

||||| 特集：大気球を利用した微小重力実験システム |||||
(解説)

高々度気球を用いた超音速空気吸込式エンジンの飛行実験計画

丸 祐介¹・澤井 秀次郎¹・橋本 樹明¹・坂井 真一郎¹・坂東 信尚¹
福家 英之¹・藤田 和央²・小林 弘明²・小島 孝之²
田口 秀之²・上野 誠也³・宮路 幸二³・門岡 昇平⁴

Flight Test of Supersonic Air Breathing Engine using High Altitude Balloon

Yusuke MARU¹, Shujiro SAWAI¹, Tatsuaki HASHIMOTO¹, Shinichiro SAKAI¹,
Nobutaka BANDO¹, Hideyuki FUKU¹, Kazuhisa FUJITA², Hiroaki KOBAYASHI²,
Takayuki KOJIMA², Hideyuki TAGUCHI², Seiya UENO³,
Kouji MIYAJI³ and Shohei KADOOKA⁴

Abstract

The Balloon-based Operation Vehicle (BOV) originally developed for the micro-gravity experiments is modified as a supersonic flight demonstrator of a sub-scale precooled turbojet engine developed in Japan Aerospace Exploration Agency. In the supersonic flight demonstration, the vehicle is raised by a high-altitude balloon up to a 40 km altitude and is dropped to accelerate to a supersonic velocity. To extend the flight time for the engine combustion test in the supersonic environments, the vehicle is redesigned in a wing-body configuration with a main delta wing and movable vertical and horizontal tail wings so that it can be pulled up above an altitude of 5 km. In this paper, the supersonic flight test plan is introduced, and an overview of the flight demonstrator and the tested supersonic air breathing engine is summarized.

1. はじめに

材料や生物学、燃焼、流体力学など多くの科学分野において、微小重力環境は非常に興味深い研究対象となっている。JAXA では国内他大学と連携して、良質の微小重力環境を適切なコストで提供する試みとして、高々度気球を用いた微小重力実験システムである気球無重力実験機 (the Balloon-based Operation Vehicle, BOV) を提案し、その開発を行っている¹⁾。機体内部に微小重力実験部をもつ気球無重力実験機は、高々度気球によって、高度40 km 程度の高空まで上昇した後、気球から切り離されて落下し、自由落下に近い状態が実現される。実験中、機体内部の実験部

は、外界とは完全に隔離され、機体の内壁に対する実験部の位置を計測し、実験部が内壁に接触しないよう、コールドガスジェットによって機体の内壁と実験部との間隔を制御している²⁾。以上の概念は、2006年から実施されている気球無重力実験機の飛行実験により、その飛行システムの健全性が実証されており、また 10^{-4} G 程度の良質の微小重力環境を実現できることが確認されている³⁾。

ところで、高々度気球による飛翔体の上昇は、ロケットによるそれよりも穏やかな機械環境においてなされ、必要なコストやオペレーションの煩雑さも比較的小さい。また、ロケットによって飛翔体を上向きに上昇させる場合には、加速を妨げるものとして働く地球の重力 (いわゆる重

-
- 1 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1
Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency (ISAS/JAXA), Yoshinodai 3-1-1, Sagami-hara, Kanagawa 229-8510, Japan
 - 2 宇宙航空研究開発機構研究開発本部 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
Aerospace Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency, Jindaijihigashimachi 7-44-1, Chofu, Tokyo 182-8522, Japan
 - 3 横浜国立大学 〒240-8501 神奈川県横浜市保土ヶ谷区常盤台79-7
Yokohama National University, Tokiwadai 79-7, Hodogaya-ku, Yokohama, Kanagawa 240-8501, Japan
 - 4 武蔵工業大学大学院 〒158-8557 東京都世田谷区玉堤 1-28-1
Graduate Student, Musashi Institute of Technology, tamazutsumi 1-28-1, Setagaya, Tokyo 158-8557, Japan

力損)が、高々度から落下する場合には飛翔体を加速する方向に働くため、飛翔体の加速の点においては効率的である。実際、気球無重力実験機の飛行実験結果によれば、40秒程度の落下でマッハ数は1.2程度に到達している。この観点から、我々はこの気球無重力実験機を、JAXAにおいて開発研究が進められている予冷ターボジェットエンジン⁴⁾の超音速飛行実証機として再設計し、飛行実験を行う計画を検討・提案している。

JAXAにおける将来のスペースプレーンや極超音速航空機への適用を想定したマッハ6クラスの空気吸込式エンジンの開発研究は1986年から継続的に行われてきた⁵⁻⁷⁾。この開発研究では、液体水素を燃料とする推力500 kg級のエアターボラムジェットエンジン「ATREX-500」が製作され、10年以上にわたって地上燃焼実験が行われてきた。地上燃焼実験により、エンジン開発における多くの基本技術が実証され、残る課題は超音速飛行状態での作動が実証されるのみの段階にある。このような背景から、「Sエンジン」と呼ばれる、サブスケールの飛行実証用エンジンの開発研究が行われている。

