

## 高々度気球を用いた予冷ターボジェットエンジン 飛行実証機の空力性能

藤田和央 (宇宙航空研究開発機構), 宮路幸二 (横浜国立大学),  
沢井秀次郎, 小林弘明, 坪井伸幸 (宇宙航空研究開発機構)

Aerodynamics of Pre-Cooled Turbojet Engine Demonstrator Using High-Altitude Balloon

Kazuhisa FUJITA (JAXA), Koji MIYAJI (Yokohama National Univ.),  
Shujiro SAWAI, Hiroaki KOBAYASHI, and Nobuyuki TSUBOI (JAXA)

*Keywords : Aerodynamics, Supersonic, Demonstrator, Turbojet Engine, High-altitude Balloon*

### 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 JAXA. In the supersonic flight demonstration, the vehicle is raised by a high-altitude balloon up to a 40 km altitude and dropped to accelerate the vehicle to a supersonic velocity. To extend the flight time for an 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 out above an altitude of 5 km. As a result, the vehicle is capable of reaching the maximum flight Mach number of 2 with the dynamic pressure of 25 kPa at an altitude of 17 km, realizing the engine test time longer than 30 sec. The flight demonstration is currently scheduled in 2009. In this article, an overview of the aerodynamic characteristics of the flight demonstrator and the flight trajectory plan is presented.

### 1 はじめに

気球を用いた無重力実験機 (Balloon-based Operation Vehicle; BOV) は, 比較的安価なコストで高品質の無重力実験環境を実現することを目的とし, 2004 年度より開発が進められてきた<sup>[1]</sup>. これまで 2 度の飛行実験を行い, 2 号機においては  $10^{-4}$  G 以下の無重力環境を 30 秒以上継続することに成功している. 気球を用いた飛行実証は, ロケット実験と比較して, その打ち上げ環境が緩やかであること, コストが低く抑えられること, また比較的容易に (燃料を用いた加速無しに) 超音速環境を実現できることから, 飛行実証環境を提供する高いポテンシャルを有していると言える. このような考えから著者らは BOV を超音速飛行実証の FTB として使用する検討を続けてきた. 一方 JAXA では 10 年以上にわたる予冷ターボジェットエンジンの開発の歴史があり<sup>[2]</sup>, 技術的には飛行実証を行う段階にあるという考えから, 飛行実証を狙ったサブスケールエンジン (S-engine) の開発が進められている<sup>[3]</sup>. これら両者の計画を融合する形で, BOV 3 号機では, 機体を S-engine 飛行実証機として改造し, 飛行実証を行うことを計画している. 現在, 機体の空力設計をほぼ完了し, 2009 年度初頭の打ち上げに向けた機体の開発を進めている段階である. 本稿では, 機体の空力設計の概要と, 初期空力データベースの開発, これを用いた軌道解析による設計妥当性の検証結果について紹介する.

### 2 設計方針

BOV 3 号機の空力設計を行う上では, 幾つかの基本的な制約が存在する. もっとも厳しい制約条件は, 本機

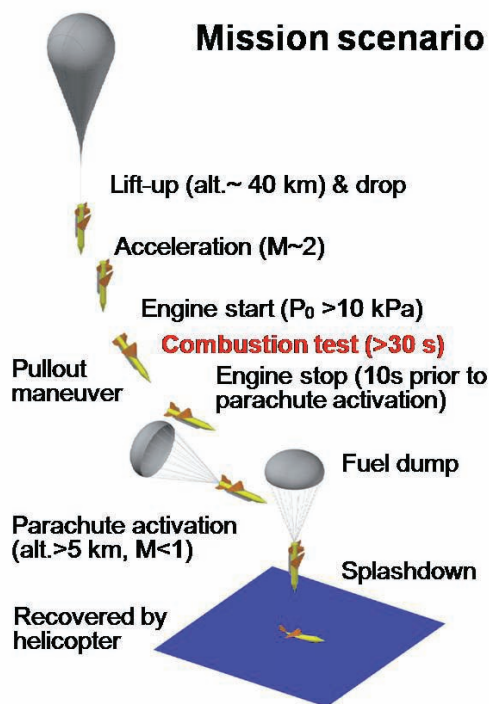


Fig. 1 : Mission scenario of BOV-3 as a S-engine demonstrator.

