



小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメント計測とCFD解析

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: 2019-03-15 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 田井, 翔一郎, 市川, 陸, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009800

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

田井 翔一郎（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

市川 陸（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、前年度に引き続き 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）によって地上走行試験を行い、舵面空力モーメントの実測を試みる。併せて CFD 解析による推算も試みる。

2. 軌道走行試験

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：

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

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に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、高速走行台車（スレッド）に設置されたピトー管によって計測される。

実験装置の外観を図 1 に示す。小型超音速飛行実験機（オオワシ，M2011 形状）の 1/3 縮小機体および計測機器は昨年度と同一である。舵面リンケージの引張圧縮力は、舵面とサーボモーターの間のリンケージ部品に組み込まれた引張圧縮両用ロードセル（最大定格容量 50 N）によって計測される。昨年度の試験ではロードセルにはたらく荷重として圧縮，引張が混在していた。しかし、圧縮力の場合にはリンケージ接続部に座屈やバックラッシュが生じやすいため、今年度は空気力によってリンケージに引張力が加わるよう操舵方向を調整した。また、今年度 7 月の走行試験において内翼フラップと外翼フラップペロンを同方向に操舵したことからローリングモーメントが過大となり翼胴接合部を破損したため、今年度 1 月の試験では操舵方向と舵角を再調整した。設定舵角とロードセルの荷重方向を表 1 に示す。



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（2016 年 7 月）

表 1 各舵面の設定舵角とロードセルの荷重方向

(a) 2016 年 7 月の軌道走行試験

Control surface	Deflection[deg.]	Load direction
Rudder	35	tensile
Elevon	15	tensile
Outboard flapperon	25	tensile
Inboard flap	25	tensile

(b) 2017 年 1 月の軌道走行試験

Control surface	Deflection[deg.]	Load direction
Rudder	20	compression
Elevon	16	tensile
Outboard flapperon	15	tensile
Inboard flap	20	tensile

3. CFD 解析

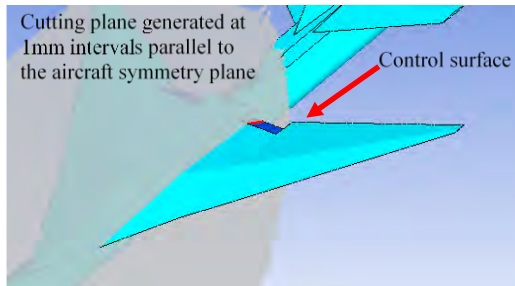
小型超音速飛行実験機に関する他の CFD 解析と共通の機体形状として M2011 Nose C 風試模型（全長 910 mm，全幅 282 mm）を想定し，その各舵面に舵角を与えた形状を対象とする．格子の歪みを防ぐためにノーズ先端や翼面の縁に 0.1 mm の曲率半径を与える．迎角を任意に設定できるように解析領域は直径 10 m の球状とし，その中央に機体を配置する．Pointwise を用いて非構造格子を生成し FLUENT を用いて流れ場を解き，空力係数および舵面表面の圧力分布を求める．主要な解析条件を表 2 に示す．

舵面ヒンジモーメントは，舵面表面の微小面積要素にはたらく圧力による微小ヒンジモーメントを区分求積することによって算出される．図 2 (a)，(b)に示すように機体対称面に平行な 1 mm 間隔の切断面を生成し，その面と舵面上のメッシュ線との交点 i において圧力 $\vec{P}_i$ を評価する．図 2 (c)のように圧力評価点を囲む四角形を生成し，これを区分求積要素 ΔS_i とする．また，ヒンジから圧力評価点までのモーメントアームベクトルを $\vec{l}_i$ とすると，ヒンジモーメント H は次式で推算される．

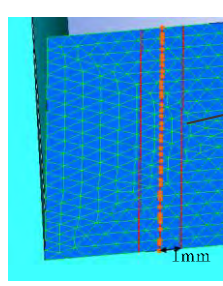
$$\vec{H} = \sum_i \Delta S_i \cdot (\vec{l}_i \times \vec{P}_i) \cdots \cdots (2)$$

表 2 CFD解析の条件

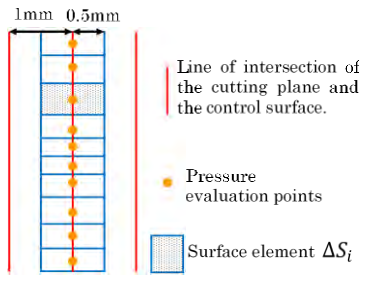
Fluid model	Fluid	Air/Ideal-gas
	Viscosity model	Sutherland
	Turbulence model	Spalart-Allmaras
Mesh	type	Unstructured
	spacing	Body surface : 1 mm, Half circle : 100 point
	Number of Cells	6,224,152



(a) Overview



(b) Zoomed view



(c) Surface elements for quadrature

図 2 ヒンジモーメント推算のための舵面表面での圧力の区分求積

4. 結果と考察

同様の軌道走行試験は2016年1月に初めて実施された。取得データの再現性と散らばりの検証のために、同等の機材と手法を用いて、今年度は7月と1月の計2回の軌道走行試験を実施した。7月の試験において取得データから算出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を図3に示す。時刻は走行開始時を0としている。最大速度は走行開始から5秒付近で約60 m/sであり、最大動圧は約1900 Paであった。走行速度の上昇に伴いヒンジモーメントが増加していることがわかる。主翼舵面の曲線が時刻5.2秒で途切れているのは、軌道装置の水ブレーキの衝撃と操舵によって主翼に生じた過大なローリングモーメントにより主翼が脱落したためである。走行速度すなわち動圧が小さい区間ではピトー管による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の推移も滑らかになっている。これら各曲線においてヒンジモーメント係数が概ね一定になっている数秒間の平均値を採用する。