空気吸込み式エンジンを気球無重力実験機に搭載する目的は、当面はエンジンの超音速飛行実験の意味合いが強い。しかしながら、動圧(すなわち空気抵抗)にほぼ比例した推力を発生するこの種のエンジンは、気球無重力実験において、長秒時になって高度が低下して加速度的に大きくなる空気抵抗に抗する推進装置として適しているという事実を考えると、空気吸込式エンジンを気球無重力実験機に搭載して飛行実験を行うことは、将来的に気球無重力実験機の実験時間の長秒時化に寄与できる可能性もある。

本稿では、気球無重力実験機を最大限に利用した、空気吸込式エンジンの超音速飛行実証計画について紹介するとともに、機体および搭載エンジンの概要についてまとめる。

2. 超音速飛行実験計画

高々度気球を用いた超音速飛行実験の飛行シーケンスをFig. 1に示す。実験機は、気球無重力実験と同様に、高々度気球により高度40 km程度まで浮揚した後、気球から切り離された機体は自由落下を開始する。実験機は、その主翼及び可動の水平尾翼によって引き起こし動作を行ってほぼ水平に飛行しながら速度を低下させる。この間、最大マッハ数は2程度に到達する。その後、高度5 km程度でパラシュートを開傘することで減速、洋上に着水する。着水後、洋上に浮遊した機体を回収船、ヘリコプターなどにより回収する計画である。

気球からの切り離し高度を40 kmとした場合の飛行軌道の一例をFig. 2に示す。ロケットなどブースターを使用せずに約60秒間の超音速飛行状態が達成でき、最大マッハ数は2に到達する。Sエンジンは、気球切り離し後、約60秒の時点で着火・起動し、約30秒間の燃焼実験を行う計画である。

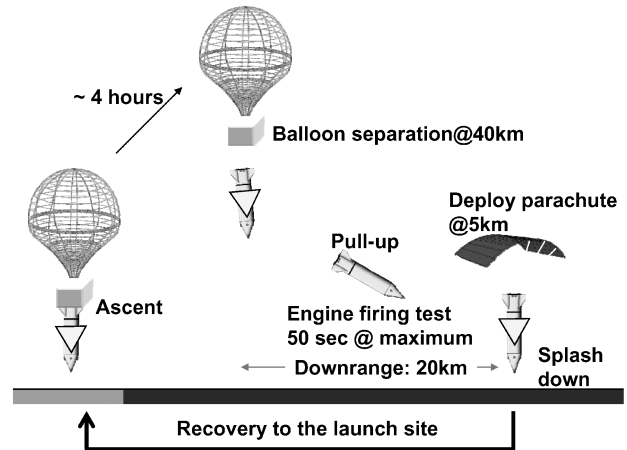


Fig. 1 A sequence of supersonic flight experiment.

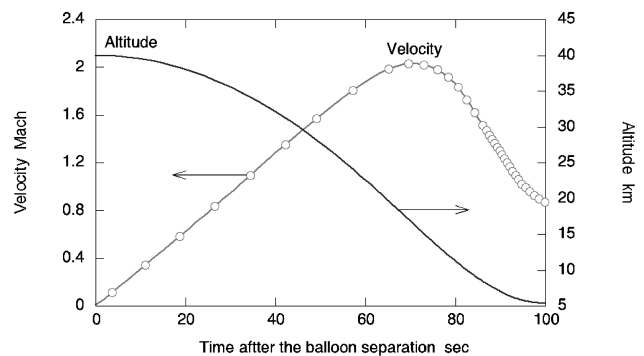


Fig. 2 An expected flight trajectory.

3. 実験機体の概要

3.1 設計概念

飛行実験機概念図をFig. 3に示す。気球無重力実験機の機体に、空気吸込式エンジンの飛行実証機として最低限必要な要素の追加や改修を行っている。気球無重力実験機からの主たる変更点は、(1)エンジンの追加、(2)内部機装の変更(燃料タンクや供給配管の追加、後部ガスジェットの取り外しとガスポンベの配置変更)、(3)主翼の追加、(4)尾翼構成の変更(1枚の固定垂直尾翼と2枚の可動水平尾翼)である。

3.2 構造設計

飛行実験機は、Fig. 3に示すように、胴体、主翼、3枚の尾翼、Sエンジンから構成される。全長は4.655 mであり、機体内部に燃料タンクや供給配管、配管パージのためのヘリウムポンベを搭載するために、気球無重力実験機よりも長くなっている。胴体は、気球無重力実験機と同様にGFRP製のノーズコーンとそれに続くCFRP製の円筒部分から構成され、その直径は0.556 mである。ノーズコーン内部には、通信のためのアンテナ、高圧空気ポンベ、ガスジェットスラスト8基が搭載される。胴体の円筒部は、大きく電気機器収納部、燃料タンク部、パラシュート収納