が無重力実験機開発の一環として行われていることであり, オリジナルの BOV から機体形状の大幅な修正を行うことができないこと, また可能な限り従来機体のものを流用するなどして, 開発コストを抑えなければなら

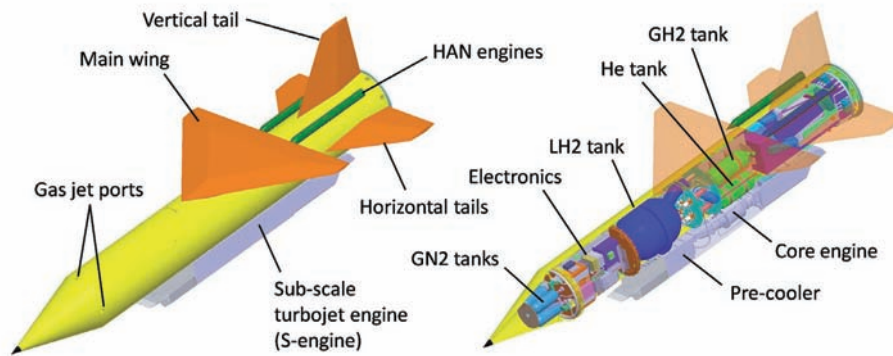


Fig. 2 : Schematic view of BOV-3 as a S-engine demonstrator.

ない点である。その一方で S-engine の飛行実証実験を行うための必要最低限の飛行環境を提供しなければならない。Figure 1 に飛行実証試験におけるミッションシナリオを示す。機体は高度 40 km で気球より切り離されて加速され、S-engine 燃焼試験時間をできるだけ確保するために pullout マヌーバを実施し、パラシュートにより減速されて洋上回収される。以下、このシナリオを実現するための主要設計要求を記す：

- 1) 機体は無制御（舵角の制御を行わない場合）でも安定に飛行しなければならない（絶対安定性）。
- 2) パラシュートは高度 5 km 以上でマッハ数 1 以下の状態で開傘されなければならない。
- 3) S-engine は全圧 10 kPa で始動可能とし、30 秒以上の燃焼時間を確保しなければならない。ただし、パラシュート開傘より 10 秒以上前に燃焼を終了し、残留高温ガスがパラシュートにダメージをあたえないようにすること。
- 4) 機体の最大飛行マッハ数はできるだけ大きくすること（目標値 2）。
- 5) S-engine 燃焼中の機体迎角および横滑り角は最大で  $5^\circ$  以下とすること。
- 6) 機体の構造強度の観点から、最大動圧は 80 kPa 以下とし、機軸方向、垂直方向の空力荷重による最大加速度は 3G 以下とすること。
- 7) パラシュート開傘までの飛行レンジは 20 km 以下とすること。
- 8) 舵制御の角速度は  $0.2^\circ/\text{秒}$  以下とすること。

これらの要求を実現する機体の空力設計は以下の手順で進められた。まず従来機の機体（ノーズコーンを有する円筒型機体に、可動式の尾翼が取り付けられたもの）をベースとし、燃焼試験時間を延長するために（要求 2）機体を飛行中に pullout させるものとして空力性能を定義し、これを実現できる機体空力形状を Panel 法により推定する（1 次設計）。この空力形状に付いて風洞試験を行って空力係数を割り出し、これを用いて軌道解析と機体の構造強度評価を行い、1 次設計の妥当性を検証する。次に、1 次設計の結果に対して必要な修正を加え 2 次設計とし、この空力形状に付いて風洞試験を行って

空力係数を割り出し、これを用いて軌道解析と機体の構造強度評価を行う。このステップを繰り返すことで、現行の 4 次設計について、必要とされる空力性能が（様々な制約条件の下で）得られた。結果として、可能な限り開発コストを下げ従来機の構成部品を流用するという制約の下で、機体の pullout 性能を増強するための主翼を付加した翼胴形状の機体を採用した。Figure 2 にその概要を示す。機体の前長は 4.655 m、胴体直径 0.556 m、機体全幅は 2.0 m である。

