



## 第二世代小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメントの計測

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: 2016-12-28 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 小林, 洸一郎, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009145">http://hdl.handle.net/10258/00009145</a>

## 第二世代小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメントの計測

小林 洸一郎（航空宇宙システム工学コース 学部4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

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の翼の構造設計および舵面制御アクチュエータの選定のためには、飛行中に舵面にはたらく空力モーメント（ヒンジモーメント）の推定が必要である。これまで風試に供してきたサイズの模型（翼幅 28 cm）では舵面が小さすぎてロードセル等計測機器の設置が困難である事から、別途設計製作を進めている 1/3 スケール縮小機体（翼幅 80 cm）を用い、フルサイズ高速走行軌道装置（軌間 1.435 m，全長 300 m）によって地上走行することにより、舵面空力モーメントの実測を試みる。

### 2. 理論と手法

舵面ヒンジモーメントは、以下のヒンジモーメント係数  $C_h$  によって評価できる：

$$C_h = \frac{H}{q S_e C_e} \quad (1)$$

ここで、 $H$  はヒンジモーメント、 $q$  は動圧、 $S_e$  は舵面面積、 $C_e$  は舵面の平均翼弦である。ヒンジモーメントは、舵面リンケージの引張圧縮力をロードセルで計測し、モーメントアーム長を乗ずることによって推算される。動圧は GPS 測位データまたは加速度データに基づく速度と大気密度から推算されるとともに、高速走行台車（スレッド）に別途設置されたピトー管によっても計測される。

実験装置の外観を図 1 に示す。第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ，M2011 形状）の 1/3 縮小機体の主要諸元は表 1 の通りである。翼はベニヤ板とバルサ板を用いた木質セミモノコック構造であり、胴体は GFRP 円筒の内部にベニヤ板のリングフレームを設けたモノコック寄りの構造である。この縮小機体は、外径 50 mm，長さ 2 m の挿入式スティング（SUS304）によって高速走行台車（スレッド）に搭載される。また、地面効果の影響を低減するために翼幅相当の距離（約 80 cm）をレール間の地面からとる。高速走行軌道装置は軌間 1.435 m，全長 300 m であり、台車には 4 基のハイブリッドロケットエンジンが搭載される。この台車には、防水ケースに入れた計測機器（鉛蓄電池，電圧変換器，データロガー）も搭載される。

舵面リンケージの引張圧縮力の計測のために、図 2 のようにロードセルを設置する。舵面の操舵方向，設定舵角，およびロードセルの荷重方向を表 2 に示す。ロードセル信号は防水ケース内のデータロガーに収録される。縮小機体内部には GPS/慣性航法装置を搭載する。これは GPS 受信機，慣性センサー，および操舵信号収録ボードから構成され，GPS 測位データ（時刻，緯度，経度，高度），三軸の加速度，角速度および操舵信号を収録する。別途，台車にも加速度計が搭載される。



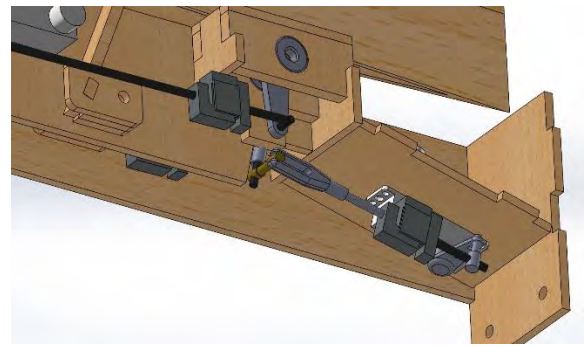
図1 高速走行台車に設置された 1/3 スケール縮小機体および計測機器

表1 第二世代オオワシ実機と 1/3 スケール縮小機体の諸元

Specification item	Full-scale vehicle	1/3-scale vehicle
Wingspan $b$ [m]	2.41	0.803
Total length $L$ [m]	5.8	1.93
Main wing area $S$ [m <sup>2</sup> ]	2.15	0.239
Main wing MAC $\bar{c}$ [m]	1.19	0.397



