

室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の操舵空力特性

Control Surface Characteristics of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicles (OWASHI) of Muroran-IT

○鈴木祥弘^{*1}, 大石栄^{*1}, 上村隆太^{*2}, 塩田光平^{*2}, 行澤陽^{*2}, 溝端一秀^{*3}, 棚次亘弘^{*3}, 新井隆景^{*4}

Yoshihiro Suzuki, Sakae Oishi, Ryuta Uemura, Kohei Shioda, Yo Namesawa,
Kazuhide Mizobata, Nobuhiro Tanatugu, and Takakage Arai

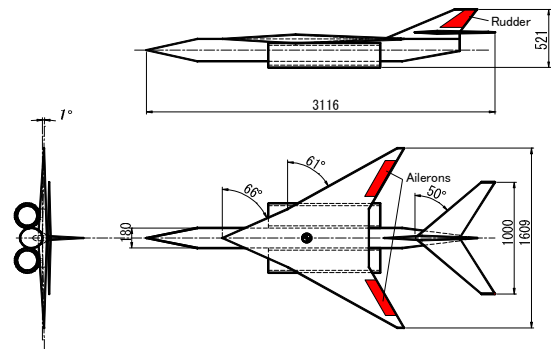
1. はじめに

近年、次世代型の超音速・極超音速輸送機や完全再使用型宇宙輸送機の開発気運が世界的に高まってきた。本学の航空宇宙機システム研究センターでは、それらを実現するために必須の共通技術である大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進しており、地上で研究された基盤技術を小規模ながらも実際の高速飛行環境で飛行実証するための飛行実験機（愛称「オオワシ」）の研究開発を並行して進めている。これまで、クランクトアロー翼を有し反転軸流ファン式ターボジェットエンジン 2 基を搭載する空力形状 M2006 が提案され、これを一部修正した空力形状 M2006prototype を有するプロトタイプ機体（オオワシ 1 号機）が 2009 年度に設計・製作された。2010 年度夏期および 2011 年度夏期にはこのプロトタイプ機体を用いた低速飛行試験が白老滑空場で実施された。さらに、超音速飛行に一層適した ATR-GG エンジンを一基搭載しマッハ 2 程度の超音速飛行までの一連の飛行が可能な第二世代超音速実験機（オオワシ 2 号機）の設計が進められており、その空力形状 M2011 が提案されている。これらの空力形状を Fig.1 および Fig.2 に示す。

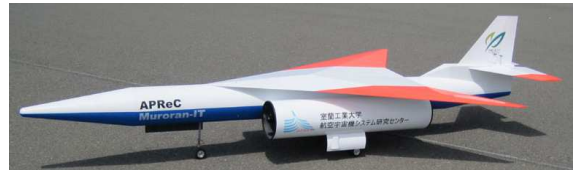
M2006prototype と M2011 では主翼の形状および主翼・尾翼の位置関係は相似であるため、機体としての空力特性は概ね同等である。これらの空力形状について、これまでの風試によって亜音速～超音速域で縦の空力について概ね良好な特性が確認されている。一例としてピッチングモーメント特性を Fig. 3 に示す。一方、各舵面に舵角を与えた場合の空力は十分には評価できていない。特に M2011 に関しては横方向の空力について亜音速域・大迎角条件において、上反角効果、アドバースヨー、および風見安定の複合効果によってロール制御性能が損なわれる可能性があり、これを低減するための方策としてラダー操舵の効果を検証する必要がある。

そこで本研究は、小型超音速実験機の空力形状

M2006prototype および M2011 について、舵面に舵角を与えた場合の空力特性を風洞試験によって評価する。M2011 形状に重点を置きつつ、両形状の比較をふまえて操舵空力特性を検証する。



(a) M2006.



(b) M2006prototype (OWASHI the 1st).

Fig. 1 The overview of the configurations M2006 and M2006prototype.