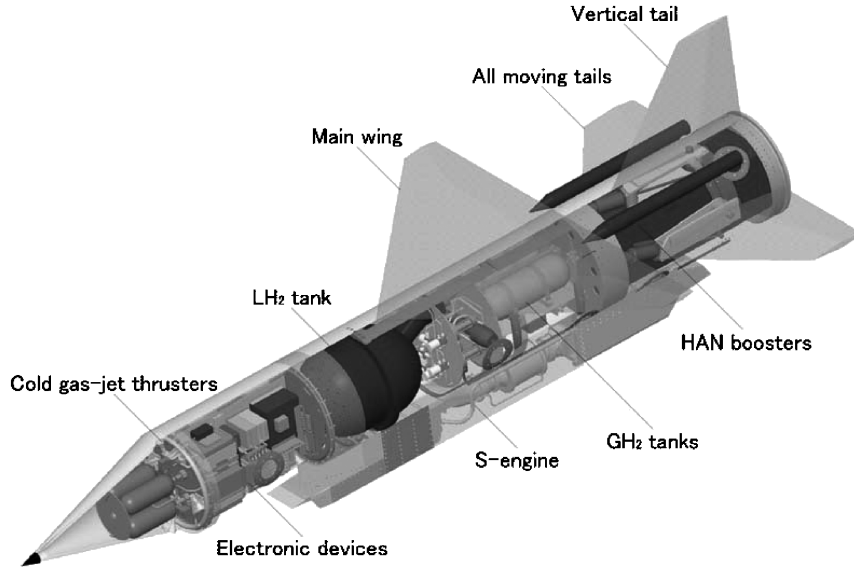


Fig. 3 A schematic view of the flight experiment vehicle.

部の3つの部分に分けられる。気密構造である電気機器収納部には、気球無重力実験機用の搭載コンピュータやセンサ、バッテリーなど電気デバイスに加え、Sエンジンの操作および計測、制御を行うコンピュータが新たに搭載される。燃料タンク部には、上述したように、Sエンジンの燃料である液体水素の真空断熱タンクや燃料供給配管、高圧ヘリウムポンプなどSエンジンの供給系が搭載される。パラシュート収納部には、機体回収のためのパラシュートの他、2枚の水平尾翼を動かすための電動アクチュエーターが設けられている。

気球無重力実験では4枚の尾翼が取り付けられていたが、本飛行実験機では引き起こし動作を行うために、翼スパン2mのデルタ型の主翼と1枚の固定垂直尾翼、2枚の全動水平尾翼という構成に変更されている。これらの翼は、発泡ウレタンのコア材をCFRPの表皮ではさむサンドイッチ構造を採用している。

機体構造は、高々度での胴体内外の圧力差による荷重、飛行中の空力荷重、気球放球時、パラシュート開傘時、着水時それぞれの衝撃荷重に対して強度解析や試験が行われている。

3.3 空力設計および空力特性

本飛行実験機の空力設計には、最大到達マッハ数を大きくすることとともに、Sエンジンの超音速飛行条件下における燃焼実験時間を長くすることが要求される。その一方で、低コストで機体を開発するために、気球無重力実験機体を最大限に利用することが求められた。これらのいわば相反する要求を満たす機体空力形状として、Fig. 3に示されるような翼胴形状が採用された。胴体は全長を除いて気球無重力実験機と同じである。引き起こし動作に必要な揚力を得るためにデルタ型の主翼が取り付けられ、水平尾翼は、縦の静安定性に寄与するとともに、全動翼として昇降舵

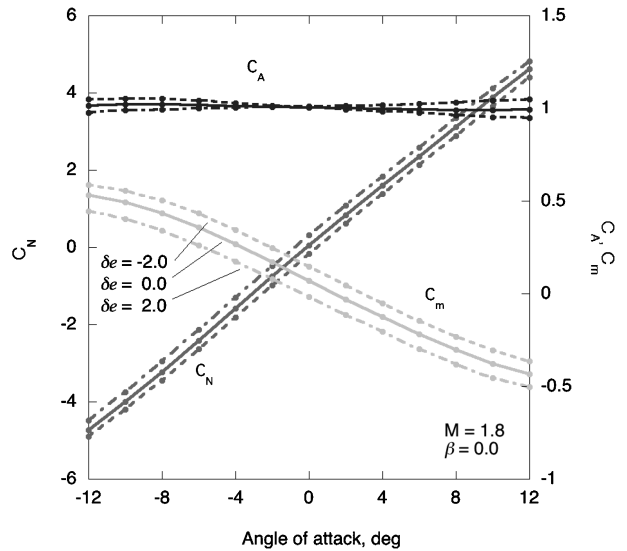


Fig. 4 Longitudinal aerodynamic coefficients of the flight experiment vehicle.

