



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



## 小型超音速飛行実験機の亜音速静的空力特性の再評価

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: 2019-04-22 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 櫻井, 和也, 白方, 洸次, 塩野, 経介, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009858">http://hdl.handle.net/10258/00009858</a>

# 小型超音速飛行実験機の亜音速静的空力特性の再評価

櫻井 和也 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

白方 洸次 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

塩野 経介 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

○溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

## 1. はじめに

小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の M2011\_NoseC 形状については、これまでの亜音速風試によって、迎角  $\alpha$  ないしは横滑り角  $\beta$  の単独変角における概略の空力特性、および高迎角条件においてエルロンの効きが損なわれる「ロールリバーサル (Roll reversal)」の発生可能性が明らかにされている[1]。しかし、今後 M2011\_NoseA 形状の 1/3 スケール縮小機体による飛行試験が予定されており、NoseA 形状の詳細な空力特性の評価が必要である。また、自律制御系設計のためには、低速・大迎角条件での空力特性、操舵に起因する空力特性変化、姿勢変化角速度に起因する空力特性変化、等の知見が必要である。そこで本研究では、M2011\_NoseA 形状の低速・大迎角条件での空力特性、操舵に起因する空力特性変化、およびロールリバーサルの発生可能性を評価することを目的とする。

## 2. 理論と手法

有翼飛行体の各舵面は、それぞれが司る方向以外にも副次的にモーメントを発生させる[2]。例えば、エルロンやエレボンはローリングだけでなくヨーイングモーメント、ラダーはヨーイングだけでなくローリングモーメントを発生させる。これらが複合的に作用する結果として、大迎角でロール制御を行う場合に機体全体としてロール応答が反転する現象が起こり得る。この現象はロールリバーサル (roll reversal) あるいは横制御発散 (lateral control departure) と呼ばれ、その発生可能性は  $AADP$ (Aileron alone departure parameter)ないしは  $LCDP$ (Lateral control departure parameter)によって評価される。これらの定義は以下の通りである：

$$AADP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \left( \frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}} \right) \dots \dots (1) \quad LCDP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \left( \frac{C_{n\delta_a} + k_e C_{n\delta_{elevon}} + k C_{n\delta_r}}{C_{l\delta_a} + k_e C_{l\delta_{elevon}} + k C_{l\delta_r}} \right) \dots \dots (2)$$

$AADP$  は、エルロン操舵のみによってロール制御する場合の指標であり、 $LCDP$  はエルロン、エレボ、ラダー等の舵面の複合操舵によってロール制御する場合の指標である。

M2011 空力形状のように大きな後退角、および高翼形態を有する機体は上反角効果が大きい ( $C_{l\beta} < 0$ )。また、ノーズが長いことから風見安定を喪失 ( $C_{n\beta} < 0$ ) しやすい。これらと操舵によるアドバースヨー効果 ( $C_{l\delta_a} < 0$ ) が相俟って、 $AADP$  ないしは  $LCDP$  の値が負になりやすく、ロールリバーサルに陥る可能性がある。

風洞試験には室工大亜音速風洞を用いる。熱線風速計を用いて流速と温度を計測し、別途計測した大気圧を併用して気流密度と動圧を推定する。Fig.1 のようにヨー駆動装置に機体模型を設置し、ステッピングモータを用いて横滑り角  $\beta$  のスイープを行う。さらに迎角  $\alpha$  を  $2^\circ$  間隔で

静的に与えることによって  $\alpha\beta$  複合変角を実現する。模型の胴体内に六分力内挿天秤を設置し、学力および外力モーメントを計測する。通風時の計測データから無風時の計測データを差し引くことによって重力等の空気力以外の成分を除去する。

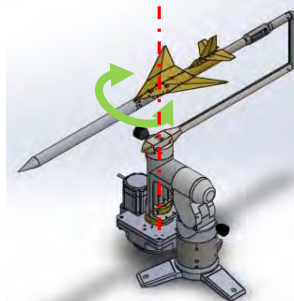


Fig.1. Overview of the beta sweep mechanism.