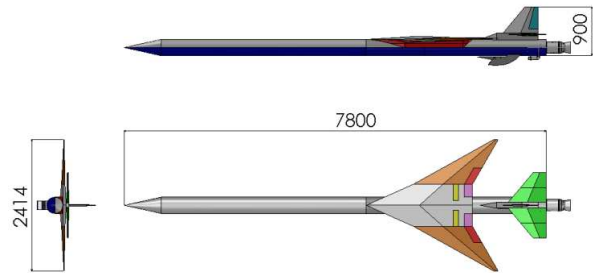


Fig. 2 The overview of the configuration M2011.

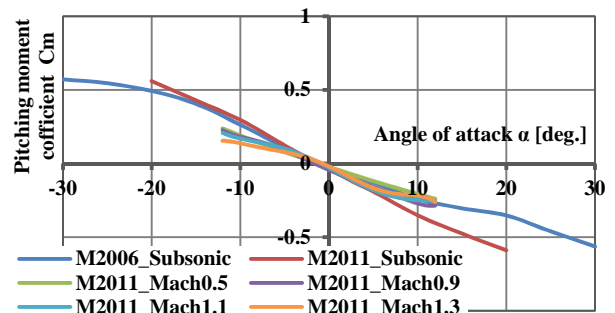


Fig. 3 Longitudinal stability of the configurations M2006prototype and M2011.

*1: 室蘭工業大学大学院生 (Graduate students of Muroran-IT)

*2: 室蘭工業大学学部生 (Undergraduate students of Muroran-IT)

*3: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター (Aerospace Plane Research Center, Muroran-IT)

*4: 大阪府立大学 (Osaka Prefecture University)

2. オオワシが有する蛇面

それぞれの空力形状が有する蛇面を Fig. 4 及び Table. 1 に示す。

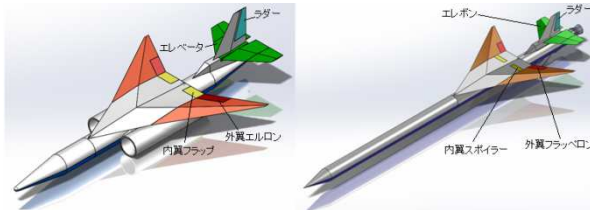


Fig. 4 Control surfaces of the configurations M2006-prototype and M2011.

Table. 1 Control surfaces of the configurations M2006-prototype and M2011.

	M2006prototype	M2011
Roll Cotrol	Aileron	Flaperon, Spoiler
Pitch Control	Elevator	Elevon
Yaw Control	Rudder	Rudder
High Lift Device	Flap	Flaperon
Air Brake		Spoiler

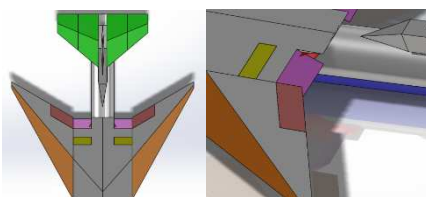
両形状の舵面の主要な相異を以下に述べる。

2.1. 内翼フラップの廃止と外翼フラップペロンの追加

空力形状 M2011 においては、胴体と主翼の間の結合部強化と Area rule に基づく抗力低減のために Fig.5a のような翼胴フィレットの搭載が予定されている。M2006-prototype に採用された内翼フラップでは、この翼胴フィレットと Fig.5b のように空間的に干渉する可能性があるため、M2011 では内翼フラップを廃し、代わりに高揚力装置としてエルロンにフラップ機能を追加した外翼フラップペロンを採用する。



(a) Wing-Body fillet



(b) Interference between inboard flaps and wing-body fillet.

Fig. 5 Wing-body fillet.

2.2. 内翼面スポイラーの追加

フラップペロンをフラップモードで作動させている場合、さらにエルロンとしての操舵を行うのは、機構上の舵角の限界がある。そこで、ロール制御の補助として内翼面スポイラーを新たに採用する。これは、主翼片翼のスポイラーを立ち上げることによってその片翼の揚力を減じ、ローリングモーメントを発生させるものである。同時にその片翼の抗力を増すため、アドバースヨーの抑制が期待される。また、両翼のスポイラーを立てることによってエアブレーキとして用いることも可能である。