として働く。また、横方向の静安定性を確保するために、垂直尾翼が取り付けられているが、これは固定翼である。

本実験機の空力特性は、風洞実験を中心に調べられており、必要に応じて数値計算によって補完されている。風洞実験によって取得された空力特性の一例として、マッハ数 $M=1.8$ 、横滑り角 $\beta=0^\circ$ における、3つの異なる昇降舵角 δ_e についての垂直力係数 (C_N)、軸力係数 (C_A)、ピッチングモーメント係数 (C_m) を、迎角に対して Fig. 4 に示す。ここで、空力係数は、基準長として機体全長0.4655 m、基準面積として胴体断面積0.2428 m² を用いて算出されており、機体重心はノーズコーン先端から2.653 m 後方、胴体機軸から0.115 m 下方 (Sエンジン側) に仮定し

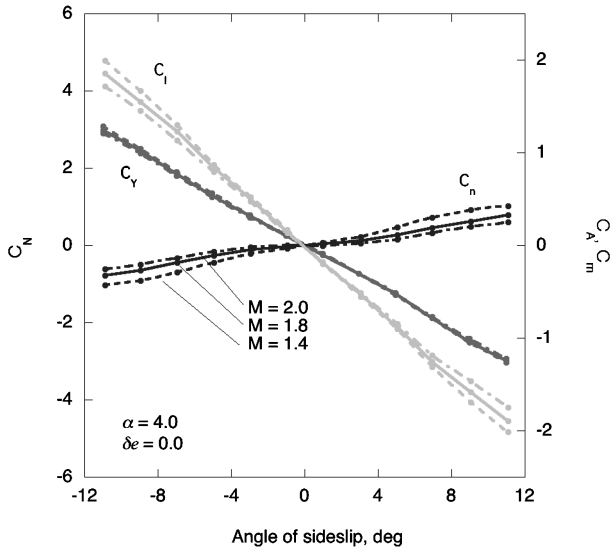


Fig. 5 Transversal aerodynamic coefficients of the flight experiment vehicle.

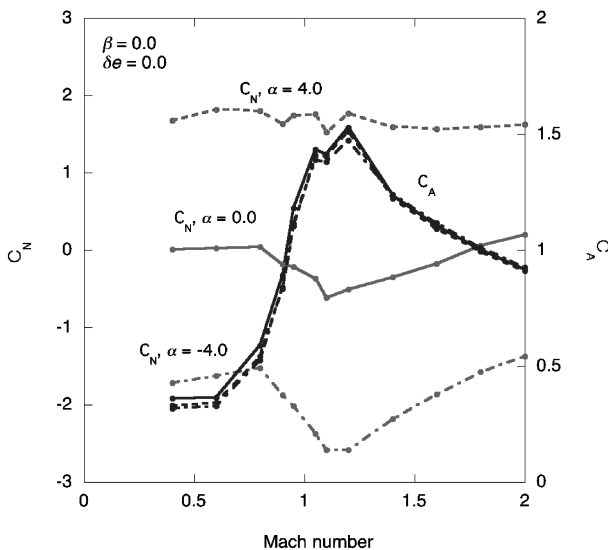


Fig. 6 Variation of axial and normal coefficients.

ている。軸力係数は迎角に依存しない一方、垂直力係数は迎角にほぼ比例する。ピッチングモーメント係数は、昇降舵角にほぼ比例しており、また迎角の増加に対して減少することから、本空力形状は縦の静安定性を有する。Fig. 5 には、迎角 $\alpha = 4^\circ$ 、昇降舵角 $\delta e = 0^\circ$ における、3つの異なるマッハ数 M についての横力係数 (C_Y)、ローリングモーメント係数 (C_l)、ヨーイングモーメント係数 (C_n) を、横滑り角に対して示している。横力係数とローリングモーメント係数は、横滑り角の増加に対して線形に減少しているが、ヨーイングモーメントは線形に増加する。本空力形状は、基本的には横方向の静安定性を確保できているが、静安定性は、マッハ数が大きくなるにつれて悪化する。こ

れは、マッハ数の上昇に伴い、風圧中心が機体前方へ移動するためである。Fig. 6 に、横滑り角 $\beta = 0^\circ$ 、昇降舵角 $\delta e = 0^\circ$ の場合の、3つの迎角についての垂直力係数、軸力係数のマッハ数に対する変化を示す。

3.4 姿勢決定および制御系

気球切り離し直後の大気密度は非常に小さいため、たとえ空力形状が静安定性を有していても、空気力によって姿勢を安定化させることは困難である。そのため、本実験機では、気球無重力実験機と同じコールドガスジェットスラスタを有しており、初期姿勢角の制御および動圧が大きくなって空気力がガスジェットの推力を卓越するまでの飛行姿勢制御に用いられる。気球無重力実験機では、ノーズコーン後端と胴体後端にそれぞれ4基、12基のスラスタを有していたが、本実験機では、ヨー方向およびロール方向の姿勢が制御できればよいため、ノーズコーン後端に8基のスラスタのみが設けられ、高压空気ポンプ2基 (CFRP製、最大圧力35 MPa、容積9リットル) もノーズコーン内部に収納されている。スラスタ1基の推力は、気球無重力実験機の半分の25 N が想定されている。

