

磁力支持によって運動するデルタ翼模型に働く ローリングモーメントの回帰分析による同定

深谷 英彦, 甲斐 大貴 (早大院), 杉浦 裕樹 (JAXA), 手塚 亜聖 (早大)

Identification by Regression Analysis of Rolling Moment of a Delta Wing Model Moving by Magnetic Suspension and Balance System

FUKAYA Hidehiko, KAI Daiki (Waseda University), SUGIURA Hiroki (JAXA),
TEZUKA Asei (Waseda University)

ABSTRACT

A 60° delta wing model was subjected to forced sinusoidal oscillation test with an amplitude of 1.6° using JAXA 60 cm magnetic suspension and balance system (MSBS) wind tunnel at a wind speed of 20 m/s and an AOA of 0-10° and aerodynamic force were measured. The literal stability coefficients were identified from the regression analysis of the time history of the literal aerodynamic forces with the roll angle, roll angular velocity, and lateral force as parameters. The time history of the literal aerodynamic forces of the regression analysis were compared with that of experiment and showed good agreement at AOA of 10 degree. The delta wing model is statically and dynamically stable in the roll axis at all AOA.

1. はじめに

デルタ翼は安定した前縁剥離渦, 空力弾性的に強い剛性, 超音速での造波抵抗の低減等, 特に超音速での飛行に適するため, ダブルデルタ翼やオージー翼のような種々の派生を経て近年においてもしばしば超音速機の主翼として採用される. しかしながら, 揚力傾斜が小さく離着陸時の低速時は迎角を大きくする必要があり, この条件下ではwing rockを例とするロールを含む複合振動を伴う不安定現象を生じる場合がある. Wing rockはデルタ翼機の大迎角時におけるロール方向自励振動現象であり, wing rockの振動機構について実験的, 数值的な解析が行われている¹⁾²⁾. また, 高迎角時に前胴部より生じる剥離流から誘起されるwing rockや³⁾, ダブルデルタ翼におけるカオスの非線形運動など⁴⁾, 特定の航空機の形態で生じる不安定現象も存在する.

空力特性の調査でしばしば用いられる風洞試験では支持装置の影響により高迎角, 振動時に支持干渉が複雑になる傾向にある⁵⁾. 磁力支持天秤装置(MSBS)は模型内の磁石をコイルが発生する磁場によって模型を支持, 制御するため, 物理的な支持が存在しないことに加え, コイルに流す電流値を変化させることで位置, 姿勢角を任意に変更可能, さらに電流値から空気力を算出することが可能である⁶⁾⁷⁾. よって, 支持干渉の無い多自由度の振動試験が可能である. 以上より, ロールとヨーの複合運動を対象として, MSBSを用いた風洞試験

によりデルタ翼機模型の静動安定性の検証及びモデル化を目標に研究を行っている.

本研究では, 高翼のデルタ翼機模型についてMSBSによる振幅1.6度の小振幅ロール振動した際の静動安定性の検証, そして高翼の特性を踏まえたモデル化を行うことを目的とする.

2. 実験装置

2.1. 風洞

研究に用いた低速循環式風洞の概略図を図1に示す. 風洞の測定部は60×60 cm, 最大風速は45 m/s, 一様乱れ強さは0.1%未満である.

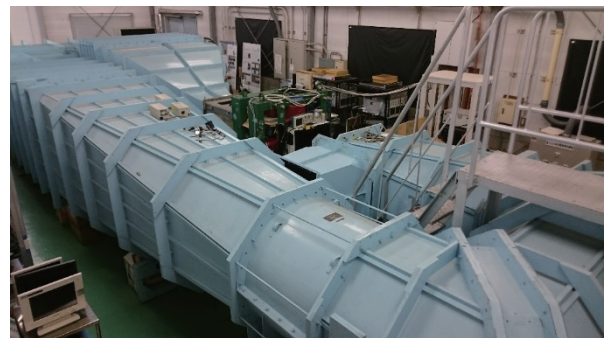


図1 低速循環式風洞

2.2. 磁力支持天秤装置

研究に用いた60 cm MSBS概略図を図2に示す。コイル#0が風洞の風上にあたる。風洞直上、側面に設置された2台の二次元CMOSカメラで模型の位置、姿勢角を検出し、10個のコイルの電流値を制御することにより磁場をフィードバック制御することで、模型を空中に安定して支持する⁸⁾。

