

舵面とエンジンを有する小型超音速飛行実験機の空力特性の計測（JAXA宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備を利用した風洞試験）：研究成果報告

著者	溝端 一秀, 吹場 活佳, 棚次 亘弘, 笹山 容資, 桑田 耕明, 飯村 拓哉, 渡辺 侑也, 坪井 伸幸
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	2008
ページ	20-22
発行年	2009-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008719

舵面とエンジンを有する小型超音速飛行実験機の空力特性の計測（JAXA宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備を利用した風洞試験）：研究成果報告

著者	溝端 一秀，吹場 活佳，棚次 亘弘，笹山 容資，桑田 耕明，飯村 拓哉，渡辺 侑也，坪井 伸幸
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	2008
ページ	20-22
発行年	2009-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008719

研究成果報告 一舵面とエンジンを有する小型超音速飛行実験機の空力特性の計測 (JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備を利用した風洞試験)

- 溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
- 吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
- 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)
- 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻)
- 飯村 拓哉(航空宇宙システム工学専攻)
- 渡辺 侑也(航空宇宙システム工学専攻)
- 坪井 伸幸(JAXA/ISAS 准教授)

大陸間の高速航空輸送および地球軌道への再使用宇宙輸送を革新することを目指して、室蘭工業大学を中心として関連する基盤技術の研究を進めている。研究された基盤技術を、小規模ながらも機体システムやエンジンシステムに搭載して、高速飛行環境においてその機能・性能を実証する計画である。このためのフライングテストベッドとして、全長 3 m、全幅 1.6m 程度の小型超音速飛行実験機（無人飛行機）の設計を進めている。この超音速有翼機の飛行プロファイルとしては、ランディングギアを用いた滑走・離陸、加速上昇、超音速巡航、亜音速旋回、帰還飛行、および進入・着陸を想定している。

これまでの研究では、この飛行プロファイルを達成するために様々な機体形状の候補を考案し、その空力性能を風試によって評価してきた。その結果、超音速飛行可能な機体形状として Table 1 および Fig.2 に示された「M2006 形状」を提案した。その設計マッハ数は 2.0 である。これを当面のベースライン形状としており、風洞試験による基礎空力特性データ（揚力係数、抗力係数、およびピッチングモーメント係数）に基づいて、推力余裕の解析に基づく加速性能の予測、および昇降舵によるピッチング(縦)の静安定を維持した飛行および離着陸の性能評価が実施された。

本年度は、空力および飛行性能に関して残されている評価項目の内、ローリング(横)とヨーイング(方向)の静安定性と制御性を取り扱った。そのために風試模型にエルロン(補助翼)とラダー(方向舵)を設置し、風洞試験を実施した。

エルロンによるローリング運動性能の基準としては「翼端が描く螺旋角のタンジェント $pb/2V$ 」を適用した。パイロットにとっては、この値が一定であれば飛行速度によらず同じ運動性能を持つように感じられる。有人亜音速機では、最大舵角で螺旋角のタンジェントが 0.09 以上であれば旋回性能が良好であるとされる。本研究では、全速度領域で十分な操縦性を確保できるように、舵角 10deg のときに螺旋角のタンジェントが 0.09 になるようにエルロンの形状・寸法を設計した。ラダーの設計基準としては単位舵角あたりに生じるヨーイングモーメント係数 $C_{n_{\delta r}}$ を用いた。一般的な航空機では、 $C_{n_{\delta r}} = -0.001$ であれば良いとされており、本研究でもこの値を得ようラダーの形状・寸法を設定した。舵面を設置した M2006 の三面図を Fig.1 に示す。

次に風洞試験の結果を示す。まず、Fig.2 に横滑り角 β に対するローリングモーメント係数 C_l の値を示す。Mach0.3~2.0 においてすべて右下がりとなっており、本無人超音速有翼機は、そ

の全飛行速度領域においてローリングの静安定が確保されるものと判定される。Fig.3 に偏揺れ角 ϕ に対するヨーイングモーメント係数 C_n の値を示す。Mach0.3~2.0 においてすべて右下がりとなっており、本無人超音速有翼機は、その全飛行速度領域においてヨーイングの静安定が確保されるものと判定される。

