

3C07 低速域でのデルタ翼ウイングロック現象の発現領域と動的不安定性の調査

○山岸悠真（東北大院），伊神翼（東北大流体研），永井大樹（東北大流体研）

Investigation of Wing Rock Onset Region and Dynamic Instability of a Delta Wing in Low-Speed Flow
Yuma Yamagishi, Tsubasa Ikami and Hiroki Nagai (Tohoku University)

Key Words : Low-Speed Flow, Unsteady Flow, Flow Induced Vibration

Abstract

A delta wing sets up self-induced rolling oscillation known as “wing rock” when it is placed in low-speed flow at high angles of attack. In recent years, delta wings have been increasingly adopted in the development of MAVs and UAVs to achieve both sufficient lift and maneuverability at low speeds. In this study, an experimental investigation of the rolling motion of slender-delta wings with 80-deg. sweep angle at low speeds, using a free-to-roll method, is conducted. The results indicated that wing rock occurred over a wide range of conditions at the velocity scales of MAVs and UAVs.

1. 緒言

超音速で飛行する高速機は空力性能向上を目的としてデルタ翼を多く採用している。デルタ翼は揚力傾斜が小さく、離発着時に低速飛行する際は、通常迎角を大きくとることで、翼前縁から剥離した流れが翼面上で再付着して発生する前縁剥離渦（Leading Edge Vortex, LEV）の吸引力により、低速飛行に必要な揚力を確保している[1]。しかし、僅かな擾乱などでLEVが翼の左右で非対称になると、ウイングロックと呼ばれるロール方向への自励振動が生じることが知られている[2,3]。ウイングロック現象は、機体の揚力の低下、操縦性の悪化につながるため、これまでに多くの先行研究がなされている[2]。楯ら[3]は、流速 20 m/s にて後退角が 55 – 85 deg. の薄いデルタ翼を使用した自由振動試験を実施し、様々な後退角にてロール方向に不安定化し、ウイングロックが起こることを報告した。

近年、低速時の揚力確保と機動性の両立を目的として、デルタ翼を使用した Micro Air Vehicle (MAV) や Unmanned Aerial Vehicle (UAV) などの小型航空機の開発が進行している。これらの機体は飛行速度が 30 m/s 以下の低速域であり、フライトエンベロープ拡張と安定飛行の観点から、より広範な流速域におけるロール方向の動的安定性を評価することが要求されている。本研究では、低速飛行する後退角 80 deg. デルタ翼に対して、MAV・UAV の飛行速度を模擬した幅広い流速条件下でロール角の自由振動試験を実施した。また、取得したロール角時間履歴から、低速時の動的ロール特性を調査した。

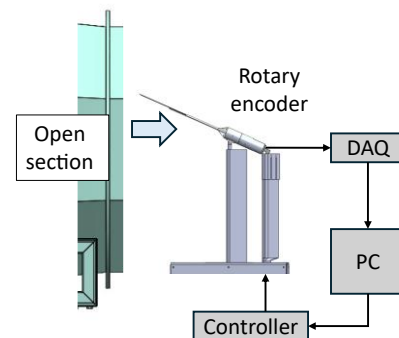
2. 自由振動試験

デルタ翼のロール運動特性の取得を目的として、翼模型をロール方向に自由に回転できるようにし、自励振動時のロール角の時間履歴を計測した。

実験では、東北大学流体科学研究所所有の低乱熱伝達風洞を開放型で使用した。吹き出し口は対辺 0.81×0.81 m の正八角形である。図1 a) にデルタ翼模型とその支持装置を示す。使用したデルタ翼は後退角 80 deg., 翼根のコード長 200 mm, 厚み 2 mm で、アルミニウム合金A2017で作製されている。前縁は 45 deg. の鋭角形状である。今回は、主流に対して



a) デルタ翼模型と翼模型支持装置



b) 実験装置の概略図

図1 実験系のセットアップ

前縁の鋭角が風上向きになるように配置した。翼模型を支持するスティングは自由に回転できるように2個のミニチュアベアリングで固定されており、樹脂製のカップリングを介してロータリーエンコーダ(E6A2-CWZ3E 360P/R, オムロン)と接続した。図1b)に実験装置全体の概略図を示す。エンコーダーで取得したデータは、DAQ (BNC-2120, National Instruments)を介してデータ記録用のPCに取り込み、サンプリングレート 1 kHzでロール角 ϕ を取得した。主流速度は、10, 15, 20, 25, 30 m/s とし、迎角を $\alpha = 0-35$ deg. で変化させた。コード長基準のレイノルズ数は $Re=1.3-4.0 \times 10^5$ である。計測開始時に初期ロール角として $\phi=45$ deg. を与え、開放後に自励振動に移行した場合をウイングロック発生と定義した。