3. 風洞試験

3.1 風洞試験装置

風洞試験装置として、JAXA/ISAS の吹出し式遷音速風洞 (Fig.6a) 並びに大阪府立大の回流式亜音速風洞 (Fig.6b) を用いる。通風条件は、遷音速風洞でマッハ数 0.5~1.3, 迎角範囲 $\pm 12^\circ$, 亜音速風洞で流速約 30m/sec, 迎角範囲 $\pm 20^\circ$ ないしは $\pm 30^\circ$ である。空力測定には 6 分力内挿天秤を用いる。



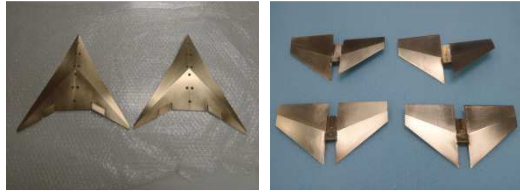
(a) Transonic wind tunnel. (b) Subsonic wind tunnel.

Fig. 6 Apparatus for wind tunnel tests.

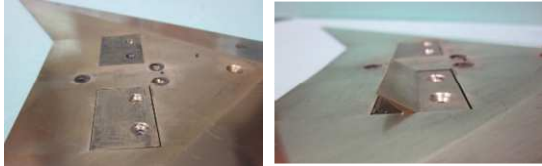
3.2 風洞試験模型

M2006prototype と M2011 形状は、主翼及び尾翼の形状並びに位置関係、および主翼幅と胴体径の関係はは相似である。従って、風試模型のうち主翼部品、尾翼部品、および中胴・後胴部品については共用できる。M2006prototype と M2011 の寸法比が 1.5 倍であることから、風試模型の縮小比は M2006prototype に対して 7/40 倍、M2011 に対して 7/60 倍としている。

舵面については、Fig.7a のようにエルロン付き主翼部品およびエレベータ・エレボン部品を、Fig.7b のようにスポイラーマウント付き主翼部品とスポイラー部品を製作した。ここには写真を掲載していないが、フラップペロン付き主翼部品も製作した。



(a) Main wings with ailerons and horizontal stabilizers with elevators and elevons.



(b) Main wings with spoilers.

Fig. 7 Appearance of the fabricated wind-tunnel model parts.

4. 試験結果と考察

天秤計測上の空力モーメントの回転中心は天秤中心であるが、機体重心周りに換算して空力モーメントを評価する。M2011 形状実機の重心位置は構造設計・機装計画に依存してやや流動的であるため、ここでは、M2006prototype と共通で、重心位置を平均空力翼弦の 25% に仮定する。

4.1 縦の舵面効果

4.1.1 亜音速～遷音速域での M2011 形状のエレベータ性能

M2011 形状について、種々のマッハ数におけるエレベータ操舵によるピッチングモーメント係数を Fig. 8 に示す。0.5～1.3 のマッハ数全域に渡ってピッチング静安定を維持しており、エレベータ舵角 $0^\circ \sim \pm 10^\circ$ の範囲では舵角にほぼ比例してピッチングモーメントが増減している。一方、舵角が 10° を超えると、それ以上舵角を増やしてもモーメント増分が得られなくなることが確認できる。また、M0.5 の場合に比べて M0.9～1.3 では、エレベータ操舵によるピッチングモーメントが半分程度に減じており、これに対応して、ピッチング静安定を取ることのできる迎角範囲も、M0.5 では $-15^\circ \sim 12^\circ$ であったものが M1.3 では $-10^\circ \sim 5^\circ$ となっている。オオワシの高亜音速～超音速飛行においては所要迎角は 1° 以下であることから、このエレベータ性能によって十分にピッチトリムを維持できると判定される。

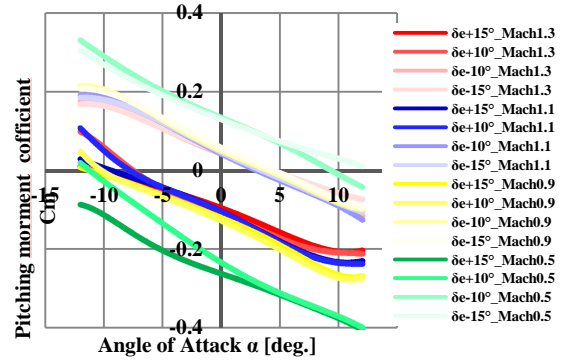


Fig. 8 Pitching moment coefficient vs. angle of attack at subsonic and transonic regimes for the M2011 configuration.