操舵による機体姿勢の制御性については、動圧の低い亜音速条件で評価することが必要であるため、マッハ 0.7 での試験結果を示す。Fig.4 に、翼端の描く螺旋角のタンジェント $pb/2V$ の値を示す。図中のエラーバーの幅は、計測値の標準偏差の 3 倍である。舵角 10deg では螺旋角のタンジェントは 0.07~0.08 程度であり、設計基準 0.09 の 80~90% の値になっている。このことから、エルロン舵角 10deg によって、一般的な航空機として概ね良好なローリング操縦性が得られることが解る。Fig.5 にラダーの舵角変化に対するヨーイングモーメント係数の変化の様子を示す。横軸は偏揺れ角 ϕ 、縦軸はヨーイングモーメント係数 C_n である。図中のエラーバーの幅は計測値の標準偏差の 3 倍である。舵角 10deg, 20deg では、トリム位置すなわちヨーイングモーメント係数がゼロになる偏揺れ角はそれぞれ約 -8deg, -16deg となる。機体の左右対称性を考慮すると、舵角 ± 10 deg, ± 20 deg ではそれぞれトリム位置は偏揺れ角 ± 8 deg, ± 16 deg であることが推定できる。

以上の通り、本研究では、本超音速有翼機体にローリングとヨーイングの静安定が確保されること、設計したエルロンおよびラダーによって十分な姿勢制御性が得られることが明らかとなった。今後はこの評価を元にして旋回性能や片肺時の姿勢制御性、等を検討する予定である。

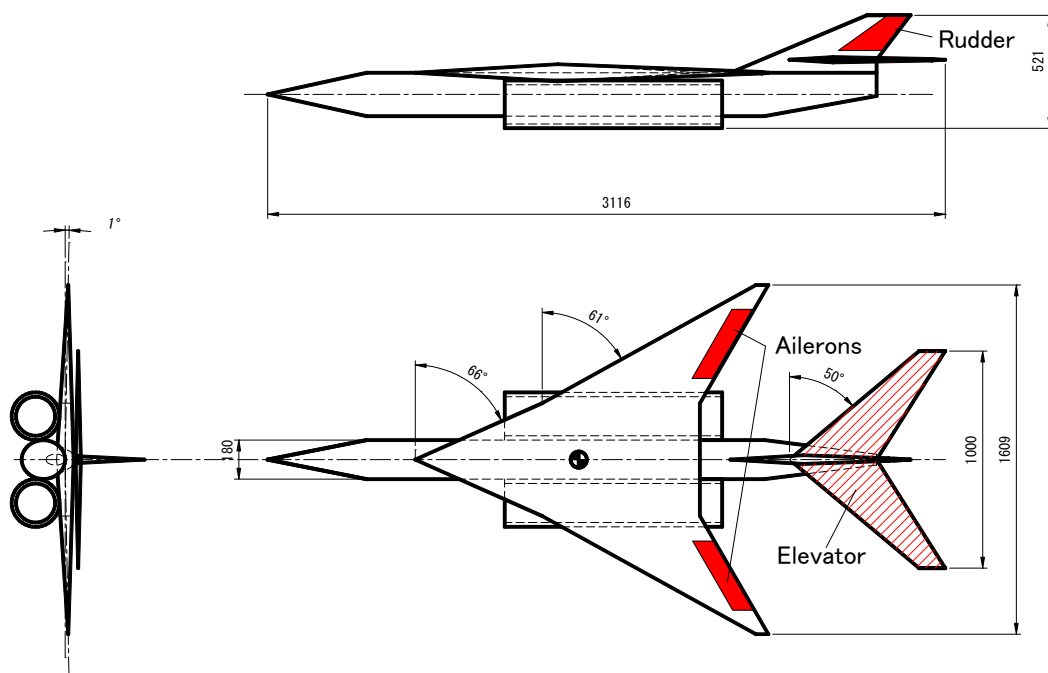


Fig. 1. Ailerons and a rudder on the M2006 configuration.

