



## 小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の成立性解析：研究成果報告

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード: 538 作成者: 木村, 博幸, 溝端, 一秀, 棚次, 亘弘 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008655">http://hdl.handle.net/10258/00008655</a>

## 小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の成立性解析：研究成果報告

著者	木村 博幸, 溝端 一秀, 棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2005
ページ	66-72
発行年	2006-08
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008655">http://hdl.handle.net/10258/00008655</a>

# 小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の成立性解析 - 研究成果報告

○木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)  
 溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)  
 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

## 1. はじめに

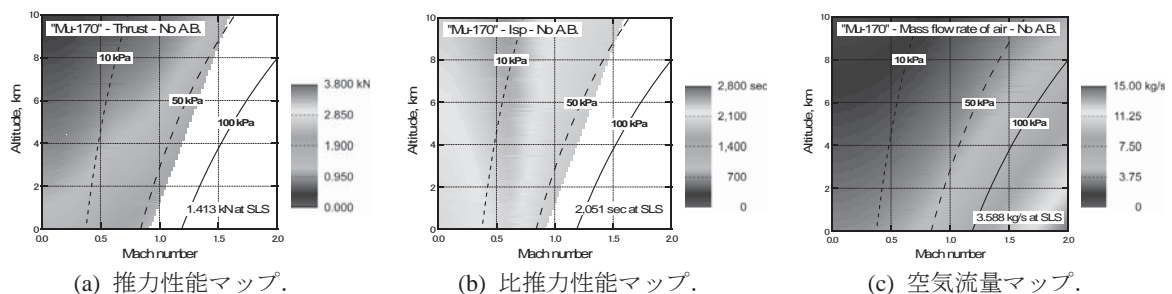
本研究では、航空宇宙機システム研究センターが推し進めている小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクト[1]の一環として、2005年度に提案された2つのタイプのその第1次機体形状案のうち、固定後退角翼式の機体に関する飛行経路解析を実施し、同機を用いた飛行実験の成立性の検討を行った。

## 2. 小型ターボジェットエンジンの諸元と性能

上述の小型超音速無人飛行機に搭載される小型ターボジェットエンジンの外径は220 mm, そのインペラーの直径は170 mmである。このエンジンの設計圧縮比は3.8, 重量推算値は45.3 kgである(表1)。1次元のサイクル解析に基づいて予備的に推算されたその推力性能マップ, 比推力性能マップ, 吸い込み空気流量マップをそれぞれ図1の(a), (b), (c)に示す。地上静止状態における

表1 小型ターボジェットエンジンの仕様.

エンジンの外径	0.220 m
インテークの流路徑	0.000 - 0.150 m
圧縮機入口の流路徑	0.070 - 0.170 m
タービン入口の流路徑	0.1215 - 0.160 m
ノズル出口の流路徑	0.000 - 0.1405 m
圧縮機効率	0.80
タービン効率	0.87
圧縮比	3.806
空気流量(at SLS)	3.588 kg/s
重量	45.3 kg



### Mu-170 turbojet engine

-Compressor: One diagonal.  
 -Compression Ratio: 3.8.  
 -Compressor Efficiency: 0.80.  
 -Turbine Efficiency: 0.87.

-Outer diameter: 220 mm.  
 -Fan diameter: 170 mm.  
 -Estimated weight: 45.3 kg.  
 -Air flow rate at SLS: 3.59 kg/s.

Without afterburner  
 -Thrust at SLS: 140 kgf.  
 -Isp at SLS: 2,051 sec.

With afterburner, F/A = 0.03  
 -Thrust at SLS: 190 kgf.  
 -Isp at SLS: 1,048 sec.

図1 小型ターボジェットエンジンの作動性能.

同エンジンの推力は 140 kgf, 比推力は 2,051 sec である. また, 燃空比 0.03 でアフターバーナーを使用した場合の地上静止状態における推力は 190 kgf, 比推力は 1,048 sec である[2].

### 3. 小型超音速無人飛行機の機体形状と空力特性

解析対象とする小型超音速無人飛行機の機体形状(固定後退角翼式)を図 2 に, その諸元と重量推算値を表 2 に示す. この機体の全長は 3 m, 胴体径は 25 cm, 翼幅は 1.33 m である. 統計的推算式[3]に基づいて得られた離陸重量の推算値は 271.4 kg となった. JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用して得られた同機の極曲線を図 3 に示す. 同図の空力係数は, 供試体模型のエンジン流路が閉塞された状態で得られたものである[4].