4.1.2 低亜音速域での M2006prototype および M2011 形状のエレベータ性能

M2006prototype および M2011 形状について、低亜音速域におけるエレベータ操舵によるピッチングモーメント係数を Fig. 9 に示す。両形状共に広い迎角範囲でピッチング静安定を維持していることが確認できる。また、迎角 -10° 以下でかつ舵角 -15° 以下になると、それ以上の操舵ではモーメントが増えないことも確認でき、これは水平尾翼上面で流れが剥離しているためと考えられる。低亜音速域においてピッチングトリムを取れる迎角範囲は、両形状共に $\pm 10^\circ$ であることが分かる。

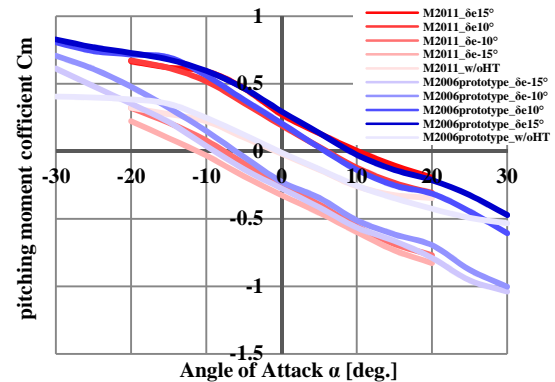


Fig. 9 Pitching moment coefficient vs. angle of attack at subsonic regime for the M2006prototype and M2011 configurations.

4.2 横の舵面効果

4.2.1 亜音速～遷音速域での M2011 形状のエロン・スポイラー性能

M2011 形状について、種々のマッハ数におけるエロン操舵及びスポイラー操舵によるローリングモーメント係数を Fig.10 に示す。全てのマッハ数でエロン操舵によって十分なローリングモーメント増分が得られており、エロン性能は良好である。

と判断できる。マッハ数が大きいほどローリングモーメント係数が小さくなる傾向が見られるが、飛行マッハ数が大きいほど飛行動圧が高くなるため、ロール制御力に問題は無いと考えられる。

一方、スポイラーに関しては、エルロンと比較してモーメント増分が極端に小さいことがわかる。その原因としては、スポイラーの設置位置が内翼側であるため、主翼周りの大規模剥離流れ構造においてスポイラー周囲の局所的動圧が小さいことが推測される。今後スポイラーの位置および面積を変化させて、さらに詳細な評価・検証を行う必要がある。

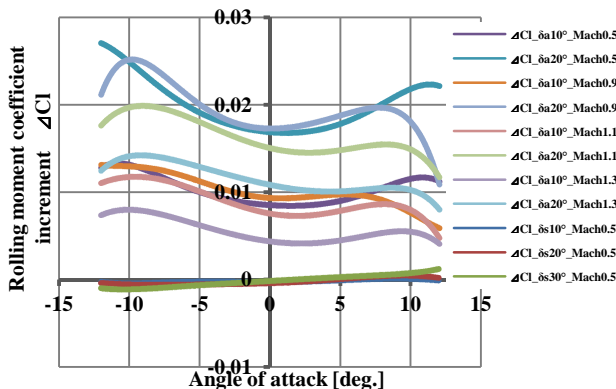


Fig. 10 Rolling moment coefficient vs. angle of attack at subsonic and transonic regimes for the M2011 configuration.