気球無重力実験機は、機軸に対して軸対称の空力形状であり、機首を下向きにして落下し、引き起こし動作も行わないため、気球から切り離される時点での初期姿勢の情報は飛行実験には不要であった。しかしながら、機軸に対して非対称かつ引き起こし動作を行う本実験機では、初期姿勢の情報が必要であるため、太陽センサ、GPS、磁気センサ、ジャイロ、傾斜計から構成される姿勢決定系パッケージが新たに搭載される。

昇降舵角の変更は、50 mm のストロークの直動機構を最大推力 3 kN で駆動できるステッピングモーターによって行う。

以上の機器は、胴体電気機器収納部に搭載された PCI ベースの産業用コンピューターによって自動制御される。

3.5 回収装置

本実験機では、機体を回収するために、高度 5 km 程度においてパラシュートを開傘して減速し、着水時の速度を低下させて、機体の保全を図る。回収用パラシュートに対する主な要求は、(1)開傘時の衝撃荷重が機体重量の10倍以下、(2)着水時の終端速度が10 m/s 以下、(3)最終段のパラシュート開傘高度が1 km 以上、である。空力係数同定誤差などの諸パラメータによる軌道分散を考慮して、以上の条件を満たすパラシュート構成を検討、設計している。

パラシュートは、パイロットシュート、ドローグシュート、主傘から構成される。S エンジンの燃焼実験が完了し、高温のエンジン排気ガスの噴射が停止した後、まずパイロットシュートが放出され、パイロットシュートにかかる空気力によって、ドローグシュートが引き出される。速度が亜音速まで減速された後、リーフィングされた主傘を開傘し、さらに主傘のディスリーフィングを行う。パイロットシュートの放出、リーフィングされた主傘の放出、主

傘のディスリーフィングと三つの火工品が必要となる。

終端速度で着水した実験機体は、回収船およびヘリコプターによって、放球地点まで帰還する計画である。

3.6 テレメトリーおよびコマンド

テレメトリーおよびコマンドの通信システムは、気球無重力実験機とほぼ同様なので、詳細は文献^{2,8)}を参照されたい。本実験機では、気球無重力実験機と異なり、引き起こし動作を行って機体姿勢がほぼ水平になり、またそれに伴いダウンレンジも伸びる。このため、通信アンテナに要求される指向性も異なるため、アンテナの再設計を行っている。

3.7 予冷ターボジェットエンジン (S エンジン)

本実験機に搭載されるSエンジンは、推力100 kg級のサブスケールモデルのため、これによって実験機を加速することはできない。エンジンは、全長2.66 m、エンジン矩形部分の高さおよび幅0.225 m、重量は約140 kgである。エンジンの概要図と主な構成要素をFig. 7に示す。エンジンは、コアエンジン、超音速インテーク、プリクーラー、再熱燃焼器 (アフターバーナー)、可動プラグノズルから構成される。コアエンジンは、一段の斜流圧縮機 (圧力比6、定格回転数80000 rpm)、水素燃焼器、一段軸流タービンから構成される。超音速インテークは、マッハ5で設計されているが、低速での効率的な空気を取り込みを実現するため可変機構を有する。本実験機での最大マッハ数は2程度であるため、インテークはアルミ合金製を採用している。プリクーラーはシェル & チューブ型の熱交

換器であり、取り込んだ空気を、チューブ内部を流れる低温の水素燃料によって冷却し、空気密度を上昇させることによって、圧縮機で必要な仕事を減少させる。再熱燃焼器はステンレス製であり、再生冷却構造となっているが、可動ノズルは可動部分を有するため、ニッケル合金製とし、ヘリウムガスによって冷却する。

Fig. 8に、Sエンジンの燃料供給系の概要を示す。燃料である液体水素は、3 MPaの高圧ヘリウムによって加圧供給される。液体水素は燃料タンクを出た後に、主ラインとプリクーラーラインの二系統に分かれる。主ラインの液体水素は、タービン下流に設置された蒸発器で気化され、コアエンジン燃焼器に供給される。一方、プリクーラーラインの液体水素は、圧縮機上流のプリクーラーで流入空気と熱交換した後、再熱燃焼器壁を冷却し、最終的に再熱燃焼器内に噴射され、燃焼する。Sエンジンの性能特性をFig. 9に示す。

液体水素燃料タンクの写真をFig. 10に示す。液体水素タンクは、長さ200 mm、直径370 mmの円筒と半球型のエンドプレートからなり、容積は48リットルである。気球による上昇中の蒸発損失を抑え、また気球放球時の衝撃による突沸を防止するため、真空断熱構造としている。飛行環境を模擬した条件における燃料供給系の試験は2005年7月に成功裏に終了しており、懸念された突沸や供給性能の低下は見られず、蒸発損失も一時間あたり3%以下であることが確認されている。