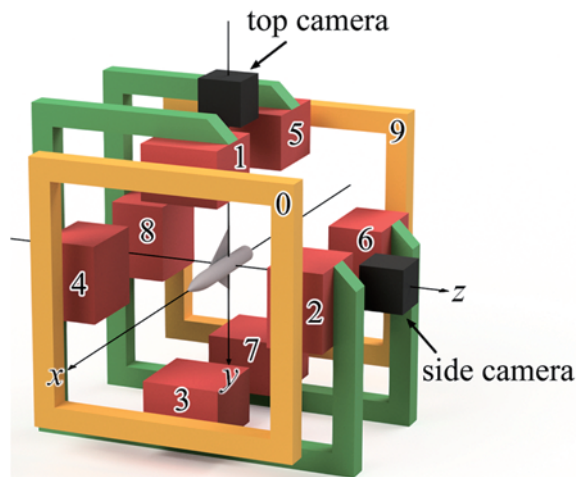


図2 MSBS概略図

2.3. デルタ翼機模型

デルタ翼機模型の寸法を図3に示す。翼平面形は一辺が200 mmの正三角形であり、翼断面形は高さが2 mmの矩形である。胴体はAGARD-B模型と同様のもので、翼の取り付けは高翼である。

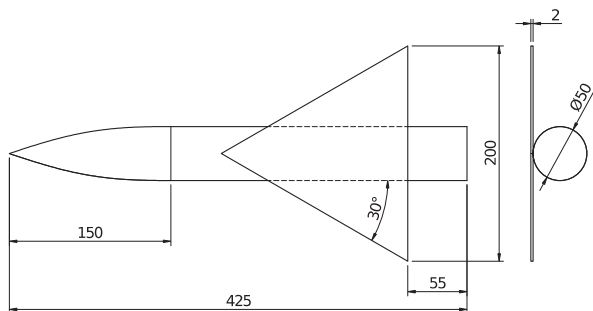


図3 デルタ翼機模型

3. 実験方法

3.1. 実験方法および条件

デルタ翼機模型をMSBSによって支持し、ロール方向の強制振動試験を行った。強制振動におけるロール角 ϕ 、迎角 α は次式に示す。

$$\phi(t) = A \sin(2\pi f(t - t_0)) + \phi_0 \quad (1)$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 \quad (2)$$

ここで A は振幅、 f は周波数、 t は時間、 t_0 は初期時間である。ピッチ角 α_0 は 0.0° 、 5.0° 、 10.0° 、振幅 A は 1.6° 、周波数 f は 1.0 Hzとした。

表1 試験条件

ロール角, 度	0.0
振幅, 度	1.6
周波数, Hz	1.0
迎角, 度	0.0, 5.0, 10.0
風速, m/s	20.0

3.2. データ解析手法

模型に働く力はコイルを流れる電流値から算出する。生の電流値データを5 Hzのローパスフィルタに通した上、通風時と無風時のデータの差分から較正係数を乗じることによって模型に働く空気力を得る。静的試験では動的試験では模型振動時の位置姿勢角、空気力を40周期以上のアンサンブル平均により1周期分のデータとして算出する。

微小振幅の振動の場合、運動方程式を線形化することでローリングモーメント係数 C_l は次式となる。

$$C_l = C_{l0} + C_{l\phi} \cdot \phi + C_{lp} \cdot \dot{p} \quad (3)$$

ここで \dot{p} は無次元ロール角速度、静微係数 $C_{l\phi} = \partial C_l / \partial \phi$ 、動微係数 $C_{lp} = \partial C_l / \partial \dot{p}$ 、 C_{l0} は定数項である。

実験では胴体の上下中心周りの空気力を計測するが、本実験で用いる模型は高翼であり、胴体の上下中心と空気力の作用点である圧力中心との間には距離があるため、空気力が胴体の上下中心周りにローリングモーメントを生じると考えられる。特に微小ロール角においては横力がローリングモーメントを代表すると考えられるので、横力によるローリングモーメントの変化を次式に考慮した。

$$C_l = C_{l0} + C_{l\phi} \cdot \phi + C_{lp} \cdot \dot{p} + C_{lcy} \cdot C_y \quad (4)$$

ここで C_{lcy} は横力 C_y によって生じるローリングモーメント係数の変化を表す項の比例定数である。

強制振動試験により測定した位置姿勢角及びローリングモーメントから、式(3)及び式(4)による線形回帰分析により各安定微係数を推定し、実測値に対する推定値の残差の二乗を計算することで式(4)における $C_{lcy} \cdot C_y$ の効果を確かめる。