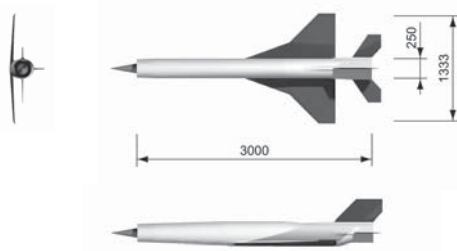
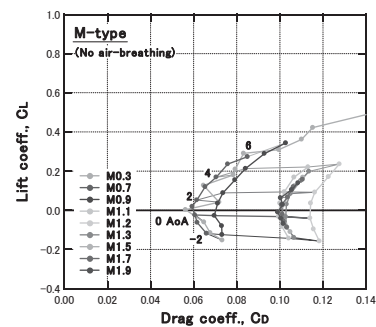


図 2 小型超音速無人機(第 1 次設計案, 固定後退角翼式)の機体形状.

表 2 小型超音速無人飛行機(第 1 次設計案, 固定後退角翼式)の主な諸元と機体重量の推算値

機体の諸元	
全長, m	3.0
胴体径, m	0.25
翼幅, m	1.33
高さ(離着陸装置を除く), m	0.583
空力平均翼弦, m	0.909
空力中心位置(胴体先端基準), %	66.3
翼面積, m <sup>2</sup>	0.972
主翼前縁後退角, deg.	45.70
主翼アスペクト比	1.46
機体重量の推算値	
燃料重量, kg	45.0
乾燥重量, kg	226.4
離陸重量, kg	271.4



M 型機体形状  
 ・主翼前縁後退角 45 deg.(ストレイク部:70 deg.)  
 ・ $Re = 1.2 \sim 3.1 \times 10^7 / m$   
 ・エンジン内部の空気吸い込み模擬:なし

図 3 風洞試験で得られた小型超音速無人飛行機(第 1 次設計案, 固定後退角翼式)の極曲線.

### 4. 解析手法

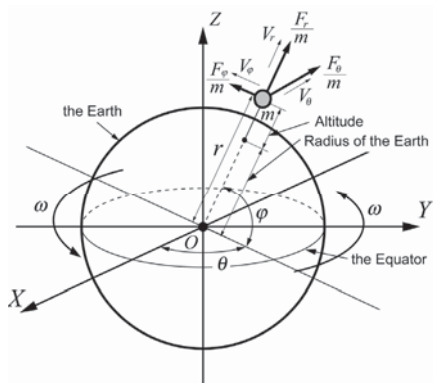
本解析では, 図 5 に示すような地球を中心とする 3 自由度慣性極座標系を想定し, 下記に示す質点(飛行体)の運動方程式に基づいて飛行経路解析を行った. 下式において,  $r$  は地心高度,  $\theta$  は経度,  $\phi$  は緯度,  $m$  は機体の質量,  $F_r/m, F_\theta/m, F_\phi/m$  はそれぞれ高度方向, 経度方向, 緯度方向の加速度,  $\omega$  は地球の自転速度である. 機体には揚力, 抗力, 推力および重力が作用するものとし, 地球の自転についても考慮した. 下記の連立微分方程式の解法としては, 刻み幅自動調整型の 6 段 5 次 Runge-Kutta-Fehlberg 法[5]を用いた.

$$\begin{aligned} \ddot{r} - r\dot{\theta}^2 \cos^2 \varphi - r\dot{\varphi}^2 &= F_r/m, \\ 2\dot{r}\dot{\theta} \cos \varphi + r\ddot{\theta} \cos \varphi - 2r\dot{\theta}\dot{\varphi} \sin \varphi &= F_\theta/m, \\ r\ddot{\varphi} + 2\dot{r}\dot{\varphi} + r\dot{\theta} \cos \varphi \sin \varphi &= F_\varphi/m. \end{aligned}$$

$$\theta = \theta_0 - \omega t$$

経路解析における小型超音速無人飛行機の飛行プロファイルは下記の通りである。同機は、滑走路上で固体ロケットによる加速支援を得て離陸し、その後は搭載されたターボジェットエンジンの推力のみで加速・上昇飛行することによって、目標とする飛行マッハ数 1.4 への到達を目指す。目標飛行マッハ数に到達した後は、減速・旋回することによって、射場までの帰還飛行を試みる。飛行実験の射場としては北海道大樹町の多目的航空公園の滑走路（図 6）を想定する。

ここで、上述の空力係数は、風洞試験において供試体模型のエンジン流路が閉塞された状態で取得されたものであることから[4]、本解析においては、実飛行時の抗力係数の値がエンジン流路閉塞時の 50% まで低減するという仮定を設けた。



O = 地球の中心.  
Z = 地球の自転軸.  
r = 地心高度.  
θ = 経度.  
φ = 緯度.