Fig. 11に、Sエンジンの計測制御系の系統図を示す。

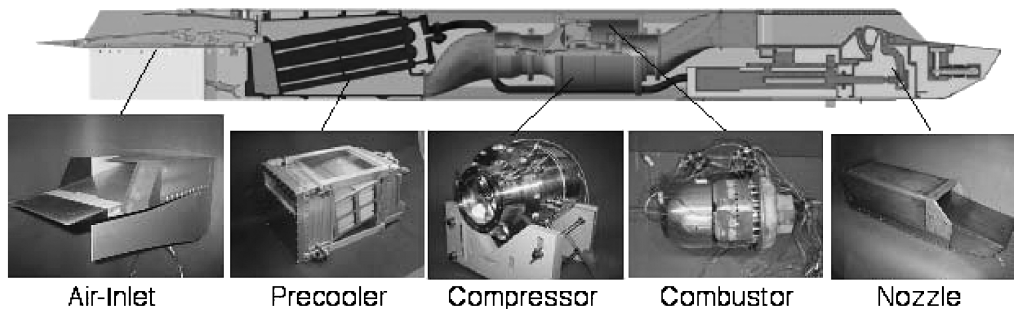


Fig. 7 A schematic view of the S-engine with the major components.

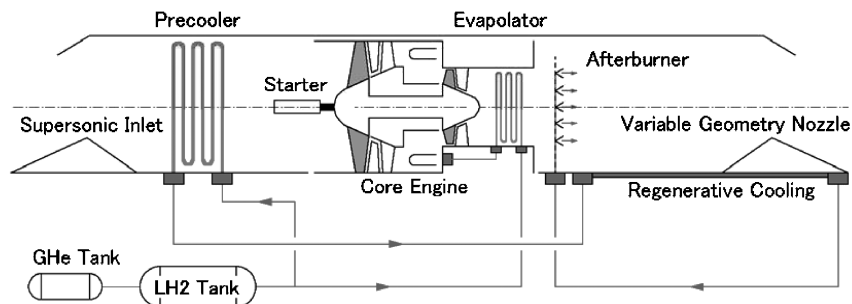


Fig. 8 A fuel flow diagram of the S-engine.

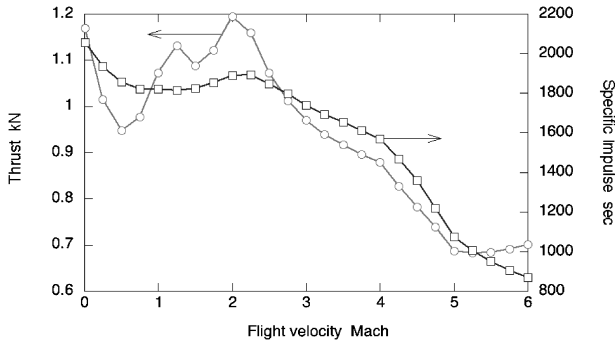


Fig. 9 Performance characteristics of the S-engine.

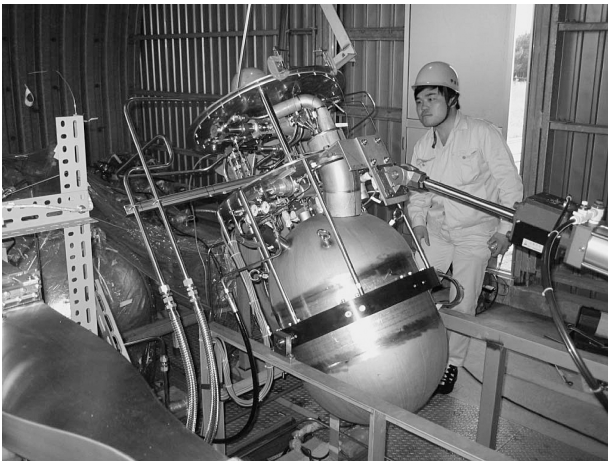


Fig. 10 The liquid hydrogen tank of the BOV.

この装置は、メインコンピューター、複数の信号増幅器、インターフェイスコネクタ、リチウムイオンバッテリーからなり、エアデータおよびエンジン状態量の計測（回転数、圧力、温度）とエンジン作動の各種制御（燃料流量制御、ノズル開度制御、点火器操作、バルブ操作など）を行う。

4. 飛行軌道およびダイナミクスシミュレーション

風洞実験やCFD 計算により取得された機体の空力特性を用いた六自由度のダイナミクスシミュレーションによって、飛行軌道計画を行っている。本実験機では、飛行マッハ数や迎角、横滑り角といったエアデータの計測は行うものの、エアデータの計測の妥当性が十分に検証されていないことや昇降舵の変角動作の応答性の問題などの理由により、昇降舵の制御については、エアデータを用いたクローズドループによる制御は行わず、予め決められた舵角の時間履歴にしたがって制御するオープンループ制御を行う。一方、ガスジェットによる姿勢（ヨーおよびロール方向）制御は、搭載計算機が算出する姿勢情報を用いたクローズドループ制御を行う。

飛行軌道計画を行うにあたっては、(1)最大飛行動圧が80 kPa 以下、(2)垂直力および軸力の最大値は機体重量の3 倍以下、(3)高度および動圧で規定されるパラシュート開傘条件とのインターフェイス条件の制約を設けている。