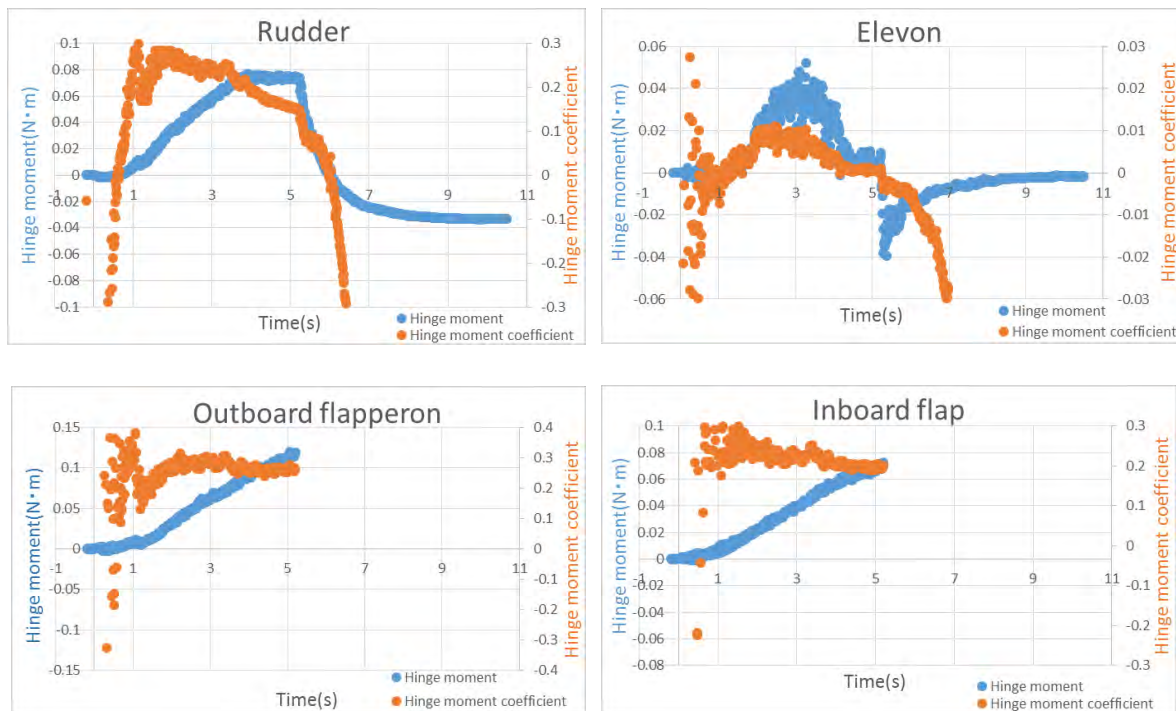


図3 2016年7月の軌道走行試験における各舵面のヒンジモーメントおよび同係数の推移

昨年度と今年度で合計3回実施した軌道走行試験によるヒンジモーメント係数を表3に示す。エレボンには胴体に接触するぎりぎりの最大舵角を与えていたため、走行時の風圧によってエレボンが胴体に接触した可能性があり、これによってヒンジモーメントが実際よりも小さく計測されている可能性がある。今後胴体に接触しない範囲の舵角で走行試験を行う必要がある。2017年1月の試験3では全舵面の計測値が著しく小さく、データ取得に失敗した可能性がある。また試験2および3を再現したCFD解析によるヒンジモーメント係数を表4に示す。比較的结果が良好な試験2とそれに対応するCFD解析を比較すると、エレボン以外は概ね一致している。

この試験2のデータを元に実機スケールの離陸条件（対気速度80 m/s、舵角は試験2と同じ）で舵面ヒンジモーメントを推算した結果を表5に示す。

今回与えた舵角は比較的大きいため、舵角周辺流れが剥離している可能性が高く、舵角とヒンジモーメントの関係は線形になっていないものと推察される。舵面周辺の流れは容易に剥離することが予想されるため、種々の舵角で試験を行うことによって、舵角とヒンジモーメントの非線形関係を明らかにする必要がある。

表 3 軌道走行試験によるヒンジモーメント係数

Control surface	Tracktest 1 (2016.1.24)	Tracktest 2 (2016.7.14)	Tracktest 3 (2017.1.14)
Rudder	0.09096	0.24863	0.05660
Elevon	0.01969	0.00843	0.06839
Outboard flapperon	0.28284	0.26766	0.00854
Inboard flap	0.14524	0.20958	0.00994

表 4 CFD 解析結果

Control surface	Tracktest 2 (2016.7.14)	Tracktest 3 (2017.1.14)
Rudder	0.38262	0.36853
Elevon	0.40736	0.42264
Outboard flapperon	0.14999	0.07954
Inboard flap	0.18503	0.11888

表 5 実機のヒンジモーメントの予測

Control surface	Deflection [deg]	Hinge moment [Nm]
Rudder	35	6.67
Elevon	15	4.32
Outboard flapperon	25	6.53
Inboard flap	25	4.09

5. まとめ

本研究では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 縮小機体を用い、舵面リンケージにロードセルを搭載して軌道走行試験を実施した。計測データからヒンジモーメント係数を算出し、CFD 解析と比較するとともに、実機の離陸条件でヒンジモーメントを推算した。昨年度から通算して 3 回の軌道走行試験を実施したが、取得データの再現性および散らばりの検証のためにはさらなる走行試験を要する。また、舵面周辺の流れは容易に剥離することが予想されるため、種々の舵角で試験を行うことによって、舵角とヒンジモーメントの非線形関係を明らかにする必要がある。離陸から亜音速・遷音速・超音速飛行、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が最大となる局面を考えるには、詳細な飛行シミュレーションを要する。