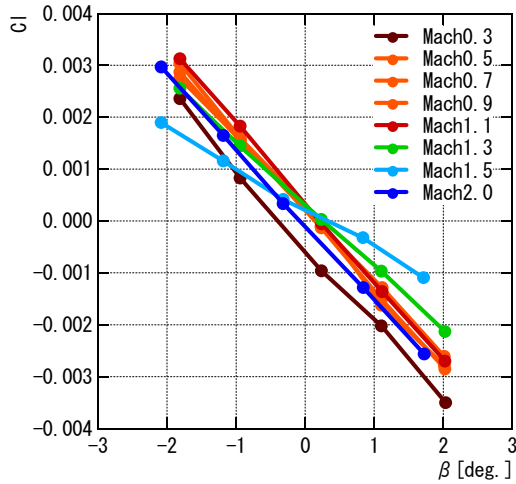


Fig. 2. Rolling moment coefficient.

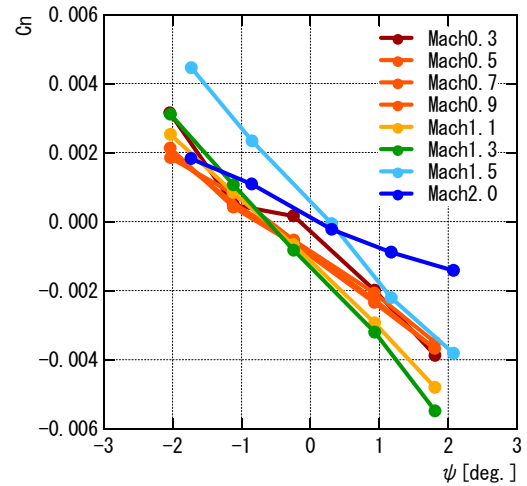


Fig. 3. Yawing moment coefficient.

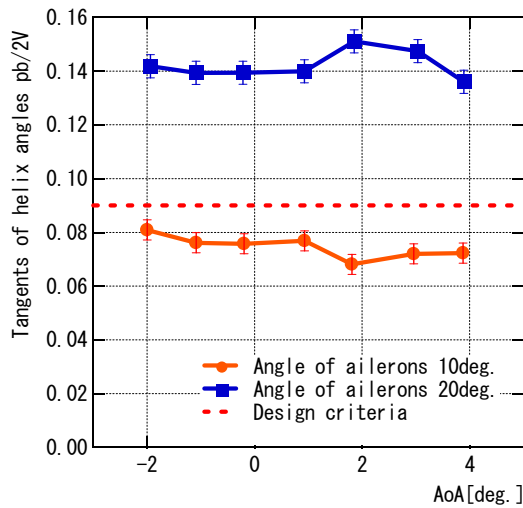


Fig. 4. Tangent of the helix angle at Mach 0.7.

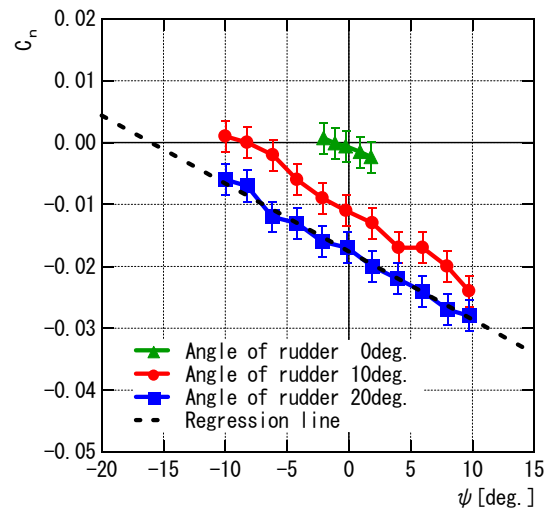


Fig. 5. Yawing moment coefficient at Mach 0.7.

参考文献

- (1) 桑田耕明, 笹山容資, 飯村拓哉, 渡辺侑也, 棚次亘弘, 溝端一秀, 吹場活桂 (室蘭工大), 坪井伸幸 (JAXA/ISAS), 「小型無人超音速有翼機の横および方向の姿勢安定と操縦性に関する風洞試験」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009.
- (2) 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘 (室蘭工大), FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と予備的な亜音速機の試作, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009.
- (3) 工藤麻耶, 「小型無人超音速有翼機の昇降舵による安定性に関する研究」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2008 年 1 月.
- (4) C. D. Perking and R. E. Hage, Airplane Performance Stability and Control, John Wiley & Sons, 1949.