

磁力支持天秤装置による運動するデルタ翼機模型の非定常空力計測

甲斐 大貴 (早稲田大学大学院), 杉浦 裕樹 (JAXA), 手塚 亜聖 (早稲田大学)

Unsteady Aerodynamic Measurements of Moving Delta Wing Model Using Magnetic Suspension and Balance System

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

ABSTRACT

Forced oscillation wind tunnel tests were conducted on a delta wing model with a 60° swept leading edge using JAXA's 60 cm high angle of attack (AOA) magnetic suspension and balance system (MSBS) wind tunnel. The pitch axis dynamic derivatives of the model were measured, and the effects of the center AOA of oscillation, oscillation amplitude, and oscillation frequency were surveyed. The loci of the aerodynamic longitudinal components varied complexly according to oscillation center AOA, amplitude, and frequency; however, in cases of oscillation center AOA of 0 degree and frequency of 1 Hz, the loci of pitching moment tended to vary in similar form with increase of the oscillation amplitude. The degree of scatter of the dynamic derivatives tended to be larger at higher angles of attack.

1. はじめに

現在, 更なる燃費・搭載量向上や超音速飛行時の静粛化を目的として, ハイブリッドウイングボディ (HWB) 機 (X-48/NASA) や低ソニックブーム機 (D-SEND/JAXA, X-59/NASA) 等の様々な航空機形状が検討されている. BWB機のように尾翼を持たず, ピッチ方向の慣性モーメントが比較的小さい航空機では, 機体の振動が比較的高周波となり弾性変形と干渉を引き起こすことによるピッチ方向の動的な不安定性であるボディフリーダムフラッタが発生する^{1),2)}. 新規形状の航空機は従来の航空機形状から大きく逸脱することから従来データベースの利用が困難であるため, これらの航空機を設計するには新たに空力的な動安定性を詳細に調査する必要がある. 動的な安定性を正確に把握することは, 将来航空機における飛行制御則の設計や, シミュレーション技術の開発において非常に重要である.

X-48やX-59の翼平面形はデルタ翼であるが, 特に後退角が 65° 以下であるためNon-Slenderデルタ翼に分類される. 従来, デルタ翼の動的安定性は主に後退角が 65° 以上のSlenderデルタ翼についてよく調査されてきたが, 近年ではNon-Slenderデルタ翼面上の流れに注目が集まっている^{3),4)}.

航空機の空力特性を調査する手法として, 主に数値計算 (CFD) と, 風洞試験が挙げられる. なかでも風洞試験は, CFDによって得られた空力特性を検証する意味でも非常に重要である. 航空機の動的安定性を風洞試験によって調査する際, 一般的な風洞試験では模型がステーシングによって支持されるため支持干渉が発生する. 特に, 動的な試験では模型が運動するため, 支持干渉が大きくなる傾向にある. 動的な試験において, 模型後流の再循環領域にステーシングが存在することによって強い非線形性を示す干渉が発生し, 支持干渉の

補正を困難なものにすることが指摘されている⁵⁾. また, 曲がりストラットを用いて動特性の調査を行う場合, 後方のストラットが翼面上の渦崩壊に影響を与えることが報告されている⁶⁾. デルタ翼を有する標準模型であるStandard Dynamics Modelでは, 静的な風洞試験においても支持装置の違いによってピッチングモーメント係数の符号が異なることが報告されている⁶⁾.

流れ場への干渉がない支持機構として, 磁力支持天秤装置 (MSBS) がある. MSBSとは, 磁力で模型を空中に固定する装置である. 磁場を発生させる際, 電磁石に流れる電流を計測することで模型に働く力が計算できるため, 天秤装置としての機能も兼ね備えている. また, 電磁石に流す電流を制御することによって模型を自由に運動させることが可能である.

本研究では支持装置としてMSBSを用いて後退角 60° のデルタ翼を有する航空機模型の動安定性を調査する. 模型の姿勢をピッチ方向に強制的に振動させることによって運動中の模型に働く空気力を計測する. 得られたピッチングモーメント係数から機体の動安定微係数を算出することで, 加振中心の迎角や振幅, 周波数の影響を調査する.

2. 実験装置と実験方法

2.1. デルタ翼機模型

風洞試験を行った模型は, 高翼のデルタ翼機模型である. 模型の概略図を図1に示す. 翼の平面形は正三角形であり, 翼根は200 mmである. 翼型は平板であり, 翼の前縁および後縁は直角の裁ち落としとなっている. 胴体はAGARD-B模型と同様のものである. 胴体内部には磁力支持を行うための磁石が内蔵されている. 今後翼面上の流れ場の可視化を行うことを想定し, 翼配置を高翼とした.

