C13

曳航流体槽を利用した極低レイノルズ数三次元翼特性の研究

Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings

at an Ultra Low Reynolds Number Using Tow Fluid Tank

○ 宮田 正悟 (九工大) 正 米本 浩一 (九工大)

Shogo MIYATA, Koichi YONEMOTO

Department of Mechanical and Control Engineering, Kyushu Institute of Technology

Key Words : Aerodynamic Characteristics, Ultra Low Reynolds Number, Fluid Tank

1. 序論

著者らは火星を想定した飛行探査システムの研究を行っている^[1]。地球の 1/100 程度の気体密度であること等の火星の環境条件, また飛行探査を行うには高い迎角での低速飛行が要求されることから, 飛行レイノルズ数は 10^4 から 10^5 と極めて小さくなる。その空力設計にはこれらのレイノルズ数領域における揚抗特性や翼周りの流れについての詳しい知見が必要である。

一方今までの風洞試験の結果から, このような低レイノルズ数領域で特異な非線形的空力特性が得られることが分かっていた^[2]。この現象は翼後縁付近での層流剥離, 翼後縁から放出される剥離渦に起因していると考えられる^[3]。

本研究は, 風洞試験で行ったレイノルズ数よりさらに低い 10^4 以下の極低レイノルズ数域での空力特性を得ることを目的として, 静水槽を用いた曳航試験装置を製作し試験を行ったものである。

2. 試験装置

今回の試験装置の全体図を Fig. 1 に示す。曳航装置が静水槽の上に位置するようフレームを組み, フレームに取り付いているレール上を移動する。装置の曳航は, ボールねじのナット部分を装置に固定し, ねじ軸端に取り付けたステッピングモーターの回転数を制御することで行った。

Top view

Side view (cross section A-A)

Fig. 1 Fluid test tank and wing towing system

静水槽の内寸法は長さ 2000[mm], 幅 1025[mm], 高さ 600[mm]である。静水槽の底から供試体までの高さ $\delta_b = 168$ [mm], 供試体から水面間の高さ $\delta_w = 50$ [mm]とした^[4]。

試験に用いた供試体を Fig. 2 に示す。供試体は翼弦長 69.3[mm], 翼幅 208[mm], アスペクト比 6 の NACA0012 の矩形翼である。供試体の支持方法は片持ちでアタッチメントを介して三分力計と結合した。

曳航装置を Fig. 3 に示す。曳航装置は供試体のみにかかる流体力を測定するために模型と中央境界板は分離し, 供試体のアタッチメント部を円筒形フェアリングで覆った。

試験に用いた三分力計を Fig. 4 に示す。三分力計は定格容量 1.177[N]のロードセル(エー・アンド・デイ社)を 3 個組み合わせ製作した。Load cell F_z で翼弦に対して垂直な力を, Load cell F_x で翼弦に対して平行な力を計測する。モーメント計(Load cell M_y)は, ロードセルの両端を固定し, 片側中央部分に供試体アタッチメントを結合し, 反対側のひずみゲージは温度保証用とした 2 ゲージ方式のものを製作した。

Fig. 2 Wing model

Fig. 3 Towing apparatus

Fig. 4 Three force components balance

3. 三分力計の較正

各軸の線形性、ヒステリシス及び他軸への干渉を調べるため、三分力計の較正試験を行った。

三分力計の較正装置を Fig. 5 に示す。三分力計の測定部に取り付けた糸にベアリング付きプーリーを介しフックを取り付ける。そのフックに袋を引っ掛け分銅を入れることで荷重を加えた。荷重は 20, 40, 60, 80, 100, 120[g] の分銅をかけて、行き・返りでの出力電圧を測定した。

また、モーメントの計測はモーメントアームが 15[mm] となる左右の位置に糸を取り付け、同じ重さの錘を吊るすことで行った。荷重は 5, 10, 15, 20 [g] の分銅を左右に 1 個ずつかけた。

較正の結果、三分力とも線形性が確認されヒステリシスもほとんどなく他軸への影響も微小であったが、予想されるピッチングモーメントの大きさではモーメント計の出力が小さいことが判明したため、測定は二軸のみとする。

Fig. 5 Calibration instrument

4. 試験方法

試験はレイノルズ数が 8208, 9620 の 2 条件で、供試体の迎え角は 0~30[deg.] の間で 2[deg.] 刻みに変化させを行った。サンプリング周波数は 50[Hz]、データ数は 100 点とした。

また、水槽内を静定させるため、実験の間隔を 30 分間取って行った。

5. 試験結果

計測された荷重から曳航速度、翼面積を用いて無次元空力係数 C_L , C_D を算出した。揚力特性を Fig. 6 に、抗力特性を Fig. 7 にそれぞれ示す。

揚力特性は、レイノルズ数 8208, 9620 の違いは得られず、同様の傾向が得られた。どちらのレイノルズ数も非線形的な特徴が見受けられることがわかる。

抗力特性も、レイノルズ数 8208, 9620 の違いは見られなかった。

6. 結論

静水槽を用いた曳航試験装置を製作し試験を行った結果、レイノルズ数が 8208, 9620 では揚力特性、抗力特性ともに違いは殆ど見られず、同様の傾向が得られた。

また、低レイノルズ数領域で非線形的空力特性が得られることが改めて確認できた。

今回は、ピッチングモーメントの計測が行えなかったため、感度の良いモーメント計を製作し実験を行う必要がある。

今後、数種類の供試体を用いて同様の試験を行い、曳航速度を低下させること、また静水槽内の流体をより動粘度の高い油などを用いることによってさらにレイノルズ数の

低い領域での空力特性の解明を行う予定である。

Fig. 6 Lift characteristics

Fig. 7 Drag characteristics

7. 参考文献

- [1] Yonemoto, K.: Research Issues on Mars Exploring Micro Plane Using Energy Transmission, 25th ISTS (International Symposium on Space Technology and Science), ISTS 2006-k-14, Kanagawa, Japan, June 4-11, 2006.
- [2] Yonemoto, K., Sato, T., Ochi, H., and Takato, K.: Aerodynamic Characteristics of Wings at Low Reynolds Number Using Variable-Pressure Wind Tunnel, Proceedings of the 2007 JSASS- KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Kitakyushu, Japan, October 10-12, 2007, pp. 172-175.
- [3] Yonemoto, K., Takato, K., Ochi, H., and Fujie, S., "Kutta Condition Violation of Two-Dimensional NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Number," AIAA 2008-6399, 26th Applied Aerodynamic Conference, 2008.
- [4] Sunada, S., Yasuda, T., and Yasuda, K., Kawachi, K.: Comparison of Wing Characteristics at an Ultralow Reynolds Number, Journal of Aircraft, Vol.39, No.2, March-April 2002, pp.331-338.