



小型無人超音速機の空力特性に関する研究： 研究成果報告

メタデータ	言語: jpn 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 (Ja): キーワード (En): 作成者: 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 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008720

小型無人超音速機の空力特性に関する研究：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
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	17-19
発行年	2009-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008720

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)

1. 緒言

室蘭工業大学では大気中を高速度で飛行する為の革新的な基盤技術を創出することを目指して研究が進められており、研究された基盤技術は小型無人超音速有翼機に搭載されて飛行実証される計画である。この小型無人超音速有翼機には、滑走路からの離陸、加速上昇、超音速巡航飛行、亜音速旋回飛行、および帰還飛行という飛行プロファイルが想定されている。

これまでの研究では、この飛行プロファイルを達成する為、様々な機体形状を提案し評価してきた。その結果、超音速飛行可能と予測される機体形状として M2006 形状が提案された。この形状は、設計マッハ数を 2.0 とし、超音速飛行を重視した設計となっている。

M2006 形状をベースライン形状として、昨年度まで、基礎空力特性データの取得による全飛行プロファイルでの揚力、推力並びに縦の静安定を評価した。また、昇降舵を設置することにより縦の静安定を維持した亜音速飛行、遷音速飛行、超音速巡航飛行、離着陸飛行の可能性を評価した⁽¹⁾。しかし、上記飛行プロファイルのうち、帰還飛行のため重要な亜音速旋回性能については未だ評価されていなかった。

そこで本年度は、全飛行プロファイルにおいて安定して飛行する為のローリングとヨーイングの静安定性、ならびに亜音速旋回性能の評価を行う為、補助翼と方向舵を設置し、ローリングとヨーイングの操縦性評価のための風洞試験を実施した。

2. 舵面の設計

2.1 補助翼

補助翼とは、一般的に主翼後縁部分にある空力舵面であり、機体のローリング制御に使用される。左右の舵面に逆位相の舵角を付けることによってローリングモーメントを発生させる。補助翼は、主に亜音速域での旋回のために用いられ、遷・超音速では機体姿勢の細かい調整に用いられるものと考えて、亜音速性能を重視した設計を行う。

一般的な航空機では、補助翼の最大舵角は 30deg.以下とされている⁽¹⁾。これは舵角の大きさとヨーイングモーメントの大きさがほぼ線形となる舵角の範囲であり、この範囲では大きな剥離は発生しないと考えられる。従って、動圧が小さく大きな舵角が必要と考えられる亜音速域では、剥離しない領域に余裕を見て補助翼の最大舵角を 20deg.と設定する。遷・超音速域では、姿勢調整

のみに補助翼を使用すると想定していること、並びに動圧が高いことから小さい舵角でも十分と予測されるので、最大舵角を 10deg. と設定する。

補助翼を設計する際の基準として、翼端が描く螺旋角のタンジェント($pb/2V$)を適用する。一般的に有人亜音速機では、最大舵角で螺旋角のタンジェントが 0.09 以上になるときに旋回性能が良好であるとされている⁽²⁾。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、最大舵角を遷・超音速領域での最大舵角 10deg. と考え、このとき螺旋角のタンジェントが 0.09 になるように補助翼を設計した。

2.2 方向舵

方向舵とは、一般的に垂直尾翼の後縁部分にある空力舵面であり、ヨーイング方向の姿勢制御を担う。方向舵も補助翼と同様の使用を想定しているため、亜音速域性能を重視して設計する。また補助翼同様、亜音速域では最大舵角を 20deg.、遷・超音速域では最大舵角を 10deg. とする。

3. 試験結果

3.1 ローリング静安定

Fig.1 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。Mach 0.3~2.0 においてすべて右下がりとなっており、ローリングの静安定が確保されていることが分かる。従って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ことが判明した。

3.2 ヨーイング静安定

Fig.2 に偏揺れ角 ψ に対するヨーイングモーメント係数 C_n の値を示す。Mach 0.3~2.0 においてすべてローリングモーメント曲線の傾きが負となっており静安定が確保されていることが分かる。これより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ていることが判明した。

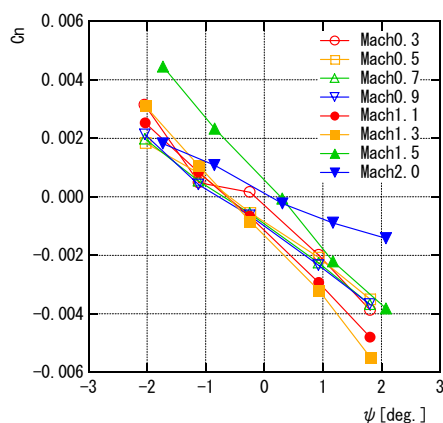


Fig.1. Yawing moment curve.