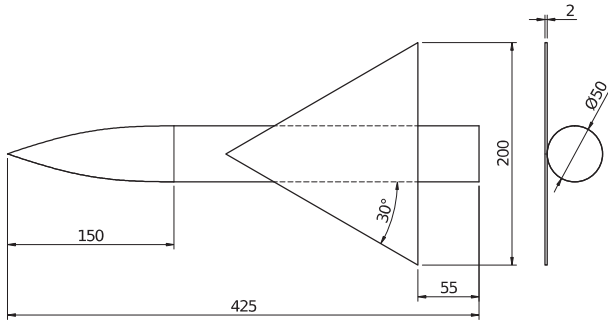


図1 デルタ翼機模型 (単位: mm)

2.2. JAXA 60 cm 磁力支持風洞

本研究では風洞試験設備としてJAXA 60 cm MSBS風洞を用いた。JAXA 60 cm MSBS風洞の外観を図2に示す。風洞は低速循環式風洞であり、測定部の寸法は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。

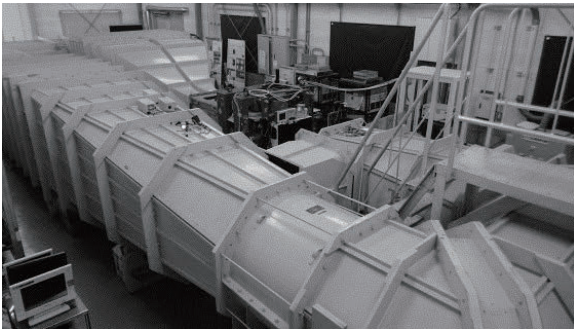


図2 JAXA 60 cm MSBS風洞

風洞測定部にMSBSが設置されている。Earnshawの定理として知られるように、磁場中の磁石はその位置について安定なつり合い状態を維持できない。MSBSは磁場をフィードバック制御することで、安定して磁石を空中に固定できる。本研究におけるMSBSのコイル配置の概略図を図3に示す。風洞の気流はコイル#0から#9へと流れる。本研究で使用したMSBSでは、2台の2次元CMOSカメラによって模型の位置および姿勢を検出し、10個のコイルに流れる電流を制御することによって模型の6軸を制御し、空中に安定に保持する。本試験で使用したMSBSは高迎角・大振幅に対応するために開発された。詳細は文献7)を参照されたい。

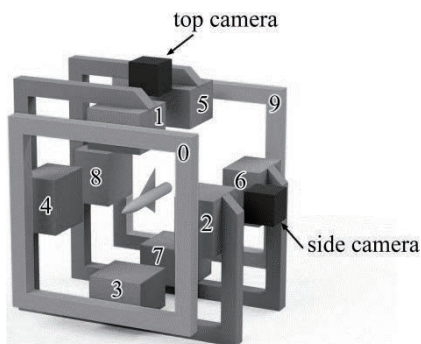


図3 MSBSコイル配置

2.3. 実験の方法と条件

JAXA 60 cm MSBSによってデルタ翼機模型を風洞測定部内に磁力支持し、静的な試験およびピッチ方向へ加振する強制振動試験を行った。

本研究では静的な風洞試験およびピッチ方向へ加振する強制振動試験を行った。試験の概要を表1に示す。静的試験では、模型の迎角を -5° から 20° まで 1° 刻みで変化させ、その際の縦3分力を取得した。強制振動試験では、式(1)で表される正弦波状に模型をピッチ方向(迎角方向)へ加振した。

$$\theta(t) = A \sin(2\pi f(t - t_0)) + \theta_0 \quad (1)$$

ここで、 A は振幅、 f は周波数、 t は時刻、 t_0 は初期時刻、 θ_0 は中心のピッチ角である。

加振の中心の迎角 θ_0 は 0.0° 、 5.0° 、 10.0° 、 15.0° とし、振幅 A を 0.5° 、 2.3° 、 3.5° 、 5.9° と変更して試験を行った。加振周波数 $f=1.0$ Hzとし、振幅 $A=0.5^\circ$ については加振周波数 $f=1.0$ Hzと $f=2.0$ Hzで試験を行った。