4.2.2 低亜音速域での M2006prototype および M2011 形状のエルロン・スポイラー性能

M2006prototype および M2011 形状について、低亜音速域におけるエルロン操舵及びスポイラー操舵によるローリングモーメント係数を Fig.11 に示す。遷音速域におけると同様に、エルロンに関して両形状共に良好な効きが得られていることが確認できる。一方、スポイラーの効きは極端に小さいことが分かる。今後スポイラーの位置および面積を変化させて、さらに詳細な評価・検証を行う必要がある。

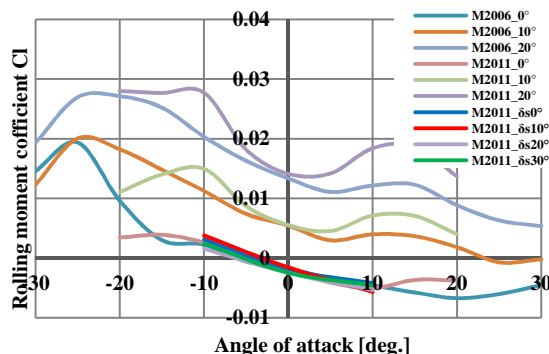


Fig. 11 Rolling moment coefficient vs. angle of attack at subsonic regime.

4.3 偏揺れの舵面効果と横制御発散現象

4.3.1 亜音速域での M2011 形状のラダー性能

M2011 形状について、マッハ 0.5 におけるラダー操舵によるヨーイングモーメント係数を Fig.12 に示す。ラダー操舵によって正常にヨーイングモーメントの増分を得ることができるものと判定できる。

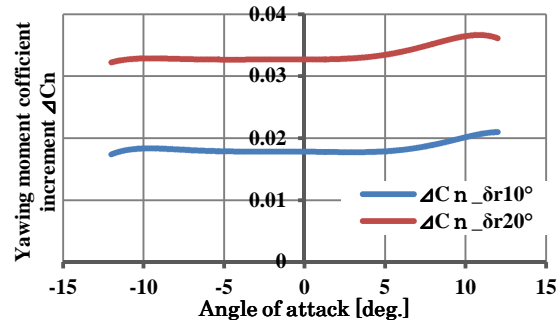


Fig. 12 Yawing moment increment due to rudder deflections at transonic regime.

4.3.2 横制御発散現象

それぞれの舵面は本来制御すべき方向のモーメントの他に、制御すべきでない方向のモーメントも発生させる。それぞれの舵面のモーメントが相互に作用した結果として、主に離着陸時などの低速かつ大迎角条件においてエルロンの効きが悪化し、更には逆転する Lateral Control Departure 現象が発生する可能性がある。その発生可能性を評価するために、以下の横制御発散係数 (Lateral Control Departure Parameter : LCDP) が用いられる：

$$LCDP = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta_a} + kC_{n\delta_r}}{C_{l\delta_a} + kC_{l\delta_r}} C_{l\beta} \quad (1)$$

ここで、 $k = \delta_r / \delta_a$ であり、ラダーゲインと呼ばれる。

LCDP の正負はエルロンの効きの正負を表しており、これが負となるときにエルロンの作用が通常とは逆転し、機体は操舵方向とは逆方向にロールする (ロール・リバーサル) こととなる。オオワシは上反角効果の大きい機体形状であること ($C_{l\beta} < 0$)、エルロン単体の効きは正常であること ($C_{l\delta_a} > 0$) から、LCDP が負となりロール・リバーサルに陥る原因は風見安定の悪化 ($C_{n\beta} < 0$)、あるいはアドバースヨー効果の増大 ($C_{n\delta_a} < 0$) にあると考えられ、またラダーを操舵することによってこれらを改善できると考えられる。

これまでラダー操舵を行わない場合の横制御発散係数が推算され、風洞試験によってロール・リバーサルの発生可能性が評価・検証された。参考文献(1)

によればロール・リバーサルが発生しない迎角範囲は M2006prototype 形状で-15°~20°, M2011 形状で-10°~12°であり, 特に M2011 では離着陸時に必要な迎角でロール・リバーサルが発生する可能性がある。ラダーを操舵しない場合の LCDP を特に区別して Aileron alone departure parameter (AADP)と呼ぶ。LCDP と AADP の値を比較することによって, 横制御に対するラダーの効果を確認することができる。Fig.13 にラダーゲイン k を 1.0 としたときの LCDP 及び AADP を示す。M2006prototype 形状に比べて M2011 形状は AADP が正となる迎角範囲が狭くなっているのがわかる。また, その迎角範囲は, ラダーを操舵無しの場合-10°~12°であり, ラダー操舵有りの場合-10°~17°へと拡大している。