飛行軌道検討の一例として、気球切り離し時の初期姿勢が、機首が鉛直下向きから2（だけヨー方向に回転した場合を想定し、ガスジェットによる姿勢制御の有無による、

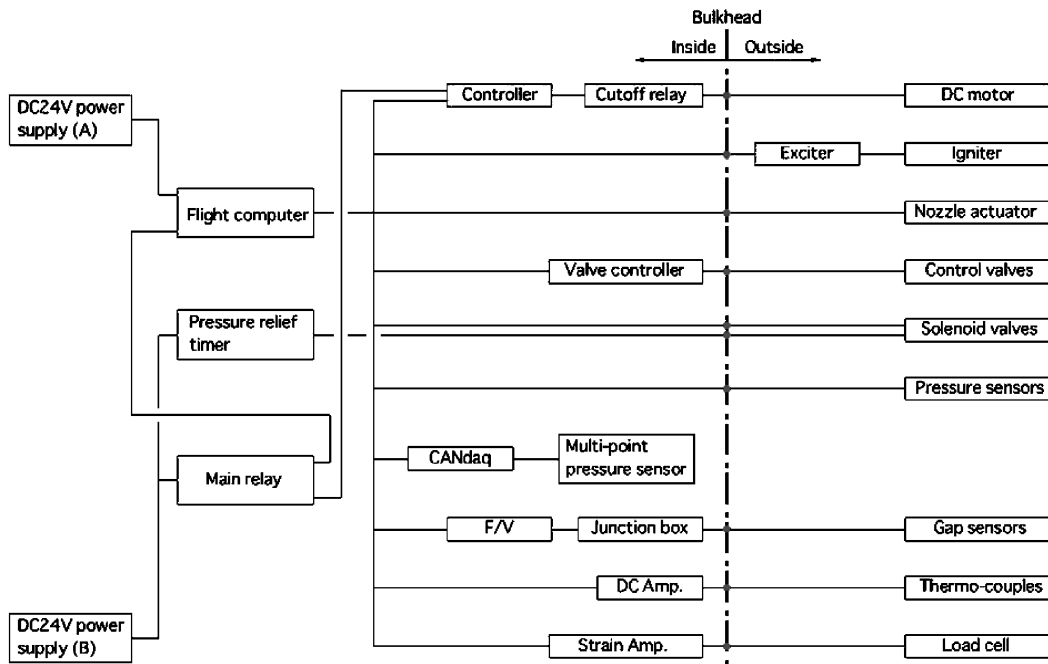


Fig. 11 A block diagram of the engine control system.

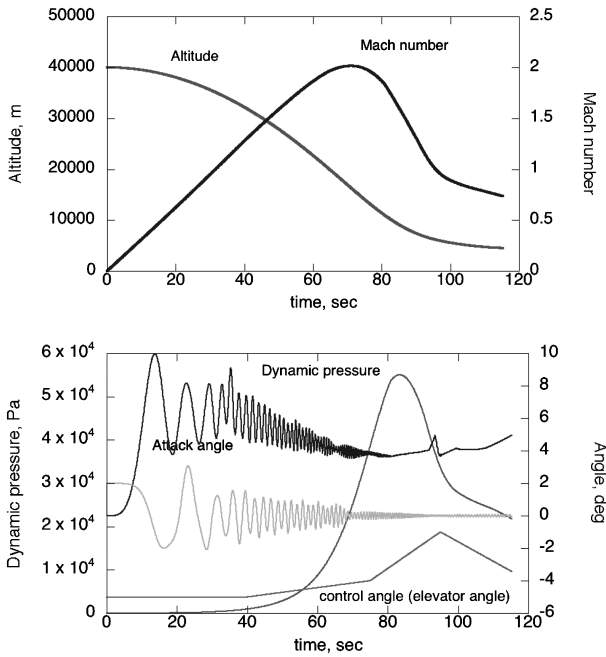


Fig. 12 A flight trajectory analysis result of the flight vehicle without attitude control by gas jet thrusters.

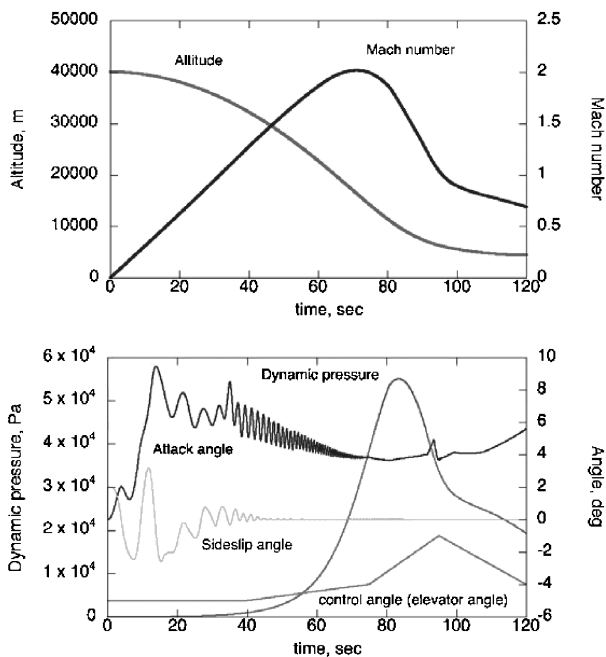


Fig. 13 A flight trajectory analysis result of the flight vehicle with attitude control by gas jet thrusters.

