



## 小型超音速飛行実験機の車載走行試験による舵面空 力評価

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: 久保田, 穂, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009854">http://hdl.handle.net/10258/00009854</a>

# 小型超音速飛行実験機の車載走行試験による舵面空力評価

○久保田 稔 (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) の翼構造および舵面制御系の設計のためには、飛行中に舵面にはたらく空気力モーメント (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ことから、先行研究[1,2]において 1/3 スケール縮小機体を高速走行軌道装置に設置し走行試験を行うことで舵面ヒンジモーメントの計測を試みた。しかし、諸般の事情から年に数回しか試験が行えず、十分なデータを得ることが困難であった。そこで本研究では、乗用車の屋根上に縮小機体を搭載して走行する簡易な「車載走行試験」を反復的に実施し、十分なデータを取得して舵面空力特性を評価する。

## 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[3]。

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

$H$  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  $H$  は舵面リンケージに組み込まれた引張圧縮両用ロードセルで計測される。ロードセルの定格容量は 50N である。舵面リンケージに圧縮力がはたらく場合は座屈やバックラッシュが生じやすいことから、リンケージに引張力がはたらくように操舵方向を定める。動圧  $q$  は機首に設置されたピトー管によって計測される。1/3 スケール縮小機体は昨年度と同一である。また、ワンボックスカーのルーフキャリアに図 1 の櫓を設置し、そこに図 2 のように縮小機体を設置する。CFD 解析結果より空気流が車体の影響を受けないと推定される前方 3 m の位置に縮小機体を設置している。

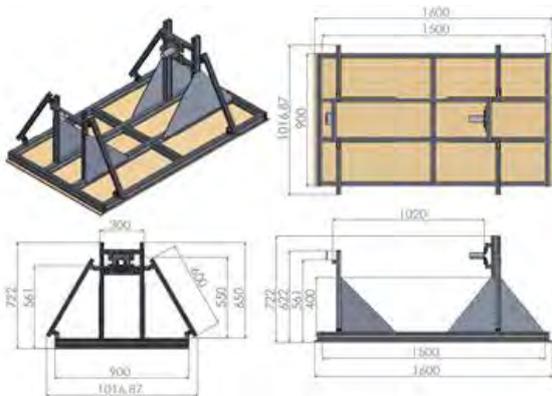


図 1 櫓の三面図



図 2 ワンボックスカーに設置された櫓及び 1/3 スケール縮小機体 (2018 年 1 月)

### 3. 結果と考察

車載走行試験は2018年1月に初めて実施された。2018年1月13日の試験では軌道走行試験の代替としての有用性を確認した。2018年1月25日の試験では、再現性の確認及び舵角によるヒンジモーメント係数変化の解明を試みた。各舵面の舵角設定を表2に示す。おおむね5分に1回の頻度で走行試験が可能となり、反復実施性が確立された。走行回数は試走行を含めて17回である。取得された舵面空力データの一例（ラダー45°、エレボン15°、外翼フラップロン40°、内翼フラップ35°）を図3に示す。最大速度は約25m/sであり、最大動圧は約400Paであった。動圧の変化に伴いヒンジモーメントも変化している。動圧が小さい区間ではピトー管の動圧計測値のばらつきが大きいことから、ヒンジモーメント係数のばらつきも大きい。十分加速し動圧が大きくなるとヒンジモーメント係数値は安定する。ヒンジモーメント係数が概ね一定になっている区間の平均値を採用する。グラフから、ラダー、内翼フラップ、外翼フラップロンに関しては比較的良好な試験結果と言える。しかし、エレボンについてヒンジモーメントが極めて小さく、空気力の計測に失敗した可能性がある。なお、表1において1月13日のラダー舵角が記載されていないのは、試験準備中に起きたロードセルケーブルの断線により計測不可能となったためである。

表1 車載走行試験における各舵面の舵角設定

control surface	2018.1.13	2018.1.25			
		RUN #			
	#1, 2, 3, 4, 5	#6, 7	#8, 9	#10, 11	
	Deflection(deg)				
Rudder	—	45	30	20	
Elevon	10	15	13	11	
Outboard flapperon	40	40	30	20	
Inboard flap	35	45	30	20	