### 3 空力データベースの開発

BOV 3 号機の基本空力データベースは上記のように主として風洞試験により決定された。試験風洞としては、JAXA 宇宙科学研究本部の超音速/遷音速風洞、および JAXA 研究開発本部の超音速風洞を用いた。JAXA 研究開発本部の超音速風洞に設置された 9/100 スケールモデルの様子を Fig.3 に示す。現在の空力データベースは設計の妥当性を検証するための基本空力性能を記述することを目的として開発されているため、風洞試



Fig. 3 : A 9/100-scale wind-tunnel model of BOV 3 attached to the sting in the 2 × 2 m supersonic wind tunnel at ARD/JAXA.

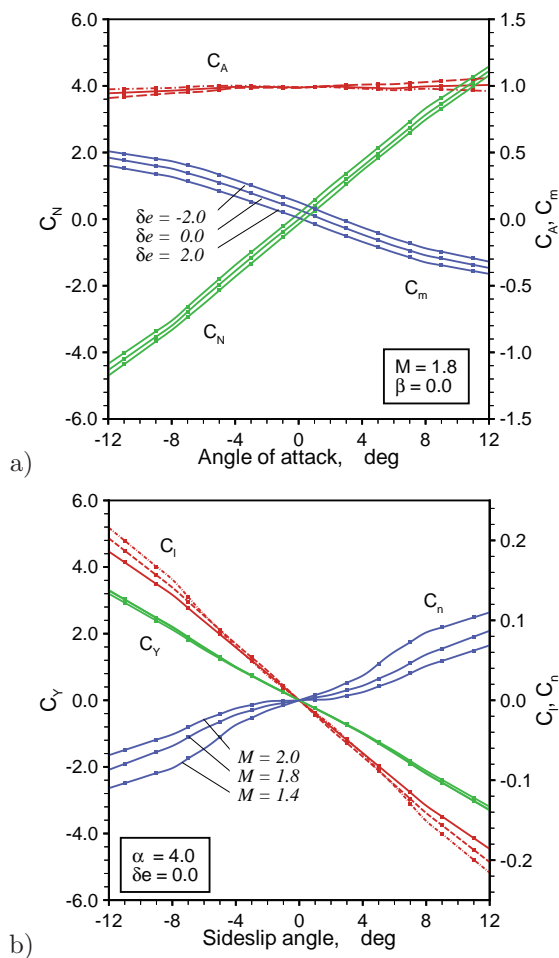


Fig. 4: Examples of measured aerodynamic coefficient; a) longitudinal coefficients for  $M = 1.8$ , and b) transverse coefficients for  $\alpha = 4.0$  deg.

験ではマッハ数 0.6, 0.8, 0.9, 0.95, 1.05, 1.1, 1.3, 1.5, 1.7, 2.0 について、迎角および横滑り角として  $-12^\circ < \alpha, \beta < 12^\circ$  の範囲で空力 6 係数を計測した。また水平尾翼のエレベータ角として、 $0, \pm 2, \pm 4^\circ$  のデータを取得した。

得られた縦/横の空力係数の例をそれぞれ Figs. 4a, 4b に示す。全体として縦/横の静安定が確保されていること、またピッチングモーメント係数が、ほぼエレベータ角と線形に変化することが見て取れる。しかしヨーイングモーメント係数については、マッハ数の増加とともに横滑り角  $0^\circ$  回りの傾きが小さくなり、安定性が低下している。このように横の安定性があまり優れないのは、機体の下部に存在するエンジンと、エンジン取付部の側面投影面積が相対的に大きいためであり、横の安定性を確保するためには重心位置の厳密な管理が必要になると予想される。

#### 4 機体の飛行運動解析

機体の動的安定性およびミッション要求への完備性を確認するために、得られた基礎空力係数を用い、機体の飛行運動解析を行った。計算条件として、切

り離し高度は 40 km とし、エンジン推力は  $F_x = \max(0.014P_s, 0.020P_d)$  [N] で近似した。ただし  $P_s$ ,  $P_d$  はそれぞれ静圧、動圧 [Pa] である。機体重量は 590.6 kg とし、重心周りの慣性能率は  $I_{xx} = 44$ ,  $I_{yy} = 394$ ,  $I_{zz} = 383$  kg $\cdot$ m $^2$  である。尾翼エレベータ角は、飛行環境予測値にもとづいて予めプログラムされたオープンループ制御により操作するものとした。Figure 5 に典型的な舵角制御の場合の飛行姿勢・軌道履歴を示す。この場合、エンジンは 60 秒から 90 秒まで燃焼させている。