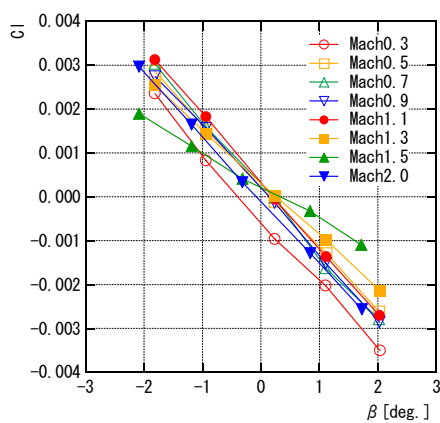


Fig.2. Rolling moment curve.

3.3 ローリング操縦性

Fig.3 は、迎角 AoA に対する螺旋角のタンジェント $pb/2V$ の値を示す。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%の値になることが解る．機体の左右対称性から舵角-10deg.にしても同様の値が得られると考えられる．このことから補助翼の舵角 10deg.において，概ね良好なローリング操縦性が獲得されるものと判断される．

3.4 ヨーイング操縦性

Fig.4 に方向舵の舵角変化に対するヨーイングモーメント係数の値を示す．横軸に偏揺れ角 ϕ ，縦軸にヨーイングモーメント係数 C_n を示している．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.である．機体の左右対称性を考慮すると，舵角 $\pm 10deg.$, $\pm 20deg.$ ではそれぞれトリム位置は偏揺れ角 $\pm 8deg.$, $\pm 16deg.$ であると予測できる．

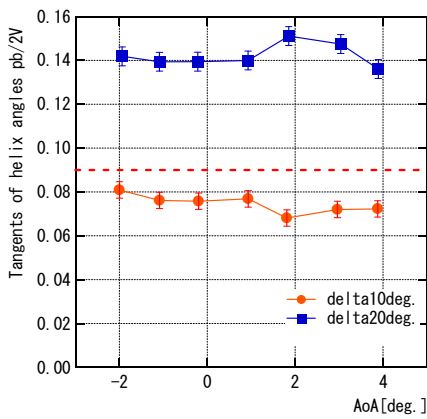


Fig.3. Tangents of helix angles pb/2V vs. angle of attack at Mach 0.7.

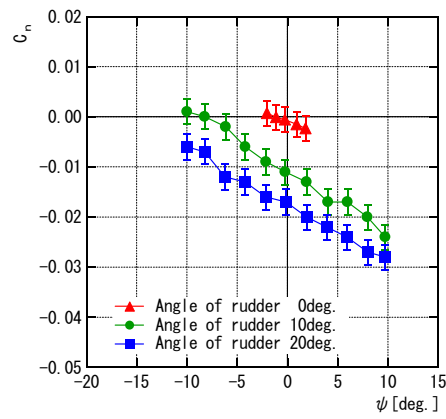


Fig.4. Yawing moment curve at Mach 0.7.

4. 結言

本研究では，M2006 形状のローリング並びにヨーイングの静安定と操縦性の評価を目的として，風洞試験を行った．その結果，以下のことが明らかになった．

- 1) 全飛行速度領域においてローリングおよびヨーイングの静安定が確保されている．
- 2) ローリングの操縦性は，亜音速領域では既存の航空機において良好とされている性能の 80~90%程度は確保できると考えられる．
- 3) 舵角 $\pm 20deg.$ までの操舵によってトリムの取れる偏揺れ角は，約 $\pm 16deg.$ である．

今後は，今回の風洞試験によって得られた舵面性能の評価結果をもとにして，旋回性能を評価する予定である．

参考文献

- (1) 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」，JAXA/ISAS 宇宙輸送シンポジウム，2008．
- (2) Courtland D. Perking and Robert E. Hage, AIRPLANE PERFORMANCE AND CONTROL, 1949.