

220 小型超音速飛行実験機の概念設計と成立性解析

Conceptual Design and Feasibility Analysis
of a Small-scale Supersonic Flight Experimental Vehicle

○木村 博幸 (室蘭工大院) 正 溝端 一秀 (室蘭工大), 棚次 亘弘 (室蘭工大)

Hiroyuki KIMURA, Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido, 050-8585

Kazuhide MIZOBATA, Muroran Institute of Technology

Nobuhiro TANATSUGU, Muroran Institute of Technology

Key Words: Supersonic Flight Experimental Vehicle, Flight Trajectory Analysis

1. 緒言

次世代型航空宇宙機開発のための基盤技術の蓄積を目的として、室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターを中心として、国内4大学(室蘭工業大学、東京大学、九州大学、大阪府立大学)とJAXA(宇宙航空研究開発機構)の連携による、小型超音速飛行実験機の研究開発が進められている[1]。その一環として本研究では、目標飛行マッハ数を1.4~2.0として、全長3m規模の飛行実験機を概念設計し、その空力特性・重量構成を予備的に推算する。更に、3自由度の飛行経路解析によって、飛行実験の成立性を予測する。

2. 小型ターボジェットエンジンの諸元と性能

小型超音速飛行実験機用として予備的に設計された小型ターボジェットエンジンの外径は220 mm, その遠心式圧縮機のインペラー直径は170 mmである。同エンジンの主な仕様をTable 1に示し、1次元Braytonサイクル解析に基づいて予備的に推算された推力性能と比推力性能をFigure 1に示す[2]。

Table 1. Specifications of the proposed small-scale turbojet engine.

Outer Diameter	0.220 m
Diameter of Air Intake	0.000 - 0.150 m
Diameter of Compressor Inlet	0.070 - 0.170 m
Diameter of Turbine Inlet	0.1215 - 0.160 m
Diameter of Nozzle Exit	0.000 - 0.1405 m
Compressor Efficiency	0.80
Turbine Efficiency	0.87
Compression Ratio	3.806
Air Flow Rate at SLS	3.588 kg/s
Engine Weight	46.1 kg

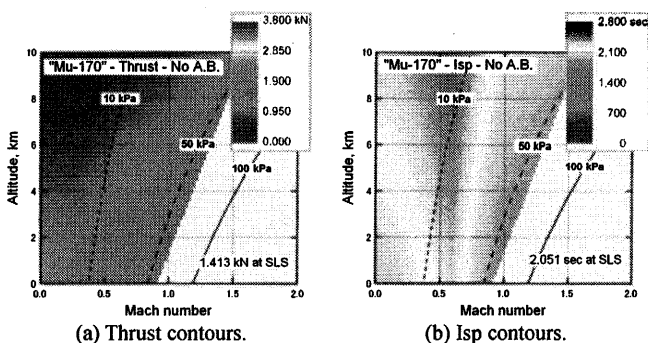


Figure 1. Predicted performance of the proposed small-scale turbojet engine of 220 mm in outer diameter, with no afterburner.

3. 小型超音速飛行実験機の概念設計

3.1. 機体形状と重量構成

本研究で提案する飛行実験機の機体形状をFigure 2に示し、その諸元および統計的手法によって予備的に推算した重量構成をTable 2に示す。上述のターボジェットエンジンと燃料供給系ならびにアピオニクス系は、同機体の胴体内部に搭

載されるものとする。

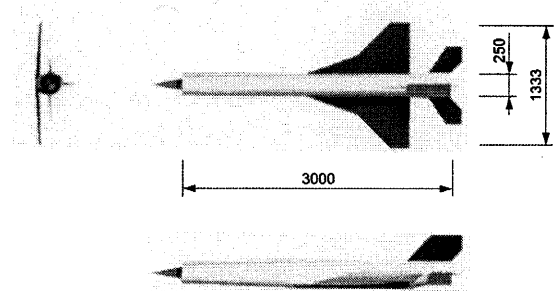


Figure 2. Designed configuration for the proposed supersonic flight experimental vehicle.

Table 2. Dimensions and weights of the proposed vehicle configuration.