(a) 外翼フラッペロンと内翼フラップ



(b) エレボンとラダー

図2 操舵系とロードセルの設置の様子

表2 舵面の操舵方向，設定舵角，およびロードセルの荷重方向

Control surface	Movement	Deflection angle[deg.]	Load direction
Outboard flapperon	Up	25	Compressive
Inboard flap	Down	25	Tensile
Rudder	Right	35	Compressive
Elevon	Leading-edge down	15	Compressive

### 3. 結果と考察

台車搭載カメラで撮影された走行中の機体の様子を図3に示す。各舵面が正常に操舵されていることが確認できる。このあと、吹き流しの辺りから水ブレーキ区間となるが、水路の水位不足により水ブレーキの効きが弱く、軌道終端のバンジーロープによって減速・停止した。GPS 測位データに基づく速度推算値の履歴を図4に示す。最高速度は時刻6秒付近で約40 m/sである。試験時の大気圧は、気象庁公表値で約1000 hPa、気温は現場の実測値で約-2℃であり、これより大気密度は約1.285 kg/m<sup>3</sup>と推算される。

計測データより推算された各舵面のヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数の履歴を図5に示す。時刻は走行開始時点をもととしている。内翼フラップのデータは時刻8秒あたりで段になっているが、これは減速衝撃でロードセルのケーブルがデータロガーから抜けたためである。各舵面のヒンジモーメントは、速度最高の時刻6秒付近で最大となっている。また、時刻4秒から6秒にかけてヒンジモーメント係数の値がフラットになっていることから、この2秒間の平均

値を採用し、その値を舵角 1 度あたりに換算したものを表 3 に示す。さらに、これらのデータをもとにしたフルスケール機の離陸条件（対気速度 80 m/s，最大舵角の操舵）でのヒンジモーメント推算値も表 3 に示す。

なお、エレボンの計測データのばらつきが大きいのが、これは、エレボン系の操舵リンケージやロードセルの接続箇所がガタ（バックラッシュ）が残っており、かつリンケージを圧縮する方向に操舵したため、接続箇所がぐらついたものと推察される。

#### 4. まとめ

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の舵面ヒンジモーメントを評価するために、1/3 縮小機体を設計・製作し、舵面リンケージにロードセルを搭載して高速走行軌道装置を用いて走行試験を実施した。計測データからヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数を推算し、実機の舵面ヒンジモーメントを推算した。今後、再現性確認のため、繰り返しの走行試験が必要である。また、実機のヒンジモーメントについて、今回は最大舵角までの操舵の可能性のある離陸時の条件で推算したが、離陸から亜音速・遷音速・超音速飛行さらに着陸といった一連の飛行の中で飛行動圧および所要舵角は刻々と変化する。そのため、各舵面のヒンジモーメントの最大値を推定するには、詳細な飛行シミュレーションを実施する必要がある。