4. 結果および考察

表2に静的試験結果を示す。表2によると $C_{l\phi}$ は各迎角において負であり、静的に安定である。また迎角の上昇とともに $C_{l\phi}$ は減少し、静安定性が増している。風洞

試験による、ロール角変化におけるローリングモーメント係数 C_l の軌跡を図4に示す。以後、縦のエラーバーは40周期のアンサンブル平均における標準偏差 $\pm\sigma$ を表す。図4について、各迎角において C_l は反時計回りの軌跡であり、静的試験に沿うように分布している。迎角が増すごとに曲線で囲まれる領域は大きくなり、迎角が高いほど模型が気流に対してより大きな仕事をしているといえる。ロール角変化における横力係数 C_Y の軌跡を図5に示す。こちらも各迎角において C_l は左回りの曲線であり、標準偏差が大きく C_Y が振動中にとりうる値にばらつきがある。図4、図5より、 C_Y の軌跡は、 C_l の軌跡と類似性が確認できる。これにより C_l と C_Y の間には密接な関係があると推察される。

表2 静的試験結果による安定静微係数

迎角, 度	0.0	5.0	10.0
C_{l0}	-0.002457	-0.00244	0.001858
$C_{l\phi}$	-1.26×10^{-4}	-4.09×10^{-4}	-0.00114

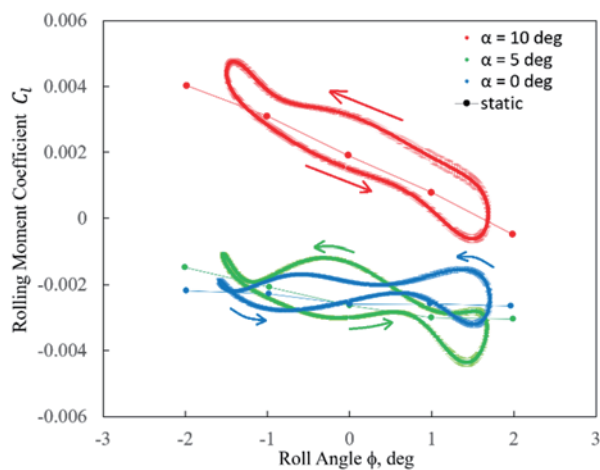


図4 ローリングモーメント係数－ロール角曲線

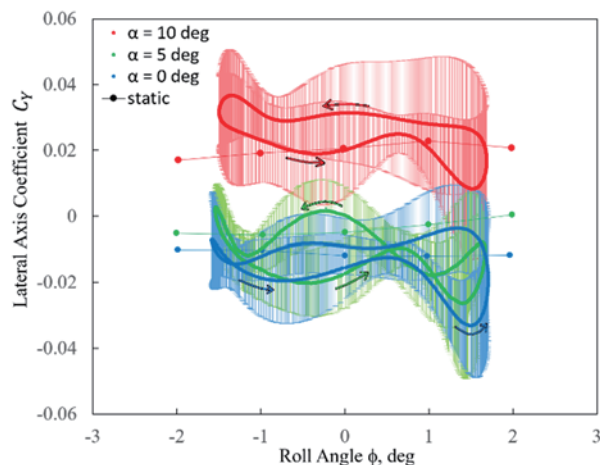


図5 横力係数－ロール角曲線

図6に式(3)より算出された C_l の軌跡と実測値との比較を示す。図6によると、迎角10度においては算出した軌跡の傾きは実測値に沿うものになっており、最大最小ロール角付近では差異が確認できる。迎角5度、0度においては迎角10度のものより実測値との差異が顕著である。実測値との差異が生じるのは、 ϕ が正弦波であるのに対し p は余弦波であるため、式(3)から算出される軌跡が楕円形にならざるを得ないためだと考えられる。