Body Diameter	0.25 m
Length	3.00 m
Wing Span	1.33 m
Wing Area	0.778 m ²
Aspect Ratio	1.46
Dry Weight incl. One Engine	226.4 kg
Fuel Weight	45.0 kg
Total Weight	271.4 kg
SRB Weight (to be jettisoned before takeoff)	22.0 kg

3.2. 空力特性の推算

Figure 2の飛行実験機の空力特性は、ニュートン近似法によって得られる極超音速域の空力係数と、DATCOM[3]によって推算される空力係数のマッハ数依存性の組み合わせによって予備的に推算される。得られた空力係数の推算値をFigure 3に示す。

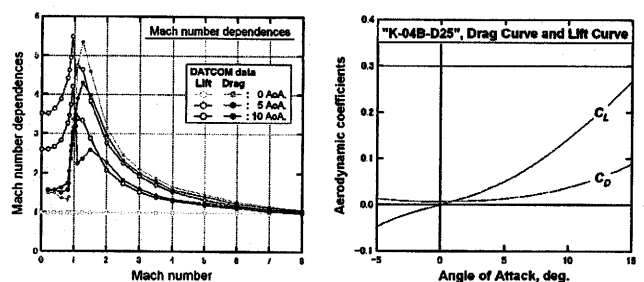


Figure 3. Predicted aerodynamic characteristics for the proposed flight experimental vehicle.

4. 飛行経路解析

4.1. 解析手法

本研究では、Figure 4に示すような地球を中心とした慣性極座標系を想定し、下記の質点(飛行体)の3自由度運動方程式に基づいて飛行経路解析を行う。機体には揚力、抗力、推力および重力が作用するものとし、地球の自転についても

考慮する。下記の連立微分方程式の解法としては、刻み幅自動調整型の6段5次Runge-Kutta-Fehlberg法を用いる。

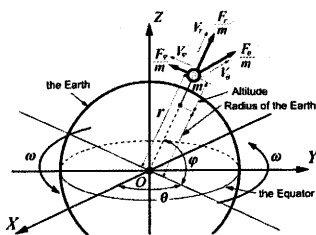


Figure 4. The spherical coordinates for describing the equation of motion.

$$r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi} + r\dot{\theta}^2 \cos\phi \sin\phi = F_\phi / m \quad (1)$$

$$2\dot{r}\dot{\theta} \cos\phi + r\ddot{\theta} \cos\phi - 2r\dot{\theta}\dot{\phi} \sin\phi = F_\theta / m \quad (2)$$

$$\ddot{r} - r\dot{\theta}^2 \cos^2\phi - r\dot{\phi}^2 = F_r / m \quad (3)$$

経路解析における飛行プロファイルとしては、まず実験機はSRBの加速支援によって離陸し、SRB燃え尽き後はターボジェットエンジンで自力加速することによって目標飛行マッハ数 (Mach 1.4) に到達する。その後、射場までの帰還飛行を試みる。射場としては大樹町多目的航空公園を想定する。

4.2. 解析結果

まず、アフターバーナーを使用しない場合において、遷音速を通過する際の高度を3, 4, 5, 6, および7 km に設定して解析した結果、いずれの高度で遷音速を通過しても目標飛行マッハ数 1.4 に到達可能であることが示された。特に燃料消費量は高度 6 km で遷音速を通過した場合に最も少なく、マッハ 1.4 到達時の燃料残量は 17.8 kg となった。しかしこの場合、遷音速通過時の飛行加速度が極めて小さく、マッハ 1.4 に到達するまでに要する飛行時間と飛行距離はそれぞれ 343 sec, 118 km となった。

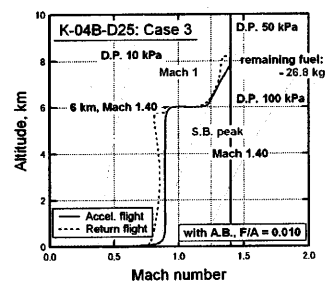
そこで、遷音速から超音速にかけてアフターバーナーを使用する場合について解析を行ったところ、Figure 5 に示すような結果が得られた。この場合のマッハ 1.4 到達時の飛行時間は 194 sec, 燃料残量は 26.8 kg, 飛行距離は 63 km となり、アフターバーナーを使用しない場合に比べ、飛行加速度の増加によって燃料消費量が半減し、飛行時間と飛行距離も大幅に短縮されるということが確認できた。尚、離陸時の滑走距離は 319 m, 必要迎角は 5.0 deg. で、超音速飛行時の迎角は 3 ~ 4 deg. であった。