ω = 地球の自転速度.  
m = 機体の質量.  
F<sub>r</sub>/m = r 方向の機体の加速度.  
F<sub>θ</sub>/m = θ 方向の機体の加速度.  
F<sub>φ</sub>/m = φ 方向の機体の加速度.



経度 : 143.43 degE  
緯度 : 42.48 degN  
標高 : 15.24 m

図 4 飛行経路解析で想定した 3 自由度慣性極座標系. 図 5 飛行実験の射場として想定した北海道大樹町多目的航空公園の滑走路.

## 5. 解析結果

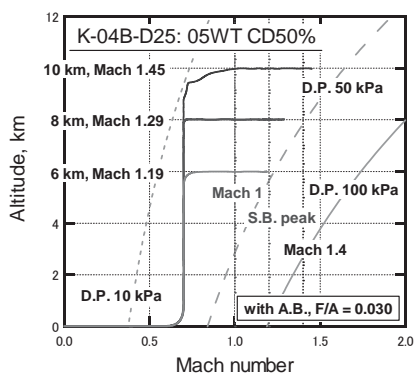
### 5.1. 解析結果 1: 加速飛行ミッション(アフターバーナーを使用した場合)

経路解析の結果、遷音速域から超音速域にかけてアフターバーナー（燃空比 0.03）を使用し、高度 10 km で遷音速を通過した場合に、目標とする飛行マッハ数 1.4 に到達し得ることが予測された（表 2, 図 6 (a)). このときの飛行経路の鳥瞰図と、飛行マッハ数, 飛行動圧, 機体の姿勢角, 機体に作用する空気力等の時間的推移を図 6 にまとめる. Mach 1.4 到達時の飛行時間は 600 秒, 飛行距離は 159 km, 燃料残量は 3.5 kg で, 超音速飛行時の迎角はおよそ 2 deg.であった[4].

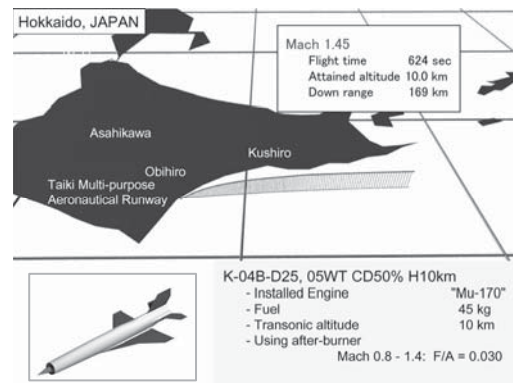
### 5.2. 解析結果 2: 加速・帰還飛行ミッション(アフターバーナーを使用)

上述の加速飛行条件の下で、Mach 1.4 に到達した直後に射場への帰還を試みた場合の鳥瞰図と解析結果を図7に示す。Mach 1.4 到達後、バンク角 45 deg. で右旋回をして射場への帰還を目指したが、旋回後すぐに燃料が尽きたために射場への帰還は困難であるという結果が得られた。このような帰還飛行ミッションを達成するためには、加速飛行時の燃料消費量を軽減するために、機体抗力を大幅に低減する（加速飛行時の加速性能を高める）などの対策が必要となる。

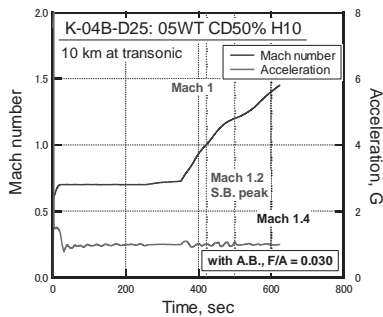
更に、上述の飛行条件の下で、機体の構造重量の一部を搭載燃料の重量に置き換えることを想定して解析した結果を図8に示す。その結果、機体の構造重量のうち 18 kg を搭載燃料重量に置き換えた場合に帰還飛行ミッションを達成し得ることが予測された。この場合の帰還時の飛行時間は 1,506 秒、飛行距離は 364 km であった[4]。