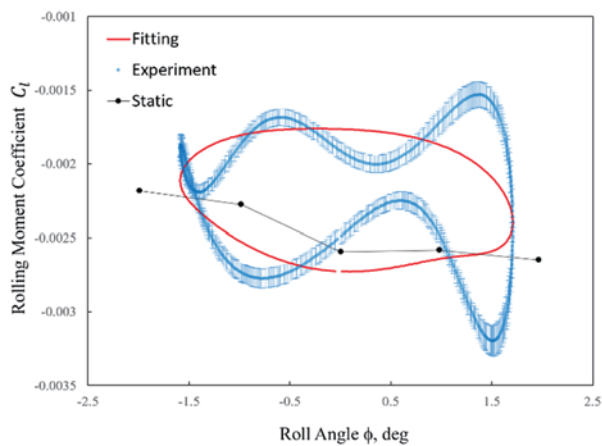
表3に式(4)の回帰分析により推定した、各迎角における C_l の各係数を示す。また図7に式(4)より算出された C_l の軌跡と実測値との比較を示す。図7では迎角10度、5度において C_Y の項を含まないモデルよりも実測値の特徴をよくとらえていることが分かる。図8に各迎角における振動1周期分の推定値 C_l と実測値 \hat{C}_l の残差の二乗を示す。図8により C_Y の項を含むモデルでは含まないモデルよりも各迎角で残差の二乗が低い値を示しており、特に迎角0度では C_Y の項を含むモデルで残差の二乗が概ね 10^{-8} 以下であり、 C_Y の項を含まないモデルから近似が改善しているといえる。さらに表4に各実験における $C_{l\phi}$ を示す。 C_Y の項を含むモデルで推定した $C_{l\phi}$ の方が静的試験結果に近い値となっている。これにより C_Y の項を含むモデルがより機体の静的な特性をよく表しているといえる。以上から C_Y の項を含むモデルが実測値への当てはまりがより良好である。

表3 回帰分析により推定したロール安定微係数 (C_Y の項有り)

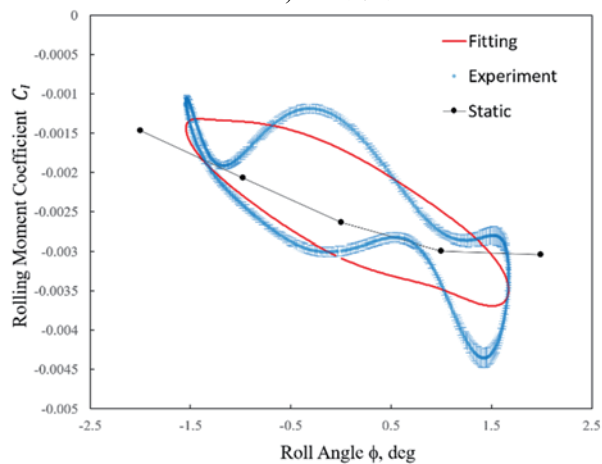
迎角, 度	0.0	5.0	10.0
C_{l0}	-0.001542	-0.001833	9.175×10^{-4}
$C_{l\phi}$	2.233×10^{-5}	-4.538×10^{-4}	-0.001123
C_{lp}	-0.005704	-0.01206	-0.02019
C_{lC_Y}	0.02842	0.03178	0.03062

表4 各実験における静安定微係数, 10^{-4}

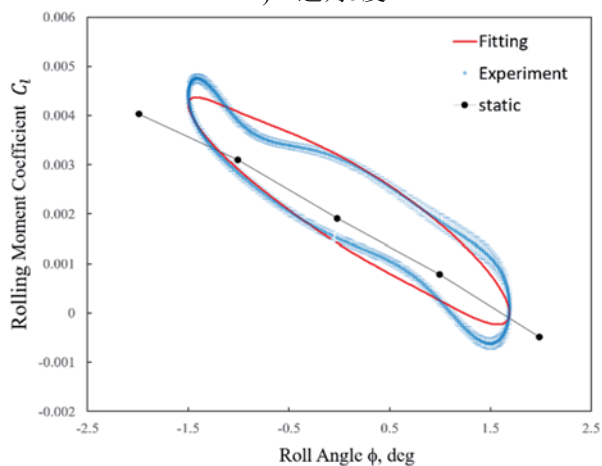
迎角, 度	静的試験	C_Y の項有り	C_Y の項無し
0	-1.26	0.223	0.868
5	-4.09	-4.64	-6.41
10	-11.4	-11.23	-13.33



