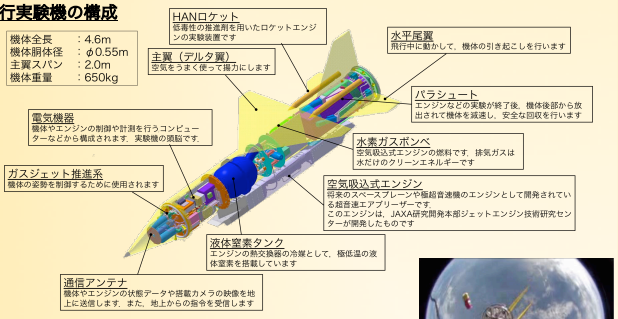
- ✓ 気球無重力実験機の経験を有効利用した超音速（マッハ2程度）飛行実験機
- ✓ 気球を利用した揚力飛翔体の飛行実験技術の確立・実証

フライトシーケンス（実験手順）概要

1. 気球により，飛行実験機は高度40km程度まで浮揚される．
2. 高度40km程度にて実験機は気球から切り離され，落下を開始する．
3. 落下中，実験機は水平尾翼を操作して，姿勢の引き起こしを行う．
4. 落下飛行中，実験機の速度はマッハ2に到達する．その間，実験機に搭載された空気吸込式エンジンの燃焼実験を行う．
5. 高度5km程度で，減速用のパラシュートを開傘し，緩降下を開始する．
6. 海上に着水し，ヘリコプターや船によって回収される．

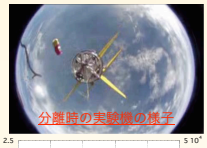


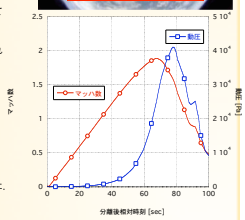
飛行実験機の構成



飛行実験結果概要

- 2010年9月1日早朝に大気航空宇宙実験場から放球された．
- 気球の飛翔は正常で，放球からおよそ２時間で高度37.6kmに到達．
- 太陽センサ，地磁気センサ，ジャイロ，傾斜計等から構成される姿勢決定系は，全て正常に動作した．これにより姿勢決定が正常に行われた．
- 決定された姿勢情報をもとに，機体の方位角を予め決められた目標飛翔方向に一致させる姿勢制御を，搭載ガスジェットスラスタを用いて行った．制御は良好に行われた．
- 切り離し（X）は正常に行われ，分離時の大きな姿勢の乱れは観測されなかった．
- X+20s～50sの間，HAN推進系の燃焼試験を実施した．正常に燃焼したことが確認した．
- 機体は落下により，X+68sに最大速度約540m/sに達した．これは，マッハ数に換算しておよそ1.88に相当する．また，飛行動圧はX+80sごろに最大42kPaとなっており，計画範囲内であった．
- 超音速飛行状態で，供試ジェットエンジンの燃焼実験を実施した．
- X+60sごろから機体が予期しないロール回転運動を行った．機体が回転し続けたことで，機体の揚力の向きが定まらず，引き起こし動作が不十分なまま高度が低下した．
- 計画通りX+90sにドローグシュートを放出し，緩降下を開始した．


分離時の実験機の様子

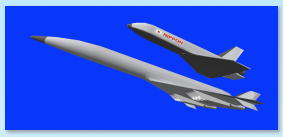


- □ 大気球を利用し，高々度からの落下のみでマッハ2近くの超音速飛行状態を達成できた．
- □ 実験機に空気吸込式エンジンシステムを組み込んだ飛翔体システムを開発し，実際に飛行実験に供することができた．
- □ 飛行姿勢の制御が結果的に良好に機能しなかったことなど，今回の飛行実験の結果の反省・対策を行った上で，超音速，極超音速の揚力飛行実験を継続・発展させていき，WGの活動目標を達成していきたい．

スペースプレーンの空力形状の研究

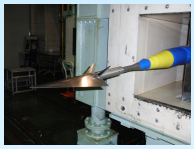
TSTO初段ブースターの空力設計課題

1. 高い揚抗比（Lift/Drag）
2. 空気吸込式エンジンおよび第二段オービターとの統合性
3. 離着陸時の低速と極超音速飛行時の両立
   - 高揚抗比
   - 安定性・操縦性



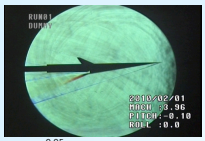
擬似ウェーブライダー形状の提案

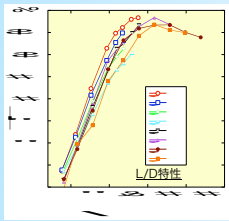
- ウェーブライダー形状＝高L/Dを実現できる（とされる）
- 理論的に厳密なウェーブライダーの形状は，極めて強い三次元性をもつ
- ウェーブライダーの特性を維持しつつ，幾何的に簡単化した形状はできないか？→擬似ウェーブライダー形状

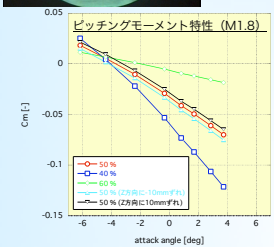


主な風洞実験結果

- 斜め衝撃波の角度は，理想に近いものとなっている．
- L/Dは2.5程度とやや低め（ベースドラッグが大きいためと推測）
- 縦の安定性は確保できている

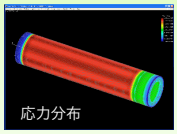


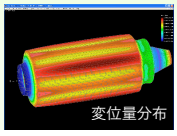




ロックーン飛行実験加速用ブースターの検討

- 大気球を利用し，高々度からの落下でマッハ2程度まで加速できた．
- さらに加速するためには，ブースターが必要である．
- 加速用ブースターとして，取り扱いが固体モーターと比較して容易なハイブリッドロケットの適用を検討している．
- ハイブリッドロケットのモーターケースをCFRP化して軽量化することを検討している．構造強度解析を実施し，ケースを製作中である．
- 完成したCFRPモーターケースで燃焼実験を行い，ケースの健全性を確認する予定．


応力分布


変位量分布