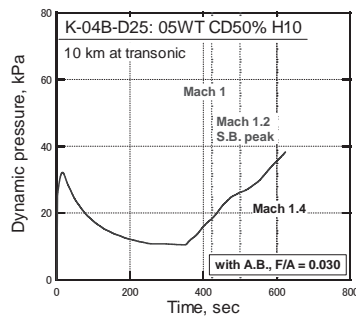
(a) 高度-マッハ数平面上における解析経路。



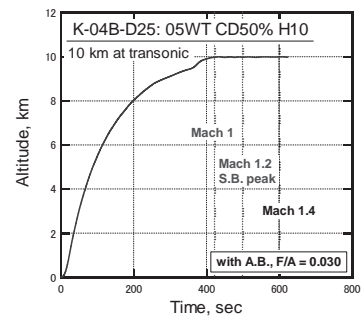
(b) 解析経路の鳥瞰図。



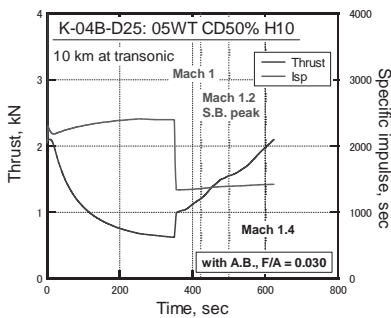
(c) 飛行マッハ数と飛行加速度の推移。



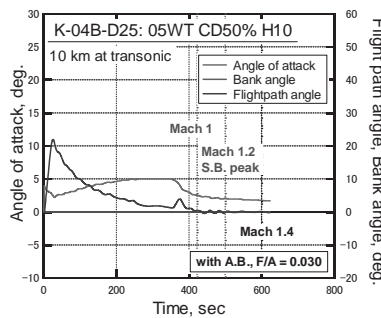
(d) 飛行動圧の推移。



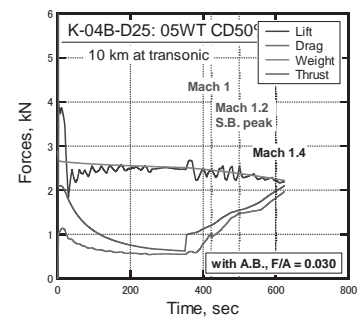
(e) 飛行高度の推移。



(f) 推力と比推力の推移。



(g) 機体の姿勢角の推移。



(h) 機体に作用する力の推移。

図6 固定後退角翼式小型超音速無人飛行機に関する飛行経路解析結果（加速飛行ミッションのみ）；アフターバーナー（燃空比 0.03）を使用。

表3 解析条件と解析結果.

抗力係数の補正率 <sup>*)</sup> , %	50	50	50	50
ミッション形態	加速飛行	加速飛行	加速飛行	加速・帰還飛行
遷音速通過高度, km	6.0	8.0	10.0	10.0
アフターバーナー(燃空比)	on (0.03)	on (0.03)	on (0.03)	on (0.03)
乾燥重量, kg	226.4	226.4	226.4	208.4
搭載燃料重量, kg	45.0	45.0	45.0	63.0
離陸重量, kg	271.4	271.4	271.4	271.4
飛行時間, sec	333	474	624 (600)	1506
到達飛行マッハ数	1.19	1.29	1.45 (1.40)	1.40
最大飛行動圧, kPa	47.1	41.1	38.3	38.3
飛行距離, km	100	134	169 (159)	364
到達高度, km	6.0	8.0	10.0 (10.0)	10.0
Mach 1.4 到達時の燃料残量, kg	-	-	3.5	21.5
離陸滑走距離, km	0.136	0.136	0.136	0.136
離陸時の必要迎角, deg.	0.136	0.136	0.136	0.136