### 3. 結果と考察

M2011 (NoseC 及び NoseA) 空力形状のローリングモーメント係数  $C_l$  及びヨーイングモーメント係数  $C_n$  を Fig.2 および Fig.3 に示す。両形状の  $C_{l\beta}$  は全て負の値になっていることから、ロール静安定が確保されている。  $C_{n\beta}$  については、両形状において迎角が大きくなるほど  $C_{n\beta}$  の値が小さくなって風見安定が減少する。特に M2011\_NoseC 形状では、迎角  $10^\circ$  以上では負になって風見不安定となる。

風試によって取得された空力データから推算された  $AADP$ ,  $LCDP$  を Fig.4. に示す。両形状ともエレボン操舵併用によってロールリバーサルが発生しやすくなり、ラダー操舵併用によって抑えられる。また、ノーズが長いとロールリバーサルが発生しやすくなる。これらの原因は、エレボン操舵によってアドバースヨーが発生すること、ノーズ長が長いほど風見安定が悪化すること、ラダー操舵によって風見安定が補強されることである。

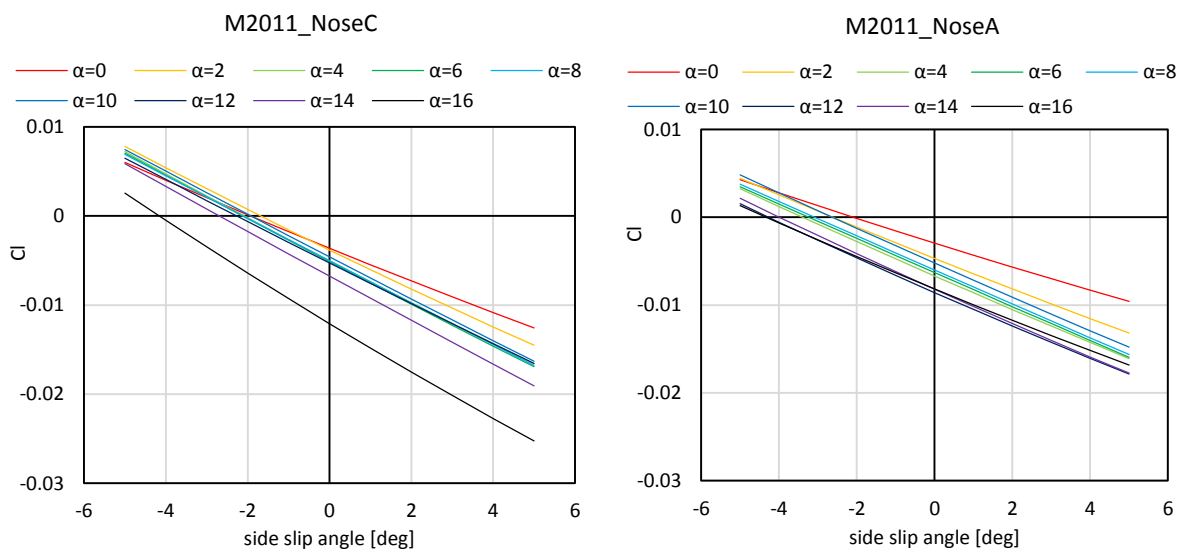


Fig.2. Rolling moment coefficient  $C_l$  vs. side slip angle.