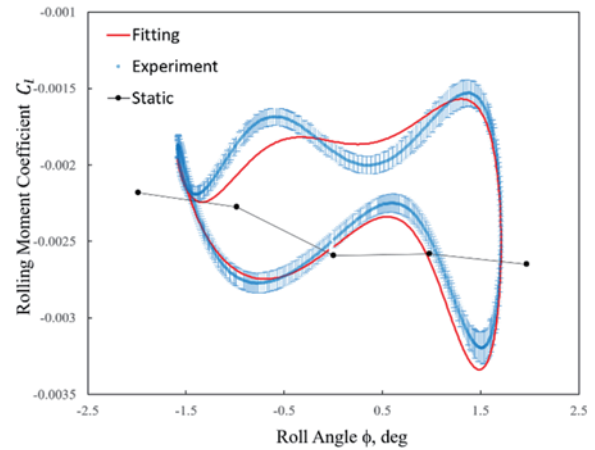
a) 迎角0度



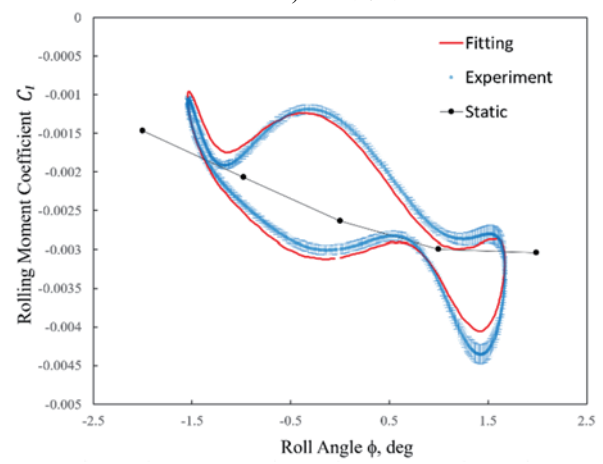
b) 迎角5度



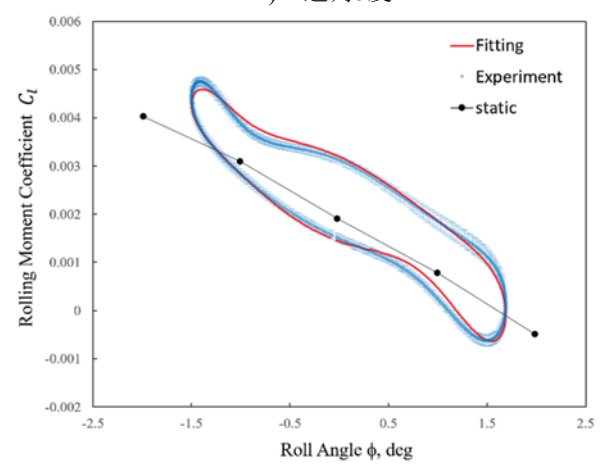
c) 迎角10度

図6 回帰分析により算出されたローリング
モーメント係数(C_Y の項無し)

a) 迎角0度



b) 迎角5度



c) 迎角10度

図7 回帰分析により算出されたローリング
モーメント係数(C_Y の項有り)

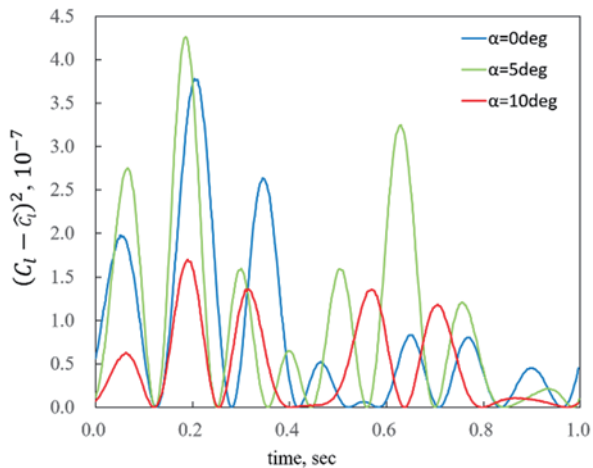
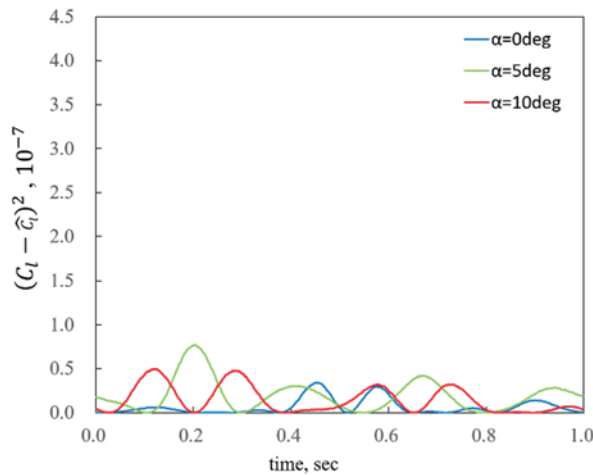
(a) C_γ の項無し(b) C_γ の項有り