表1 試験概要

試験種類	静的試験	動的試験	
迎角, 度	-5 から 20 , 1° 刻み	0.0, 5.0, 10.0, 15.0	
振幅, 度	-	0.5	2.3, 3.5, 5.9
周波数, Hz	-	1.0, 2.0	1.0
風速, m/s	20.0	19.8	

2.4. データ解析手法

磁石に働く力は電流に比例するため、コイルの流す電流を計測し、較正係数を乗じることで模型に働く6分力を算出する。較正係数は事前に模型に分銅を吊るして取得する。MSBSの制御電流の生データはノイズが大きいため、6分力を算出する際に5 Hzのローパスフィルタを通す。通風時と無風時のデータを取得し、通風時のデータから無風時のデータを差し引くことで空気力のみデータを得る。得られた強制振動させた際の空力データ40波長分を各位相時刻において平均化し、その時刻における標準偏差を算出する。ピッチングモーメントの基準点は50%平均空力翼弦とした。

得られたデータから、各迎角における動安定微係数を以下の式によって求める⁸⁾。

$$\overline{C_{mq}} = C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq} = \frac{C_{m(q_{\max})} - C_{m(q_{\min})}}{\frac{c_{\text{ref}}}{2U}(q_{\max} - q_{\min})} \quad (2)$$

ここで、ピッチ方向の動安定微係数: $\overline{C_{mq}}$ 、迎角変化による動安定微係数: $C_{m\dot{\alpha}}$ 、ピッチ角変化による動安定微係数: C_{mq} 、ピッチングモーメント係数: C_m 、代表コード長: c_{ref} 、ピッチ角変化率: q 、風速: U である。添え字max, minは最大値と最小値を表す。代表コード長には平均空力翼弦を使用した。

3. 実験結果と考察

3.1. 中心迎角, 加振振幅の効果

抗力係数の軌跡の振幅・迎角による変化を図 4 に示す。ここで、図 4 の縦方向のエラーバーは同じ位相の時刻において風洞試験によって得られたデータを 40 回平均した標準偏差 $\pm\sigma$ を示す。図 4 より、振幅 5.9° の場合に注目すると、迎角 0° 中心の抗力係数の軌跡は左回りのヒステリシスであり、このことは迎角が増加する際により小さな値を取り、迎角が減少する際により大きな値を取ることを意味する。迎角 5° および 15° 中心では、軌跡のヒステリシスが迎角 0° の場合に比較して小さい。迎角 15° 中心では抗力係数の軌跡は右回りとなり、静的な試験結果に比べて、迎角が減少する際により小さな値を取っている。また、中心の迎角, 加振振幅にかかわらず抗力係数の軌跡の右端および左端は静的な試験結果と近い値を取る傾向にある。本試験では模型を正弦波状に振動させているため、軌跡の右端および左端では模型の角速度が 0 となる。このことを考慮すると、抗力係数の軌跡が右端および左端で静的な試験結果と近い値を取ることは、角速度が 0 の位相で静的な試験と近い流れ場となっていると考えることができる。

揚力係数の軌跡の振幅・迎角による変化を図 5 に示す。図 5 より、揚力係数の軌跡は静的な試験結果を取り囲むように変化し、振幅 5.9° の場合、総じて右回りである。しかしながら、軌跡の形は迎角, 加振振幅によって変化している。迎角 0° 中心の加振の場合、軌跡はそれぞれの振幅に対して同様な形状となっている。し

かし迎角 5° 以上のデータでは、軌跡の形状が振幅によって変化している。また、迎角 0° 中心の場合に注目すると、迎角 0° の位相の揚力係数は迎角減少時（ダウンストローク）の場合に比較して迎角増加時（アップストローク）の場合、加振振幅の違いによる差異が大きい。このことは、揚力係数において迎角が増加する過程と減少する過程で非対称に動的な効果が表れることを示唆している。

振幅 5.9° の場合に注目すると、揚力係数の軌跡は振動の高迎角側と低迎角側で左右対称ではなく、迎角 0° 中心の抗力係数の軌跡のアップストローク時とダウンストローク時の乖離は低迎角側で大きくなり、高迎角側では小さくなる。迎角 15° 中心の軌跡では、逆に、振幅 5.9° の軌跡は高迎角側で丸まった形状となり、低迎角側でとがった形状となっている。迎角 0° で軌跡が高迎角側と低迎角側で対称とならないことは、模型が上下対称ではなく、高翼であることに起因していると考えられる。抗力係数の場合と異なり、軌跡は必ずしもその両端で静的な試験結果と近い値を取っていない。このことから、デルタ翼機模型を加振した際の揚力係数が、模型の迎角と角速度に加え、模型姿勢の時間履歴や角加速度等の他の要素に依存して変化すると考えられる。