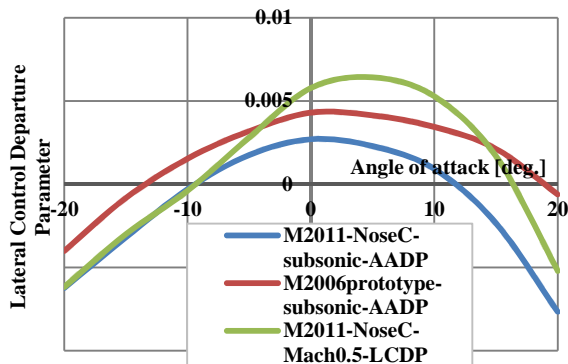


Fig. 13 LCDP (AADP) vs. angle of attack at subsonic regime.

4.4 亜音速域での M2011 形状のフラップ性能

M2011 形状について亜音速域におけるフラップロン操舵による揚力係数を Fig.14 に示す。これによって離着陸性能がどの程度改善されるかについては, 揚力と重力の釣り合い条件

$$W = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (2)$$

における対気速度を, フラップ有りの場合と無しの場合とで比較することによって評価できる。その結果を Table 2 に示す。4.1.2. において, 亜音速域でエレベータ操舵によって実現可能な迎角範囲は $\pm 10^\circ$ であることが確認されているため, ここでは離陸迎角を 10° としている。また, 離陸重量はミッションによって異なるため, 400 [kg] を基準に ± 50 [kg] の 3 パターンを想定する。フラップ最大舵角 30° を与えた場合, Table.2 に示すように, 離陸重量 400 [kg] において離陸速度を約 10 [m/sec] だけ低減することができる。

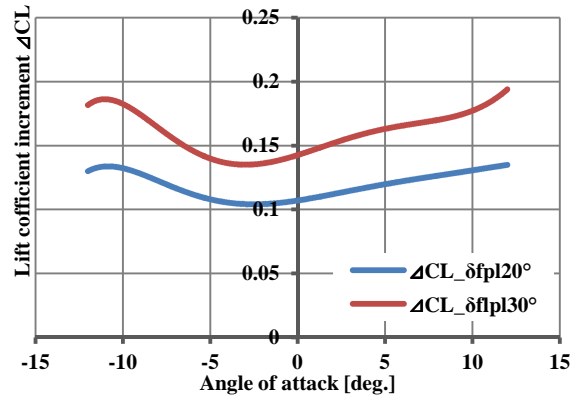


Fig. 14 Lift coefficient increment due to flap deflections at subsonic regime.

Table. 2 Estimated takeoff airspeed.

Flap deflection[deg]	W [kg]	V [m/sec]	C_L	α [deg]
30°	350	64.8	0.59	10
	400	69.2	0.59	10
	450	73.4	0.59	10
0	350	75.0	0.44	10
	400	80.2	0.44	10
	450	85.1	0.44	10

5. まとめ

室蘭工大小型超音速飛行実験機の操舵空力特性の把握・検証のために風洞試験を行ったところ, 以下の結果を得た。

- ① エレベータの効きは良好であり, ピッチングトリムを取れる迎角範囲は低亜音速では $\pm 10^\circ$, M0.5 では-15°~12°, M1.3 では-10°~5°である。
- ② エルロンの効きは良好である。
- ③ スポイラーの効果は, エルロンと比較して極端に小さく, 搭載位置, 舵面積等の修正が求められる。
- ④ ラダーの効きは良好である。
- ⑤ ロール・リバーサルをラダー操舵によって防ぐことができる。
- ⑥ フラップロンによって離陸速度を約 10 [m/sec] 抑えることができる。

参考文献

- 1) 鈴木祥弘, 近藤賢, 大石栄, 溝端和秀, 「第一世代および第二世代小型超音速飛行実験機の操

舵空力の評価」, 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 2012.

- 2) 大石栄, 「小型超音速飛行実験機の空力評価」, 室蘭工業大学卒業論文, 2012 年 1 月.
- 3) 羽田尚太, 「小型超音速有翼機体の空力設計と空力特性」, 室蘭工業大学修士学位論文 (2007)