高々度では動圧は非常に小さいが、それでも機体は空気力により安定迎角周りに安定性を示している ( $t < 40$ )。全域に渡って空力安定が確保されており (ミッション要求 1)、引き起しの結果、機体は最終的にはほぼ水平飛行に入ることが見て取れる。但しこのケースでは  $t = 105$  辺りで飛行高度が 5 km となるため、実際はこの時点でパラシュート開傘により飛行を中断する (要求 2)。エンジンの始動に必要な全圧 10 kPa は、ほぼ  $t = 60$  で達成されており、エンジンはここから始動可能である。またパラシュート開傘が  $t = 105$  であることから、エンジン停止は  $t < 95$  に行わなければならないが、結果として  $60 < t < 95$  の間の約 35 秒間燃焼試験時間が確保できていることが分かる (要求 3)。この間、機体の迎角はほぼ  $5^\circ$  以下に保持されている (要求 5)。また機体の機軸・垂直方向の空気力は 3G 以下であり、動圧も 80 kPa 以下となっている (要求 6)。飛行レンジはパラシュート開傘時点で 12 km 程度であり、要求 7 を満足している。プリセットされた舵角エレベータの角速度は  $0.2^\circ$ /秒以下となっている (要求 8)。なおここでは示していないが、最大到達マッハ数は Fig. 6 と同等で 2 程度である (要求 4)。以上、本ケースでは主要なミッション要求はすべて満足されているといえる。

機体の安定性解析は、空力係数誤差、密度誤差、横風、重心オフセット、初期姿勢誤差など、様々な分散を考慮して行われている。その一例として Fig. 6 に示したのは、初期姿勢擾乱として横滑り角  $1^\circ$  を持つ場合の飛行姿勢履歴である。姿勢の初期擾乱は空力安定性により充分小さいレベルまで減衰し、飛行安定性が確保されていることが見て取れる。なお、全般に渡って、迎角など変化率が不連続となっているのは、空力係数が離散的なマッハ数でしか定義されておらず、その間は線形補間されていることに起因する。今後、より現実的な機体の安定性解析、軌道計画、および制御則を確立するために、現在、より詳細な空力データベースを開発中である。

#### 5 まとめ

サブスケール予冷ターボジェットエンジン飛行実証機の空力設計とその検証結果を紹介した。従来の機体へのマイナーチェンジの範囲で行われた現在の機体の空力設計は、超音速から遷音速に渡り空力的に安定を確保するとともに、引き起こし性能も高く、主要なミッション要求を満足することが確認された。今後、2009 年春のフライトに向けて準備をすすめたい。