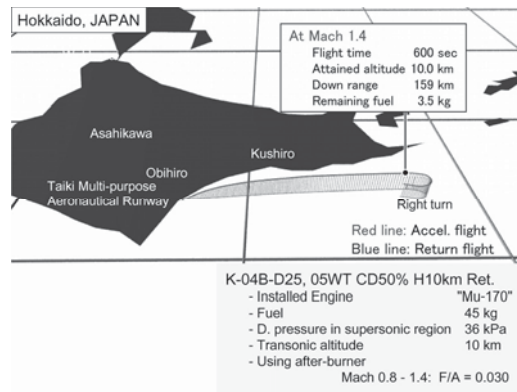
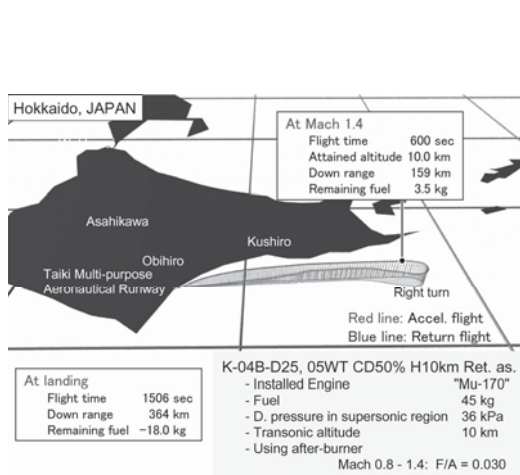
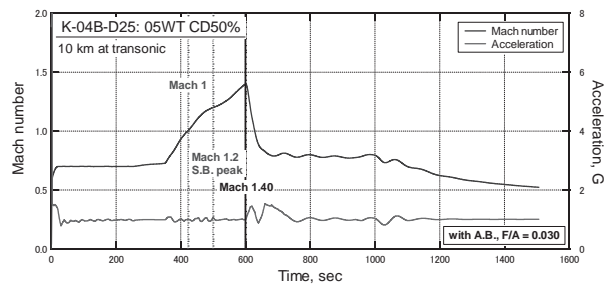


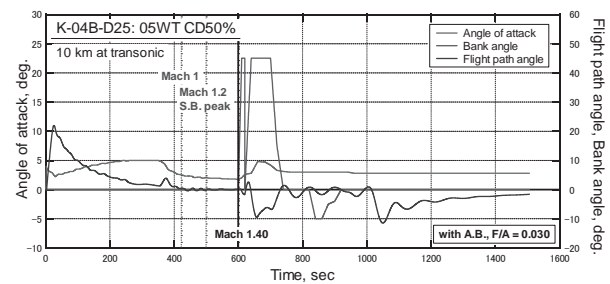
図7 固定後退角翼式小型超音速無人飛行機に関する飛行経路解析結果(加速飛行ミッション+帰還飛行ミッション);アフターバーナー(燃空比0.03)を使用.



(a) 飛行経路の鳥瞰図.



(b) 飛行マッハ数と飛行加速度の推移.



(c) 機体の姿勢角の推移.

図8 固定後退角翼式小型超音速無人飛行機に関する飛行経路解析結果(加速飛行ミッション+帰還飛行ミッション);アフターバーナー(燃空比0.03)を使用;機体構造重量のうち,18kgを搭載燃料に置き換えた場合.

## 6. まとめ

本研究では、2005年度に提案された固定後退角翼式の小型超音速無人飛行機に関して、予備的に推算された小型ターボジェットエンジンの推力と比推力の性能データおよび風洞試験によって得られた空力特性データに基づく飛行経路解析を実施し、同機体を用いた飛行実験の成立性の検討を行った。その結果、今回想定した固定後退角翼式の機体は、辛うじて目標飛行マッハ数 1.4 に到達し得る加速飛行性能を有するものの、そのままの仕様ではその後の射場への帰還飛行ミッションの達成は困難であることが予測された。これらの検討結果より、小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の実現性を高めるためには、飛行中の燃料消費量を軽減するために、飛行時（特に遷・超音速域）の抗力を大幅に低減させるような対策を講じることが望まれる。

## 参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, The 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] R. Minato, I. Tokura, N. Tanatsugu, T. Himeno, T. Kojima, H. Kobayashi, “Preliminary Design of a Small-scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experiment Vehicle”, The 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2006-g-22, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [3] Daniel P. Raymer, “Aircraft Design: A Conceptual Approach, Third Edition”, AIAA Education Series, pp. 467-480, 1999.
- [4] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [5] 渡部力, 名取亮, 小国力監修, “FORTRAN77 による数値計算ソフトウェア”, 丸善, 1989.

## 本研究に関する発表論文等

- [1] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生茂, 谷泰寛, 新井隆景, “大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 3E05, 広島, 2005 年 11 月.
- [2] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, “小型超音速無人飛行機の飛行経路解析”, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 3E08, 広島, 2005 年 11 月.
- [3] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生茂, 谷泰寛, 新井隆景, “大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [4] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 入門朋子, 本郷素行, “小型超音速無人飛行機の機体空力設計, 風洞試験, および飛行性能解析”, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [5] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [6] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [7] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, H. Sugiyama, T. Saito, I. Tokura, S. Komazaki, T. Himeno, H.

Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, "Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities", 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.