図 3 走行中の機体の様子

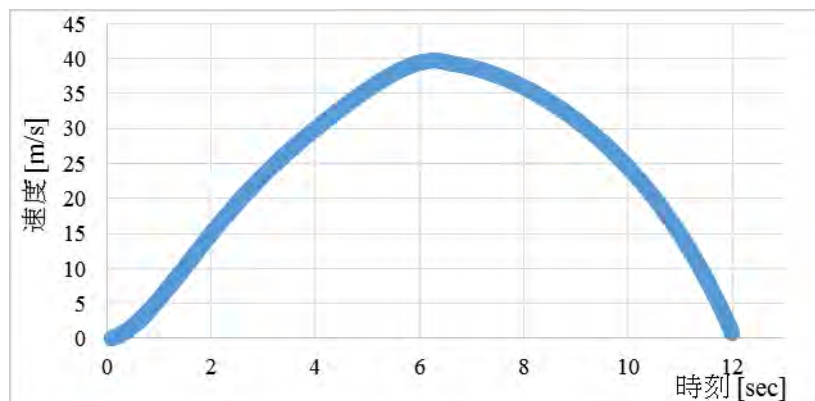
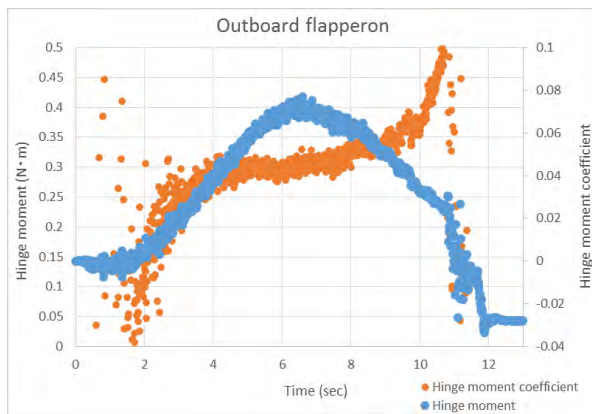
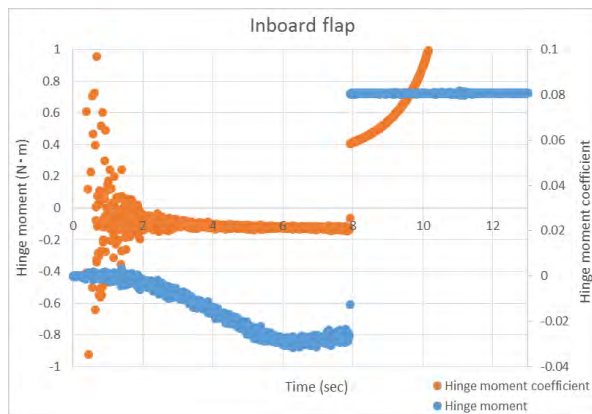


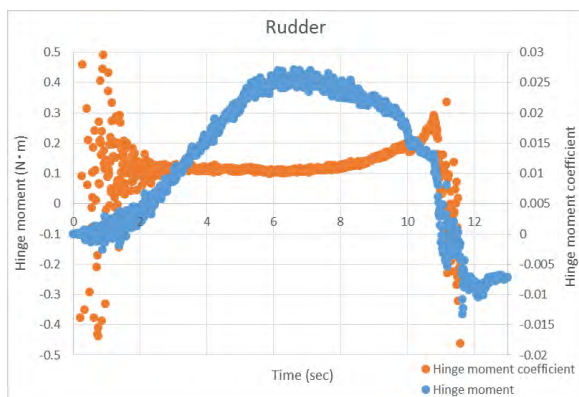
図 4 GPS 測位データに基づく走行速度の履歴



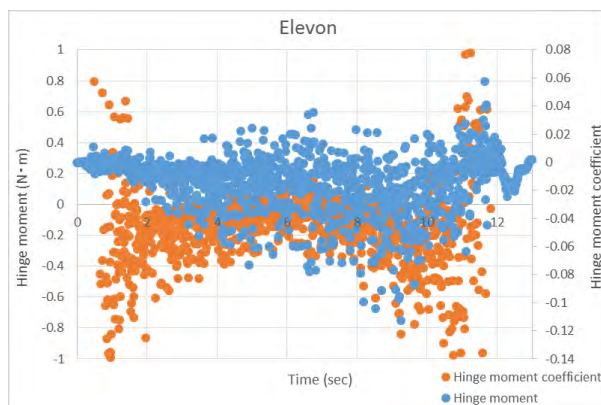
(a) 外翼フラッパーロン



(b) 内翼フラップ



(c) ラダー



(d) エレボン

図5 ヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数の履歴

表3 舵面ヒンジモーメントの計測・推算のまとめ

Control surface	Hinge moment coefficient	Hinge moment derivative [deg <sup>-1</sup> ]	Hinge moment of full-scale vehicle [N·m]
Outboard flapperon	0.283	0.0113	7.39
Inboard flap	0.145	0.00581	3.03
Rudder	0.0910	0.00260	2.62
Elevon	0.0197	0.00131	10.8