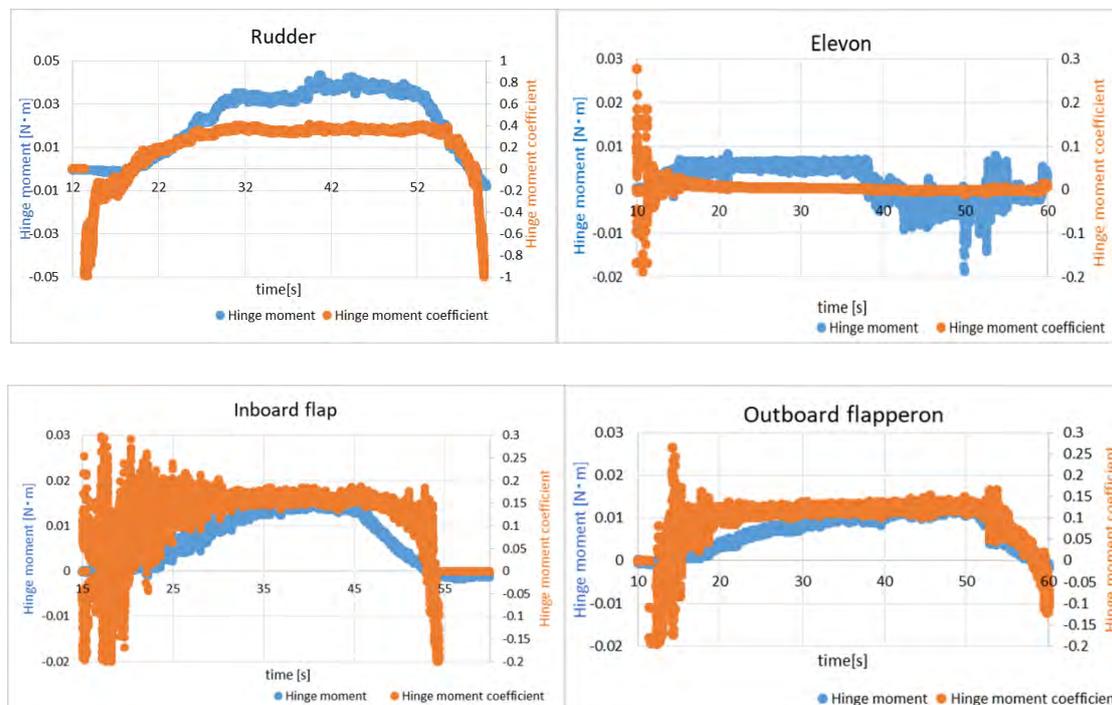


図3 各舵面のヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数の推移

ラダー、外翼フラッペロン、および内翼フラップにおける舵角とヒンジモーメント係数の関係を図4に示す。舵角が大きくなるにつれてヒンジモーメント係数も大きくなっている。また、先行研究で実施した高速走行軌道試験[1]および CFD 解析結果[2]との比較を表2に示す。車載走行試験の値は、図4中の近似曲線の関数式から推算された値である。エレボン以外の舵面については、三手法の間でヒンジモーメント係数の値は概ね一致している。さらに実機スケール(翼幅2.4m)の機体について、離陸時の海面上・対気速度 90 m/s の条件で舵面ヒンジモーメントを推算した。その結果を表3に示す。

今回の走行試験では、舵面空力の大まかな特性を把握する目的で、比較的大きな舵角を設定した。詳細な舵面空力特性の把握には、実際の飛行中に発生する舵角範囲の中で、いっそう多くのデータを取得する必要がある。また、走行試験に供されている 1/3 スケール縮小機体の劣化によって計測値が乱されている可能性があるため、機体の改修が必要である。