飛行軌道の違いについて紹介する。ここで用いた制御系は、気球無重力実験における姿勢制御の制御系 (PD制御) のパラメータを適当に調整したものである。本実験機におけるガスジェットの制御系は、制御則も含め現在検討中であり、ここに示す飛行軌道および制御結果は最終的なものではないことを断っておく。

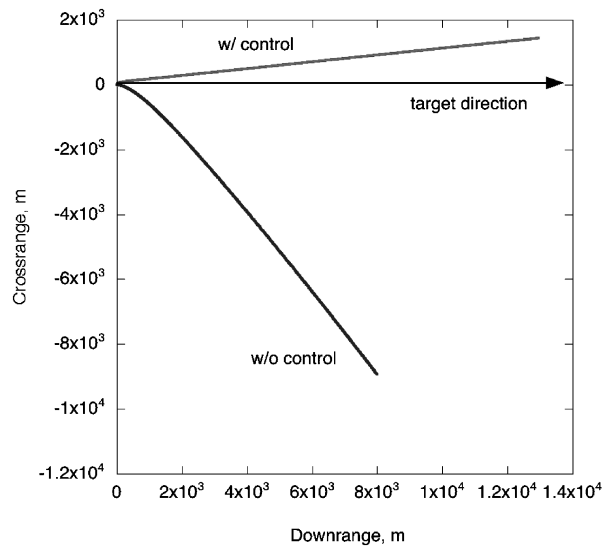


Fig. 14 A flight trajectory analysis result; downrange v.s. cross range.

Fig. 12 に、ガスジェットによる制御を行わない場合の諸量の時間変化を示す。初期姿勢の擾乱に起因する横滑り角の振動が、気球切り離し後、約70秒程度まで顕著に残っている。一方、ガスジェットによる姿勢制御を行った場合には、横滑り角の振動は約40秒で収束する (Fig. 13)。この差は、実験機の飛行方向に大きな影響を与える。Fig. 14 に両ケースの鉛直方向上方から見た飛行軌道を示す。飛行安全の観点からは、同図において矢印で示した方向に飛行することが求められるが、初期姿勢の擾乱に対し、飛行中にガスジェットによる姿勢制御を行うことで、飛行方向を改善することができる。今後、制御則の検討や制御パラメータの調整を行うことで、より安定で効果的に飛行方向を制御できるものと考えられる。

5. まとめ

以上、高々度気球を用いた無重力実験機のシステムを最大限に利用する、超音速空気吸込式エンジンの飛行実証計画を紹介し、飛行実験機および供試エンジンの概要についてまとめた。

本稿では、供試エンジンについてその構成や特性について特に詳しく述べた。飛行実験に先立ち、Sエンジンの地上燃焼実験や高空環境を模擬したエンジン起動試験が2005年より継続的に行われており⁹⁻¹¹⁾、飛行実験に向け、エンジン特性が詳細に取得されている。

本実験計画を近い将来に是非とも実現し、超音速エンジンの飛行実証を通して、スペースプレーンや極超音速航空機の開発研究を前に進めることができると考えている。

謝辞

本研究は、文部科学省科学研究補助金 (学術創成(2) :

16GS0220「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」を受けて行われている。

参考文献

- 1) 橋本樹明ほか：日本マイクログラビティ応用学会誌, **26** (2009) 9-14.
- 2) 坂東信尚ほか：日本マイクログラビティ応用学会誌, **26** (2009) 29-35.
- 3) 澤井秀次郎ほか：日本航空宇宙学会論文集, **339-346** (2008) 56.
- 4) H. Taguchi, T. Sato, H. Kobayashi, T. Kojima, K. Okai and K. Fujita: AIAA Paper, 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 2005, 2005-3419.
- 5) N. Tanatsugu, Y. Naruo and T. Sato: *J. Space Technology and Science.*, (1993) 8.
- 6) N. Tanatsugu, Y. Naruo and I. Rokutannda: *Acta Astronautica.*, **785-796** (1994) 32.
- 7) T. Sato, H. Taguchi, H. Kobayashi and T. Kojima: *J. the British Interplanetary Society.*, **231-240** (2005) 58.
- 8) 澤井秀次郎ほか：日本マイクログラビティ応用学会誌, **26** (2009) 21-28.
- 9) H. Taguchi, T. Sato, H. Kobayashi, T. Kojima, K. Okai and K. Fujita: AIAA Paper, 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 2005, 2005-3419.
- 10) T. Kojima, H. Kobayashi, H. Taguchi, K. Fukiba, K. Fujita and H. Hatta: AIAA Paper, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, Apr-May 2008, 2008-2504.
- 11) H. Kobayashi, S. Sawai, H. Taguchi and T. Sato: AIAA Paper, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, Apr-May 2008, 2008-2620.

(2008年12月15日受理)