ピッチングモーメント係数の軌跡の振幅・迎角による変化を図 6 に示す。図 6 から、ピッチングモーメント係数は静的な試験結果の周囲に軌跡を描きつつも、加振する中心の迎角によって複雑に形状が変化してい

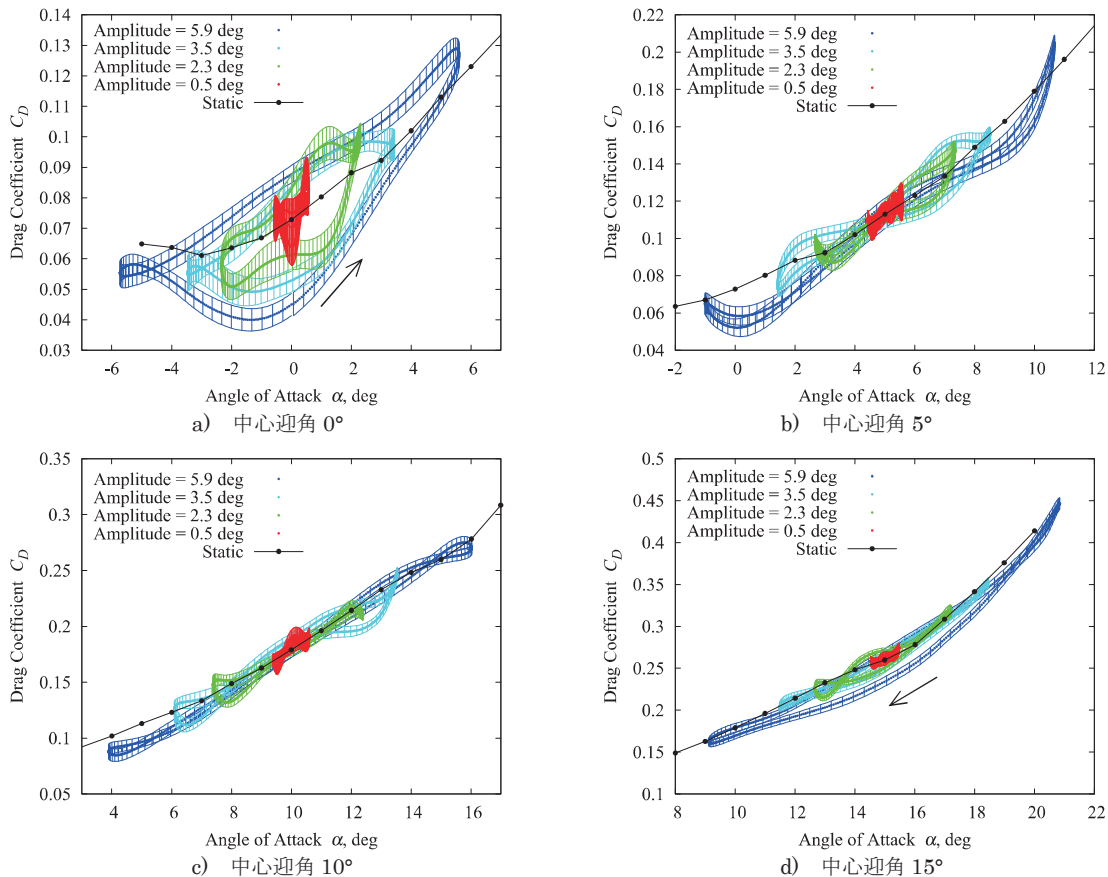


図 4 抗力係数の迎角, 振幅による変化 ($Re_{\text{mac}} = 1.5 \times 10^5$, 周波数 $f = 1.0$ Hz)