また、計測された時間履歴から、ロール角速度 $\dot{\phi}$ および角加速度 $\ddot{\phi}$ を、楕らにより提案された中心差分法[3]を用いて算出した。ウイングロック中の動的なローリングモーメント係数 C_{roll} は、ロール1自由度運動方程式より導出した[4]。

$$I \ddot{\phi} = qSb C_{roll} \quad (1)$$

ただし、 I は翼模型とスティングの慣性モーメント、 q は一様流速より求まる動圧、 S は翼面積、 b はスパン長である。

3. 結果

図2に、流速 20 m/s における自由振動試験のロール角時間履歴を示す。図2a), b), c) はそれぞれ $\alpha = 23, 24, 30$ deg. の結果である。図より、 $\alpha = 23$ deg. では、初期ロール角 45 deg. より次第に振幅が減少し、最終的に $\phi = 0$ deg. に収束した。一方、 $\alpha > 23$ deg. では、振幅が一定のリミットサイクル運動に移行することが分かった。さらに高迎角になると、初期ロール角を与えずとも自然とウイングロックに入った。迎角増加に伴い翼後縁まで LEV が発達し、LEV による翼面上の負圧効果が大きくなることで[5]、一様流速中の擾乱や、翼模型先端の構造的な非対称性の影響[3]により、自然と振動が増幅するためであると考えられる。

図3に、各流速・迎角条件におけるロール角振幅の結果をまとめる。今回試験した全ての流速条件において、ウイングロックが高迎角側で発生した。今回は後退角が大きく、前縁形状が鋭角のデルタ翼を使用しており、LEV の形成が安定しているため、流速が遅い領域でもウイングロックが起こったと推察される。流速が増すに従い、ウイングロックの発生迎角はより低迎角側にシフトした。これは、流速が増加す

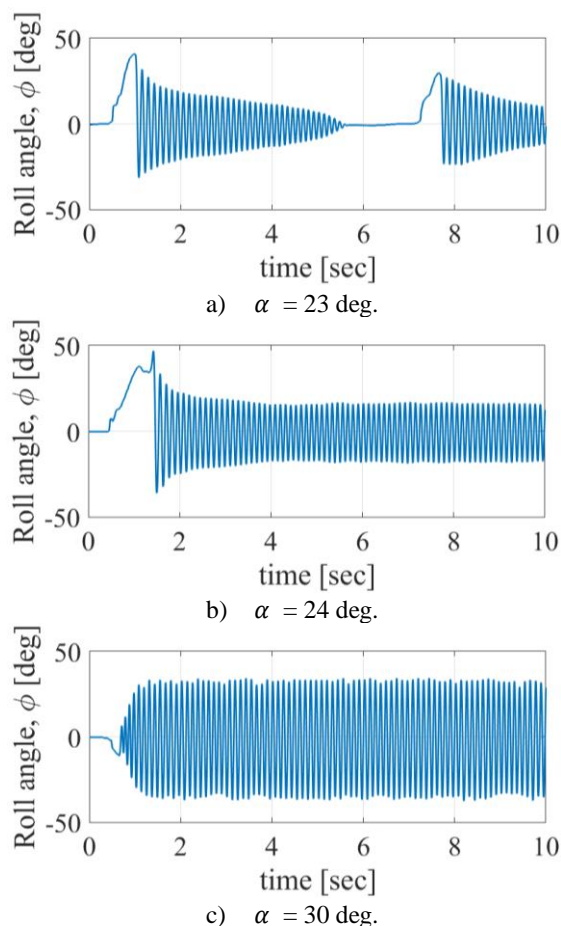


図2 ロール角の時間履歴

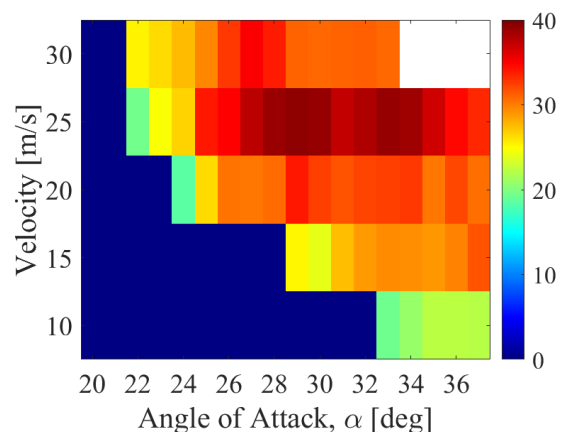


図3 各流速でのロール角振幅結果

ることによって渦の強度が増し、ウイングロック駆動の原因とされている LEV の非対称な発現を誘発するためであると考えられる[6, 7]。一方で、20 m/s 以上では、 $\alpha = 30$ deg. 付近にて振幅は極大値を取り、以降は迎角増加に伴って振幅は減少する傾向を示した。特に高迎角側では、渦崩壊によるダンピング効果が指摘されており[8]、それまで翼表面上で保持されていた LEV の崩壊が前縁側に早まることで、左右に生じるローリングモーメントが減少するためであると推察される。