また、マッハ 1.4 到達後にエンジン推力を 50% に絞り、45 deg. のバンク角で旋回し、その後飛行マッハ数 0.9 で定常水平飛行することによって射場への帰還が可能であるということも示された。帰還時の飛行時間は 605 sec, 飛行距離は 188 km で、燃料残量は 15.5 kg となった。

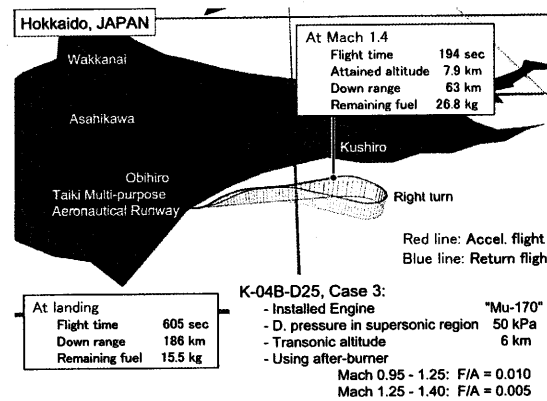
5. 結言

本研究では、全長 3 m 規模の飛行実験機を概念設計し、その空力特性・重量構成を予備的に推算した。3自由度の飛行経路解析を実施した結果、同飛行実験機は目標飛行マッハ数 1.4 を達成する加速飛行性能と、その後射場に到達する帰還飛行性能を有することが確認され、飛行実験の成立可能性が示された。

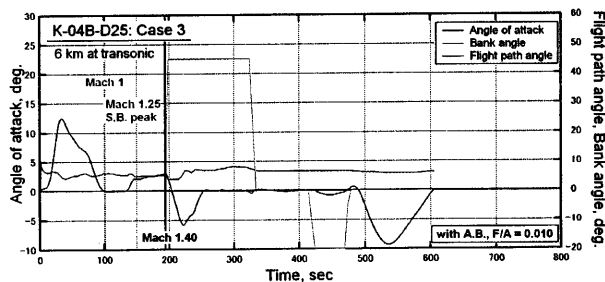
尚、実験機の機体形状案としては、上述の形状に加えて、室蘭工業大学と九州大学の共同設計による可変翼型形状も検討している。風洞試験によって両実験機の空力特性データを取得する予定である。今後は、風試で得られた空力データを基に、より詳細な飛行経路解析と機体形状の改良を進めていく予定である。



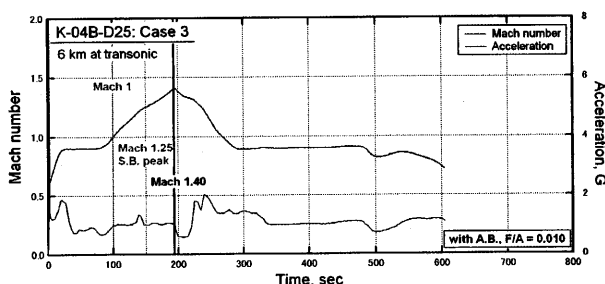
(a) The altitude-flight Mach number map.



(b) A bird's-eye view.



(c) The history of the angles.



(d) The history of the flight Mach number and the acceleration.

Figure 5. A flight trajectory including a return flight for the case with use of the afterburner in a fuel/air ratio of 0.010.

参考文献

[1] K. Mizobata, R. Minato, H. Kimura, H. Sugiyama, N. Tanatsugu, and T. Arai, "Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experimental Vehicle with Air-breathing Propulsion", AIAA-2005-3347, 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, May 16-20, 2005, Capua Italy.
 [2] R. Minato, T. Arai, T. Himeno, H. Kobayashi, K. Mizobata, and N. Tanatsugu, "Off-design Performance of Turbojet Engine for Sub-scale Supersonic Unmanned Plane", AIAA-2005-3415, 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, May 16-20, 2005, Capua Italy.
 [3] USAF Stability and Control DATCOM, McDonnell Douglas Corporation and Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.