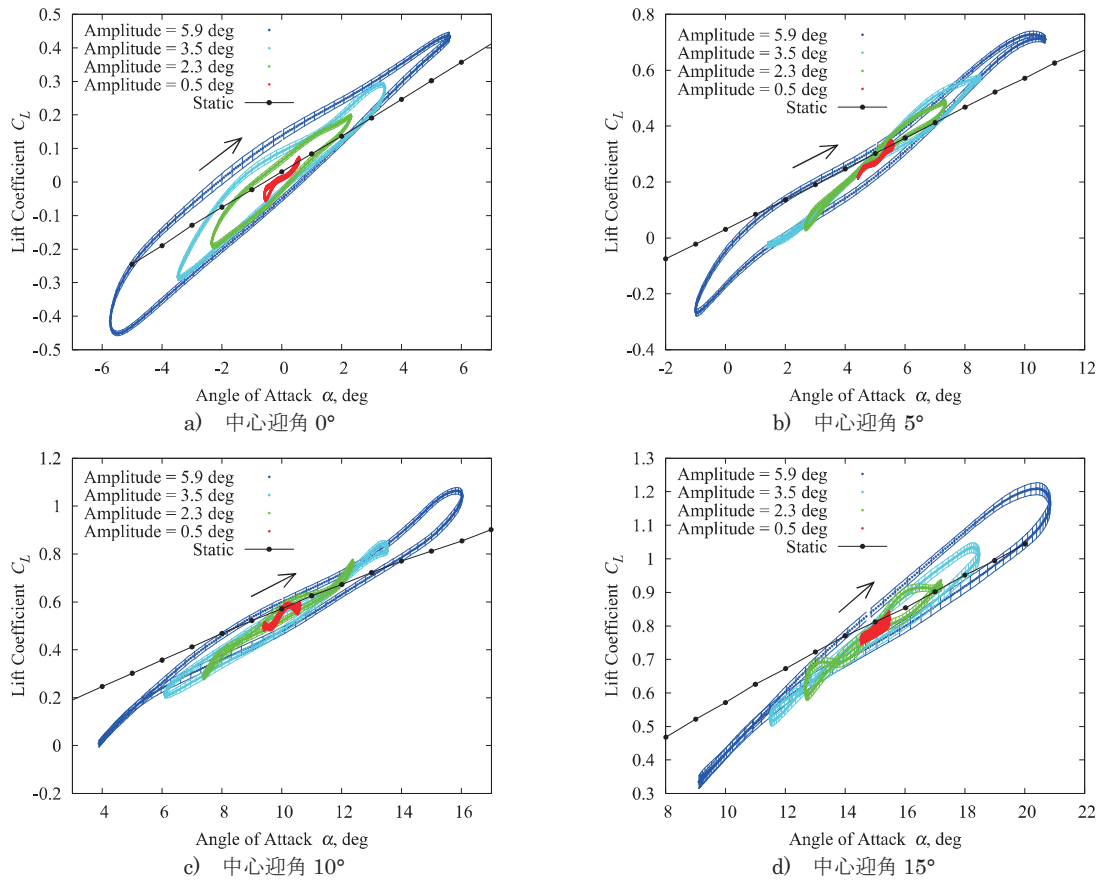


図5 揚力係数の迎角, 振幅による変化 ($Re_{mac} = 1.5 \times 10^5$, 周波数 $f = 1.0$ Hz)