図4に、ロール角の時間履歴より算出した振動1

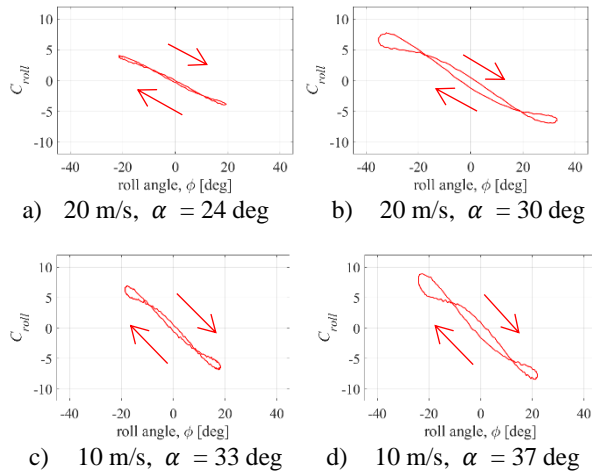


図4 動的ローリングモーメント係数, C_{roll}

周期中のローリングモーメント係数 C_{roll} を示す。図4a), b) は流速 20 m/s における $\alpha = 24, 30 \text{ deg}$ の結果を、図4c), d) は流速 10 m/s における $\alpha = 33, 37 \text{ deg}$ の結果をそれぞれ示している。迎角はそれぞれウイングロックの開始迎角と最大振幅時の迎角を示している。すべての条件で、 C_{roll} は ϕ に対してヒステリシスを示しており、迎角増加に伴い、ループ面積が拡大することが分かった。ループは時計周りの時、系へのエネルギー供給、半時計周りの時、系からのエネルギー散逸を示す。よって、迎角増加により翼模型と気流との間のエネルギー交換が活発化し、より大きな振動振幅を引き起こすことが示唆される。一方、流速が増すとループ全体の傾きが緩やかになっている、これにより、ロール角がついた状態での復元モーメントの作用が小さくなるために、流速増加に伴って振幅が大きくなると考えられる。

4. 結言

本研究では、後退角 80 deg. デルタ翼の低速におけるロール角の動的ロール特性を評価するため、広域な流速条件下でロール角自由振動試験を実施した。その結果、全流速条件においてウイングロックの発生が観測され、特に、10 m/s という非常に低速な条件下でも、高迎角ではロール方向の動的不安定性が生じることが明らかとなった。これは LEV が低速域でも安定して発達していることを示唆している。今後は、感圧塗料を使用した非定常圧力分布計測を実施し、LEV による翼面上の負圧効果及び渦の崩壊位置の非対称特性に着目して、ロール方向の動的不安定性と流れ場の関連を定量的に調査する予定である。

参考文献

- [1] 李家賢一, “デルタ翼上に生じる前縁剥離渦の制御について”, 日本航空宇宙学会誌, 第 48 巻 554 号, 2000.
- [2] L. T. Nguyen, L. Yip, and R. Chambers, “Self-Induced Wing Rock of Slender Delta Wings,” AIAA paper 81-1883, 1981.
- [3] 楯 篤志, 野田 順一, 吉永 崇, “デルタ翼のウイングロックと相平面法による解析”, NAL TR-1266, 1995.
- [4] 松野 隆, 横内 滋, 中村佳朗, “45° デルタ翼の失速域におけるウイングロックの振動機構”, 日本航空宇宙学会論文集, 80-86, 2004.
- [5] L. L. Ng, G.N. Malcolm and L. C. Lewis, “Experimental Study of Vortex Flows over Delta Wings in Wing-Rock Motion,” AIAA paper 89-2187, 1992.
- [6] D. Levin and J. Katz, “Dynamic Load Measurements with Delta Wings Undergoing Self-Induced Roll-Oscillations,” AIAA paper 82-1320, 1982.
- [7] A. J. Arena and R. C. Nelson, “Unsteady Surface Pressure Measurements on a Slender Delta Wing Undergoing Limit Cycle Wing Rock,” AIAA paper 91-0434, 1991.
- [8] Y. W. Jun and R. C. Nelson, “Leading Edge Vortex Dynamics on a Delta Wing Undergoing a Wing Rock Motion,” AIAA paper 87-0332, 1987.