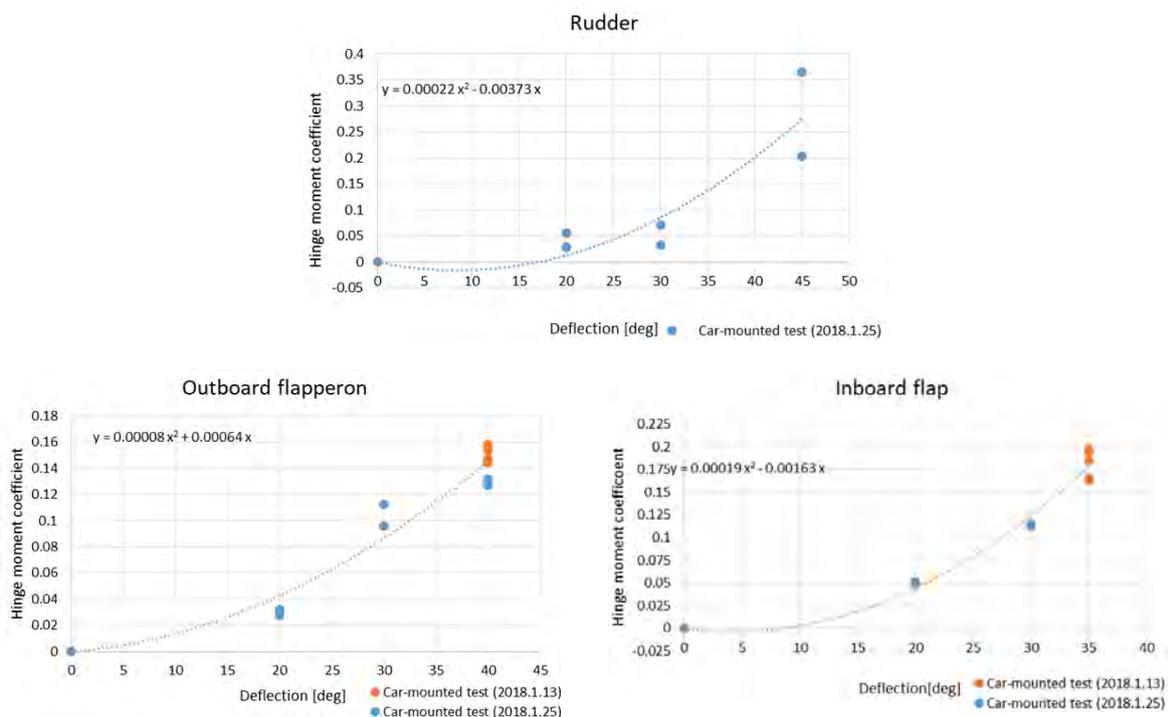


図4 舵角とヒンジモーメント係数の関係

表2 車載走行試験と先行研究との比較

Control surface	Car-mounted test		Track test (2016.7.4)		CFD analysis (2016.7.4)	
	Ch	Deflection(deg)	Ch	Deflection(deg)	Ch	Deflection(deg)
Rudder	0.13762	35	0.26476	35	0.38262	35
Elevon	—	15	0.00704	15	0.40736	15
Outboard flapperon	0.06275	25	0.1698	25	0.14999	25
Inboard flap	0.07930	25	0.13022	25	0.1850 3	25

表3 実機の舵面ヒンジモーメントの予測 (海面上, 対気速度 90 m/sec)

Control surface	Deflection(deg)	Hinge moment(Nm)
Rudder	45	8.87
Outboard flapperon	40	5.13
Inboard flap	35	6.38

#### 4. まとめ

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の舵面空力特性を評価するために、簡易かつ反復的な「車載走行試験」の手法を確立し、1/3 スケール縮小機体を用いて 11 回の走行試験を実施した。その結果以下のことが分かった。

- (1) ラダー、外翼フラッパーロン、および内翼フラップのヒンジモーメント係数は、高速走行軌道試験や CFD 解析結果と概ね一致した。
- (2) 今後さらに試験回数を重ねデータの信頼性を高める必要がある。
- (3) 得られたヒンジモーメント係数から実機の離陸条件でヒンジモーメントを概算した。
- (4) 昨年度、今年度を通してエレポンの空気力は正しく計測できていない。これは縮小機体の操舵メカニズムの劣化による可能性が高いことから、機体の改修が必要である。
- (5) 離陸から加速・上昇、遷音速・超音速飛行、降下・減速、および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ため、各舵面のヒンジモーメントの最大値を評価するには、詳細な飛行シミュレーションを要する。

#### 参考文献

- [1] 田井翔一郎, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機の舵面空力の計測」, 室蘭工業大学卒業論文, 2017年1月.
- [2] 田井翔一郎, 市川陸, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメントの計測と CFD 解析」, 室蘭工業大学航空宇宙機システムセンター年次報告書 2016, pp.51-54, 2017年8月.
- [3] (社)日本航空宇宙学会, 航空宇宙工学便覧 第三版, 丸善株式会社 (2005).