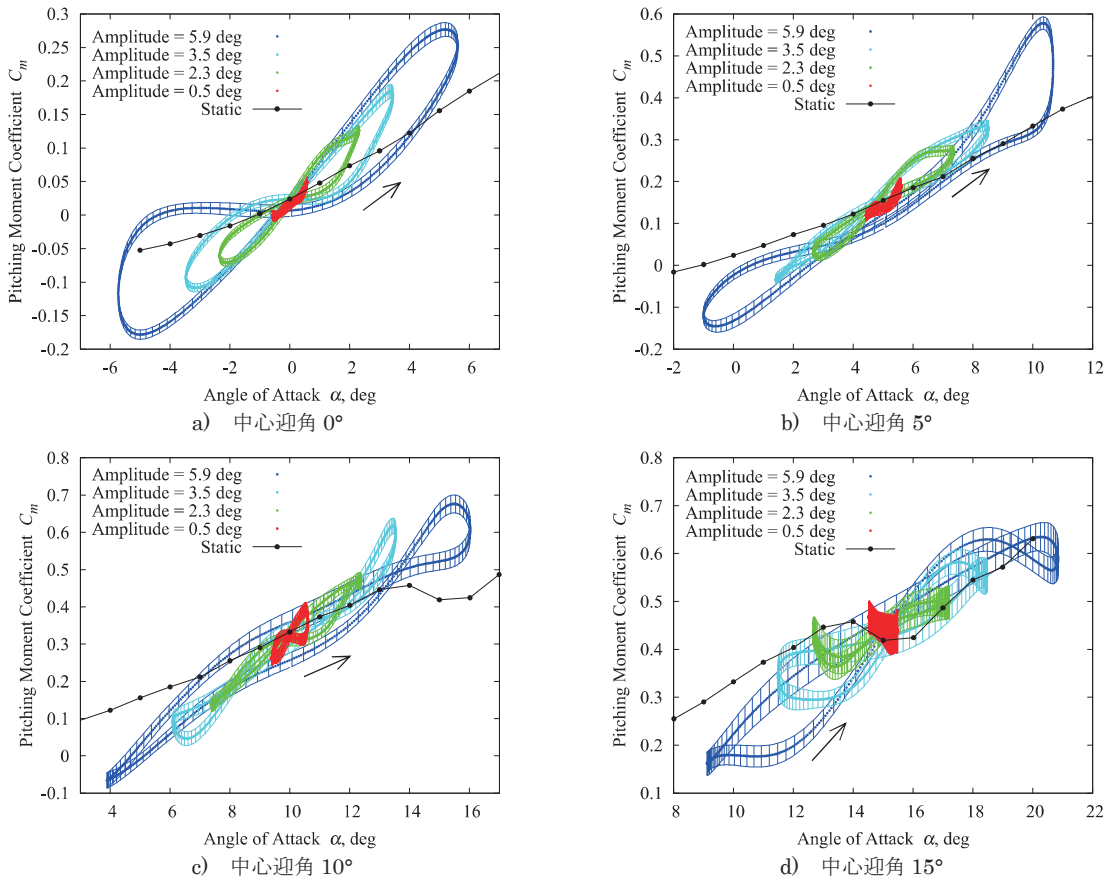


図6 ピッチングモーメント係数の迎角, 振幅による変化 ($Re_{mac} = 1.5 \times 10^5$, 周波数 $f = 1.0$ Hz)

る。迎角 0° 中心の場合、各加振振幅のデータにおいて軌跡の形状が8の字を描いて類似しており、振幅の変化に対して相似形となるような軌跡を描く。迎角 5° 以上のデータでは、振幅の違いによって軌跡の形状も異なっており、振幅に対して複雑な軌跡を描く。迎角 15° 中心では、ピッチングモーメント係数の軌跡は複数回交差する複雑な形状となる。また、エラーバーの長さを比べると、迎角 0° 中心の軌跡に比べて、迎角 10° 、 15° 中心の軌跡では標準偏差が大きい。このことから、高迎角ではデルタ翼面上の流れ場が非常に複雑となると推察される。軌跡の左右端をみると、軌跡の左右端の値は静的な結果と乖離している。また、迎角 0° から 5° 付近に着目すると、迎角 0° 中心の軌跡ではアップストローク時の値がダウンストローク時の値よりも小さいのに対し、迎角 5° 中心の軌跡ではアップストローク時の値がダウンストローク時の値よりも大きい。これらのことから、揚力係数の場合と同様にして、動的なピッチングモーメント係数は模型の迎角・角速度以外の要素にも依存して変化すると考えられる。

式(2)による動安定微係数の算出結果を図7に示す。ここで図7のエラーバーは動安定微係数を算出した迎角の位相において風洞試験データを40回平均した際の標準偏差 $\pm\sigma$ を表す。図7をみると、加振振幅が小さくなるにつれて標準偏差が大きくなっている。これは加振周波数が同じであるため、加振振幅が小さいほど中心の迎角を通過する際の角速度が小さく、動安定微係数を算出する式(2)の分母に角速度の項があることか

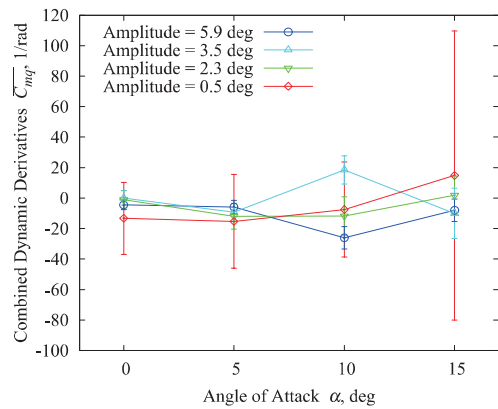


図7 ピッチ方向の動安定微係数の迎角、振幅による変化 ($Re_{mac} = 1.5 \times 10^5$)