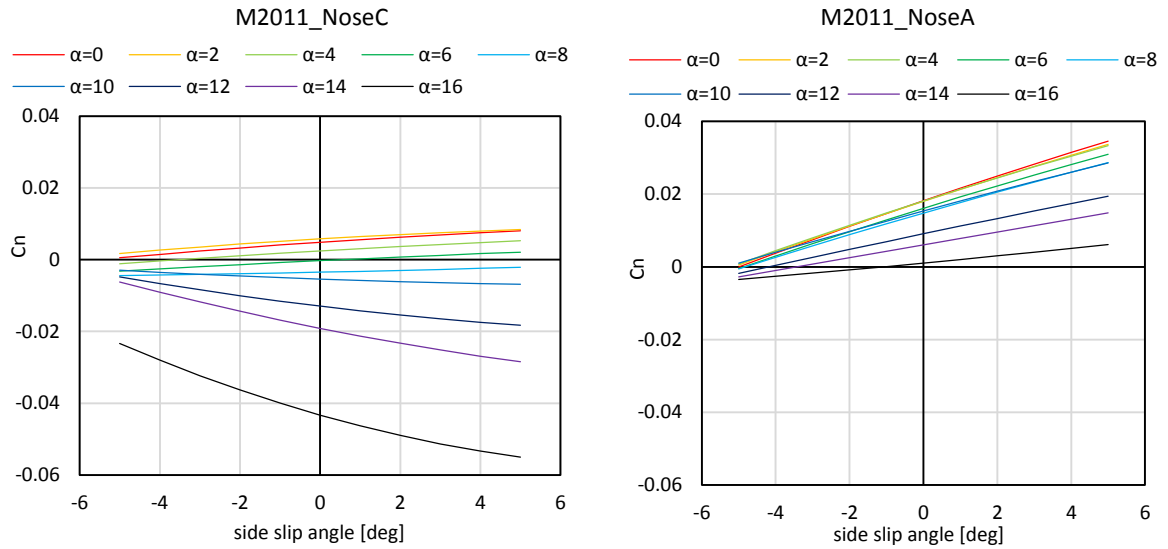
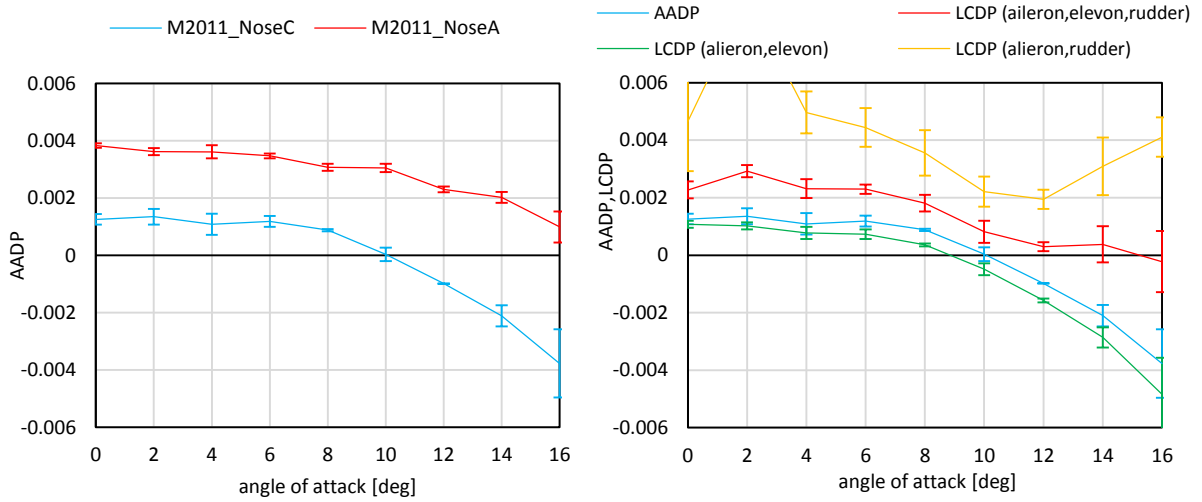
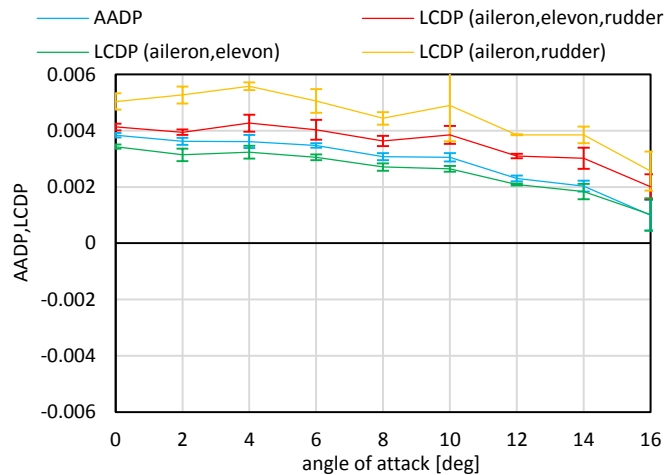


Fig.3. Yawing moment coefficient  $C_n$  vs. side slip angle.



(a)  $AADP$  vs. angle of attack for M2011\_NoseA and M2011\_NoseC.

(b)  $AADP$ ,  $LCDP$  vs. angle of attack for M2011\_NoseC with and without coordinated control surface deflections.



(c)  $AADP$ ,  $LCDP$  vs. angle of attack for M2011\_NoseA with and without coordinated control surface deflections.

Fig.4. Estimated  $AADP$  and  $LCDP$ .

#### 4. まとめ

室工大亜音速風洞において小型超音速飛行実験機（オオワシ）の M2011\_NoseA 形状について、低速・大迎角条件での静的空力特性、および操舵に起因する空力特性変化を計測した。その結果、以下のことがわかった。

- (1) ロール静安定すなわち上反角効果が確認された。
- (2) 風見安定が確認されたが、迎角が大きくなるにつれて風見安定が減少する。
- (3) 低速・大迎角条件において、エルロン操舵にエレボン操舵を併用することによってロールリバーサルが発生しやすくなり、ラダー操舵併用によって抑えられる。また、ノーズが長いとロールリバーサルが発生しやすくなる。
- (4) NoseA 形状については、今回計測した迎角  $16^\circ$  までの範囲では、いずれの操舵方法でもロールリバーサルは発生しない。

#### 参考文献

- [1] 鈴木祥弘, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力特性の解明」, 室蘭工業大学修士学位論文, 2015 年 1 月.
- [2] 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 航空機力学入門, 東京大学出版会, 2009.