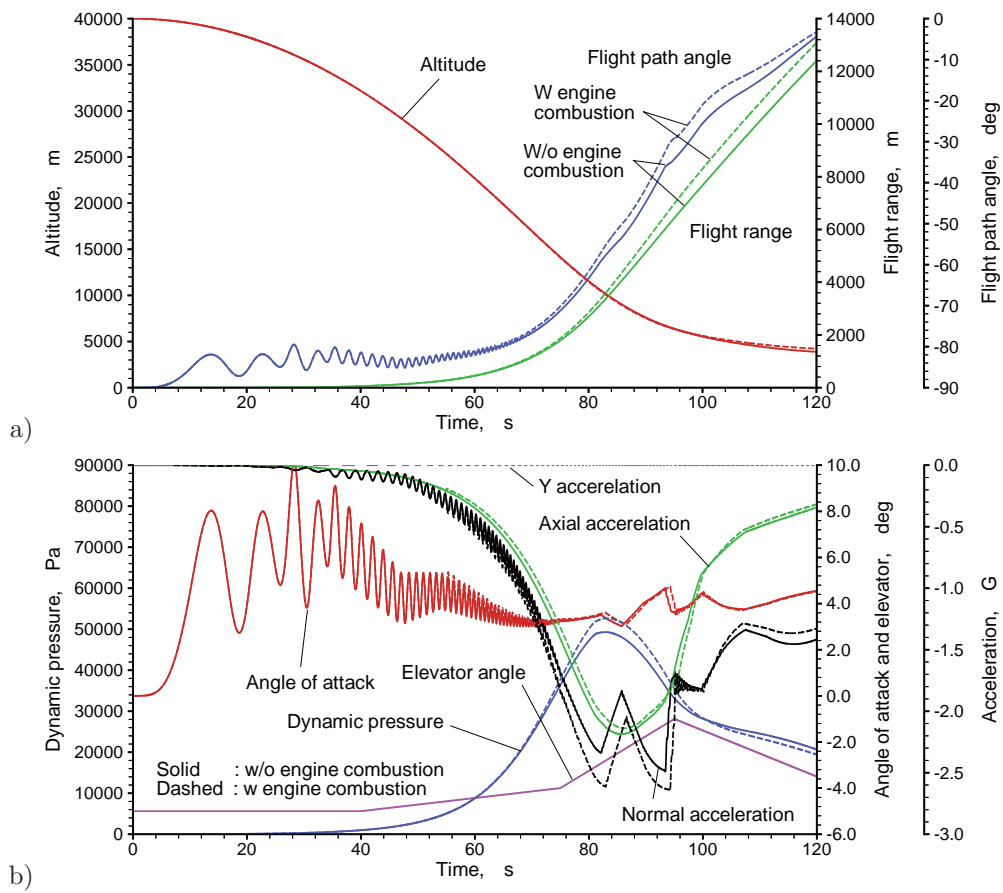


Fig. 5 : Evolution of vehicle motion along a typical flight trajectory. Influence of engine combustion from  $t = 60$  to  $90$  sec on vehicle stability is inspected.

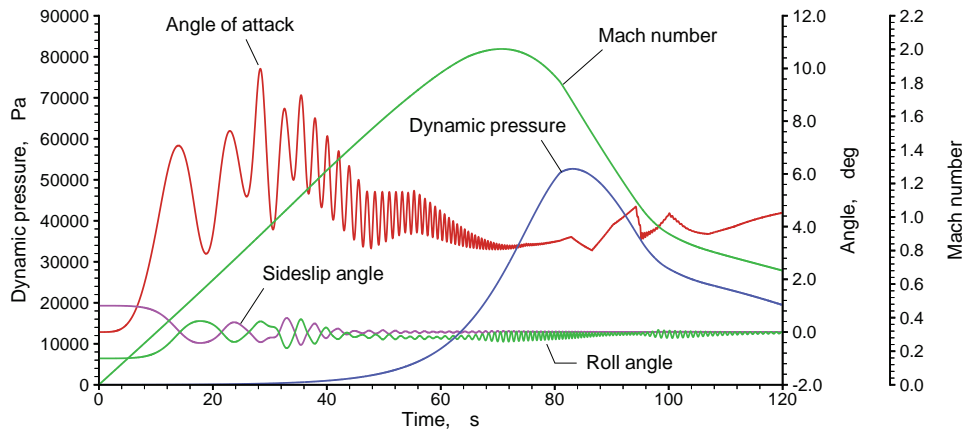


Fig. 6 : Evolution of vehicle motion along a typical flight trajectory. Influence of initial attitude misalignment on vehicle stability is inspected.

謝辞

本研究の一部は文部科学省、日本学術振興会の助成(課題番号 16GS0220)を受けて実施された。ここに謝意を表したい。

参考文献

[1] Fujita, K., Sawai, S., Kobayashi, H., Tsuboi, N.,

Taguchi, H., Kojima, T., Okai, K., and Sato T., *Acta Astronautica*, Vol.59, No.1-5, 2006, pp.263-270.

[2] Sato, T., Taguchi, H., Kobayashi, H., and Kojima, T., *Journal of the British Interplanetary Society*, Vol. 58, No.7/8, 2005, pp.231-240.

[3] Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K., and Fujita, K., AIAA Paper 2005-3419.