ら、角速度が小さいほどピッチングモーメント係数の変化に対する感度係数が大きくなるためである。動安定微係数は $\pm 5.9^\circ$ の振幅では全ての迎角において負の値を取っており、動的に安定であると評価できる。しかし、振幅 5.9° 以外の振幅のデータでは正の値を取るものも存在し、特に迎角 10° および迎角 15° において、振幅の違いによる値のばらつきが低迎角側のデータに比較して大きくなっている。このことから、高迎角において空気力の非線形性が顕著になるといえる。

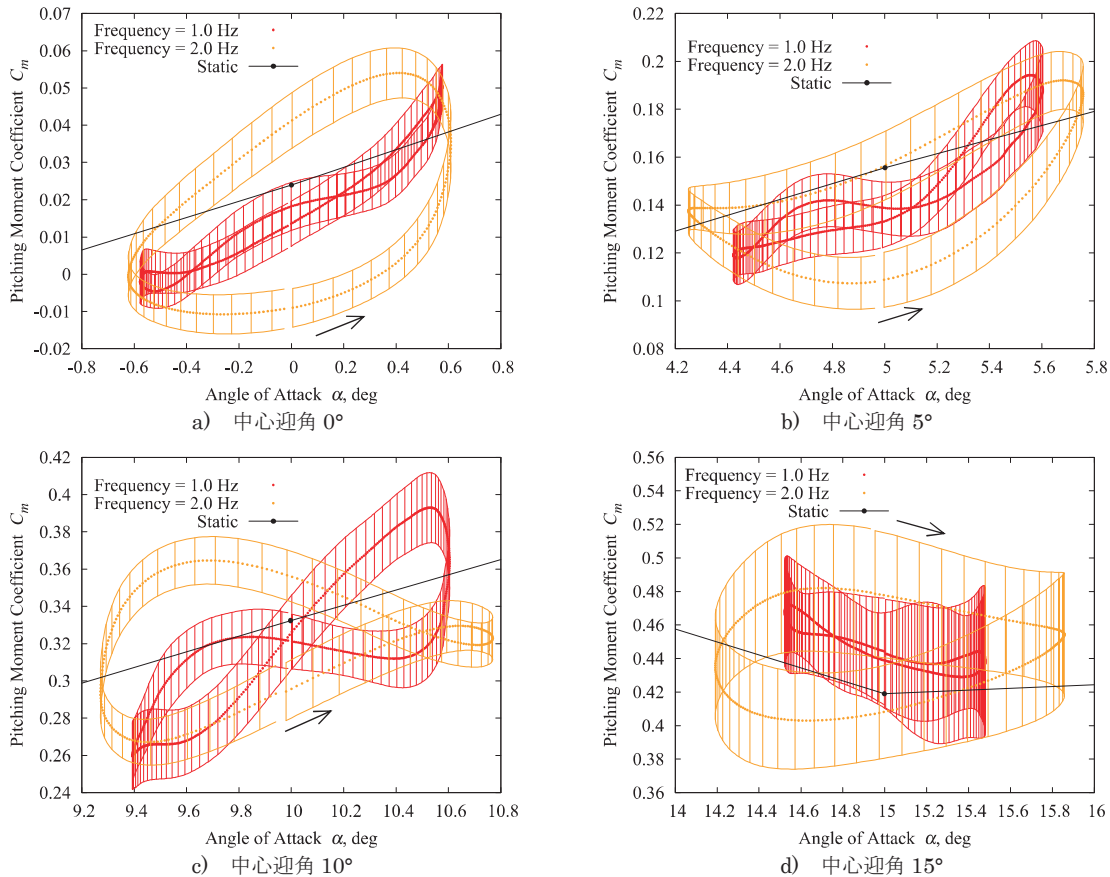


図8 ピッチングモーメント係数の迎角、加振周波数による変化 ($Re_{mac} = 1.5 \times 10^5$)

3.2. 加振周波数による効果

ピッチングモーメント係数の軌跡の加振周波数による違いを図8に示す。ここで、図8の縦方向のエラーバーは同じ位相の時刻において風洞試験によって得られたデータを40回平均した標準偏差 $\pm\sigma$ を示す。本試験では、全ての試験において同じ入力振幅を与えた。制御系のピッチ振幅の利得に周波数依存性が存在することによって、迎角 0° 中心の場合にはほぼ同等の振幅となっているものの、高迎角においては2 Hzの場合に出力振幅が大きくなっている。