図8 推定値の実測値に対する残差の二乗

表3により C_{lp} は各迎角において負の値を示し動的に安定である。また迎角の上昇により C_{lp} が減少し安定性が増している。動的に安定であるのは角速度によって翼が下がる方では迎角が上昇し、翼が上がる方では迎角が減少するため、揚力に差が生じ、運動と逆方向のローリングモーメントが発生するからである⁹⁾。

また、 C_{lcy} はいずれの迎角においても正であった。式(4)において翼面の圧力中心で生じる空気力が胴体の上下中心周りにローリングモーメントを発生させることを仮定したが、例えば横力が右翼方向に発生した場合、ローリングモーメントは右回りに生じているといえる。圧力中心が翼平面形の対称線上にある場合、 C_{lcy} は以下で表される。

$$C_{lcy} = \frac{d}{b} = \frac{0.027}{0.2} = 0.135 \quad (6)$$

ここで d は胴体の上下中心と圧力中心の距離の z 方向成分、 b は翼弦である(単位はm)。一方で、回帰分析により

推定された各迎角における C_{lcy} は式(6)の値の約1/4程度である。これは、圧力中心が翼弦方向に移動することや、揚力対横力が大きくなることが要因で、揚力によるローリングモーメントが横力によるローリングモーメントを打ち消す働きをしているからだと考えられる。

5. まとめ

JAXA 60cm MSBSを用いて、ロール角-2 - 2 degの静的試験、およびロール方向への振幅1.6度の正弦波強制振動試験を実施し、位置姿勢角、および6分力を測定した。迎角は0, 5, 10 deg, 周波数は1 Hz, 風速は20 m/sである。位置姿勢角、および6分力から回帰分析によりローリングモーメント C_l の安定微係数を推定し、 C_l 曲線を計算した。また計算された C_l の実測値 C_l からの偏差を計算した。

静安定微係数 $C_{l\phi}$ は各迎角において負であり、静的に安定を示した。また迎角の上昇とともに $C_{l\phi}$ も減少し、静安定性が増している。動安定微係数 C_{lp} においても各迎角について負であり動的に安定であった。迎角の上昇とともに C_{lp} も減少し、動安定性が増した。

圧力中心にかかる横力が胴体の上下中心周りに生じるローリングモーメントを考慮したモデルと、考慮していないモデルの両方について線形回帰分析によって安定微係数を推定し、 C_l 曲線を計算した。静安定微係数 $C_{l\phi}$ について横力を考慮したモデルの方がより実測値に近い値を示した。また計算された C_l の実測値 C_l からの偏差は、各迎角において横力を考慮したモデルのほうが小さい値を示した。

参考文献

- 1) T. G. Gainer, "A Discrete-Vortex Method for Studying the Wing Rock of Delta Wings," NASA/TP-2002-211965, December 2002.
- 2) 松野隆, 横内滋, 中村佳朗, "45°デルタ翼の失速域におけるウィングロックの振動機構," 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 52, No.601, pp. 80-86, 2004.
- 3) G. X. Wu, X. Y. Deng, Y. K. Wang, W. Tian, "Wing Rock Induced by Forebody Asymmetric Vortex in Coning Motion and its Control Method," 7th APCATS 2013.
- 4) C. Nettelbeck, "Wing Rock Control Stability on a Double Delta Wing Using Recessed Angled Spanwise Blowing," Initial Thesis Report, UNSW@ADFA, 2008.
- 5) M. E. Beyers, "Unsteady Wind-Tunnel Interference in Aircraft Dynamic Experiments," J. of Aircraft, Vol. 29, no. 6, Nov-Dec 1992.
- 6) 澤田秀夫, 国益徹也, "低速風洞用60cm磁力支持装置の開発," 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 50, No. 580, pp. 188-195, 2002.
- 7) 澤田秀夫, "JAXA 60cm磁力支持天秤装置における有翼模型の空気力評価法," 日本航空宇宙学会論文

集, Vol. 57, No. 668, pp. 363-371, 2009.

- 8) 甲斐大貴, 杉浦裕樹, 手塚亜聖, “運動を伴う航空機模型の高迎角磁力支持,” 第 56 回飛行機シンポジウム講演集(CD-ROM), 2018.
- 9) 牧野光雄, “航空力学の基礎,” 第 3 版, 産業図書株式会社, 2017.