図8より、ピッチングモーメント係数は、迎角 0° 中心の場合において、周波数が大きくなるとヒステリシスが大きくなる。また、迎角 5° 、 15° の結果においても、2 Hzの軌跡は1 Hzの軌跡よりもヒステリシスが大きい傾向にある。このことは振動の周波数が小さいと準静的な状態であると考えられることができるため、動的な効果が小さくなったものであると考えられる。また、迎角 0° 中心の軌跡において、大振幅(1 Hz)の場合と異なり、軌跡は交差していない。このことから、大きい振幅では動的に働く空気力の扱いが難しくなるといえる。

式(2)による動安定微係数の算出結果を図9に示す。図9より、加振周波数が2 Hzの場合は1 Hzの場合と比較して標準偏差が小さい。式(2)において角速度は分母にあるため、角速度が大きいほどピッチングモーメント係数変化に対する感度係数が小さくなるためであると考えられる。また、加振周波数が2 Hzの場合は1 Hzの場合と比較して平均値の絶対値が大きい。このことは、角速度が小さい場合は静的な状態に近い流れ場になるためであると考えられる。

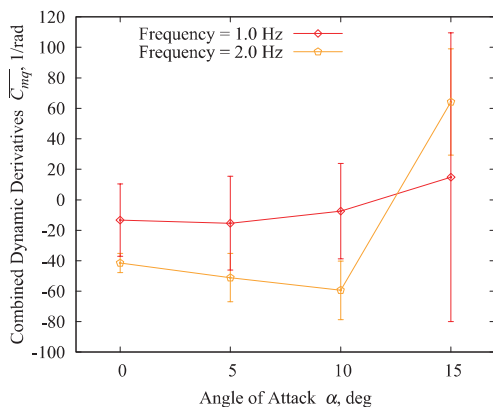


図9 ピッチ方向の動安定微係数の迎角、周波数による変化 ($Re_{\text{mac}} = 1.5 \times 10^5$)

4. まとめ

本研究では、JAXA 60 cm MSBSを用いて、静的な風洞試験およびピッチ方向に加振する強制振動試験を行った。得られた強制振動試験結果から中心迎角、加振振幅、加振周波数の変化による動安定微係数の変化を調査した。

ピッチ方向へ強制加振した際の縦三分力の軌跡は振幅によって複雑に変化するが、迎角 0° 中心の加振の場合においては、ピッチングモーメント係数および揚力係数について軌跡は振幅の変化に対しておおよそ相似形となった。各迎角、振幅のデータについて動安定微係数を算出すると、迎角 10° 以上では低迎角におけるデータと比較してデータのばらつきが大きくなった。

周波数を変化させた場合、周波数を増加させるとピッチングモーメント係数の軌跡のヒステリシスが大きくなることが確認された。加振周波数が2 Hzの場合1 Hzの場合と比較して、平均値の絶対値が大きくなり、標準偏差は減少した。

参考文献

- (1) Livne, E. and Weisshaar, T. A., "Aeroelasticity of Nonconventional Airplane Configurations – Past and Future," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 6, 2003, pp. 1047-1065.
- (2) Richards, P. W., Mardanpour, P., Herd, R. A., and Hodges, D. H., "Effect of Internal and Constitutive Properties on Body-Freedom Flutter of a Flying Wing," AIAA Paper 2013-1840, 2013.
- (3) Gursul, I., "Recent Developments in Delta Wing Aerodynamics," *The Aeronautical Journal*, Vol. 108, No. 1087, Sept. 2004, pp. 437-452.
- (4) Gursul, I., Gordnier, R., and Visbal, M., "Unsteady Aerodynamics of Non slender Delta Wings," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 41, No. 7, Oct. 2005, pp. 515-557.
- (5) Ericson, L. E. and Reding, J. P., "Dynamic Support Interference in High-Alpha Testing," *Journal of Aircraft*, Vol. 23, No. 12, 1986, pp. 889-896.
- (6) Beyers, M. E., "Some Recent NAE Experiments of Support Interference in Dynamic Tests," NRC NAE LTR-UA-83, 1985.
- (7) 甲斐大貴, 杉浦裕樹, 手塚重聖, "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.
- (8) Vicroy, D. D., Huber, K. C., Rohlf, D., and Löser, T., "Low-speed Dynamic Wind Tunnel Test Analysis of a Generic 53° Swept UCAV Configuration with Controls," AIAA 2014-2003, 2014.