曳航流体槽中の三次元翼特性と水素気泡法による可視化

Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings
and Flow Visualization by Hydrogen Bubble Method in Towing Fluid Tank

○ 宮田 正悟 (九工大) 正 米本 浩一 (九工大)

Shogo MIYATA, Kyushu Institute of Technology, Sensuicho 1-1, Tobata-ku, Kitakyushu, Fukuoka
Koichi YONEMOTO, Kyushu Institute of Technology**Key Words** : Aerodynamic Characteristics, Hydrogen Bubble Method, Low Reynolds Number

1. 序論

近年, 地上探査に比べ探査範囲の優位さから火星の飛行探査が検討されており, 日本でも次期火星探査ミッションに向けて飛行探査が検討されている¹⁾. 著者らは火星探査航空機ワーキンググループにおいて火星大気中での固定翼機の空気力学特性の研究を担当している²⁾.

火星は大気密度が小さいため飛行レイノルズ数は地球より2~3桁小さくなる. このような低レイノルズ数領域では翼の空力特性は, 大きく異なることが分かってきている³⁾.

本研究は, 低レイノルズ数領域での空力特性を得るために曳航流体槽を用い, 三次元翼の三分力特性試験を行った. 併せて, 翼周りの流れ場について水素気泡法により可視化を行った. 本講演では実験結果から低レイノルズ数での空力特性, 可視化結果を報告する.

2. 試験装置

2.1 曳航試験装置

試験装置の全体図を Fig.1 に示す. 試験装置は流体槽, その上に位置するように組まれたフレーム, フレーム上のレールを移動する曳航装置及びボールねじとステップングモータを用いた駆動部から構成されている.

流体槽の内寸法は, 長さ 2000[mm], 幅 1025[mm], 高さ 600[mm]である. 流体槽の底から供試体までの高さ $\delta_b = 168$ [mm], 供試体から流体面間の高さ $\delta_w = 50$ [mm]とした.

また曳航距離は 1300[mm]であり, 曳航速度を約 0.044~0.18[m/s]の範囲で計測を行った.

Fig. 1 Fluid tank and wing towing system

2.2 三分力特性試験装置

低 Re 数領域で供試体に生じる流体力の測定を行うため, 低容量で高感度の三分力計を製作し計測を行った. 三分力計の内, 翼弦に対して垂直・水平方向の二分量計 (F_x , F_z) は製作した定格容量 0.5[N]のくり抜き型ロードセルで, ピッチングモーメント (M_y) は定格容量 10[N・mm]の微小トルク計 (スズコー精密社) で計測を行い, あらかじめ行った

較正試験により求められた干渉マトリックスを用い, 結果の処理をした. また流体槽内の流体には水道水を使用した.

2.3 可視化試験装置

トレーサである水素気泡を発生させる陰極線を供試体の前方 140[mm]の位置に陰極線を張り曳航装置に取り付けた. そして流体槽の側面に設置した光源から光がスリットを介すことでシート状にした. その光で照らされた水素気泡を曳航装置に設置したビデオカメラで撮影した. 陰極線にはステンレス鋼線 $\phi 50 \mu m$ を用い, 等間隔に絶縁被覆を施した. 印加電圧は 80[V]とした. 光源にはキセノンランプを使用した.

3. 供試体

試験には翼弦長 $c=70$ [mm], 翼幅 $b=210$ [mm], アスペクト比 6 の半裁模型の矩形翼の 3 種の供試体を用いた (Table 1). 翼型は NACA0012 翼型と平板に加え, 火星飛行機と同程度の Re 数で飛行する手投げ模型グライダー用に開発され $Re=10^4 \sim 10^5$ で高性能を示す石井翼型を測定対象とした. 材質はすべて低密度ポリウタン樹脂 (密度 $\rho=1220 \text{ kg/m}^3$) である.

Table 1 Specification of test airfoils

Name	Airfoil shape
NACA0012	
Flat Plate ($t=6\text{mm}$, $t/c=2.86\%$)	
Ishii Airfoil	

4. 試験方法及び条件

三分力特性試験は供試体の迎角を $-10 \sim 30$ [deg.] の間で 2[deg.] 刻みに変化させ, $Re=5.0 \times 10^3$, 1.0×10^4 について試験を行った. 可視化試験については迎角を $0 \sim 12$ [deg.] の間で 2[deg.] 刻みに変化させ, $Re=1.0 \times 10^4$ について試験を行った.

また, どちらの試験も流体槽内を静定させるため, 試験間隔を約 30 分間取った.

5. 試験結果

5.1 三分力特性試験

計測された流体力から翼面積 S_w , 流体の密度 ρ , 曳航速度 V , 平均空力翼弦 c を用いて無次元空力係数 C_L , C_D , $C_{Mc/4}$ (平均空力翼弦の 25% 周りのモーメント) を算出した. 揚力特性のみを Fig.2 に示す. 揚力特性について, まず NACA0012 は非線形的な特性を示し, $\alpha=0$ [deg.] 付近の揚力傾斜は Re 数が小さくなると小さくなる. 平板については, ほぼ線形的な特性を示していて, Re 数に依存する変化はほ

とんどない。さらに石井翼型も線形的な特性を示しているが、揚力傾斜が平板に比べ大きいことがわかる。

次に、本試験の妥当性確認と曳航試験と風洞試験とを比較するため、砂田氏らの曳航試験結果(4.0×10^3)⁴⁾および著者らが行った風洞試験結果(1.0×10^4)²⁾と比較する(Fig.3)。前者の曳航試験結果と比較するとほぼ同じ傾向だが、本試験の結果の方が全体的に揚力係数は小さい。これは供試体と同じ矩形翼 NACA0012 ではあるが、前者のアスペクト比が 7.25 と大きいためである。また後者の風洞試験と比較すると、迎角が大きくなるにつれて本試験の方が大きな揚力係数を示す。しかし全体的にはほぼ同じ傾向を示している。

5.2 可視化試験結果

$Re=1.0 \times 10^4$ における NACA0012 の迎角 $\alpha=2, 6, 10$ [deg]それぞれでの可視化結果を Fig.4 に示す。 $\alpha=2$ [deg]では翼上面の後方で流れが剥離しており、後縁付近では非定常な渦が発生している。 $\alpha=6$ [deg]では迎角の増加に伴い上面の剥離点は前方へ移動し、非定常な渦も前方へ遷移し規模も大きくなっている。 $\alpha=10$ [deg]になると前縁から翼弦長の 1/4 程度まで剥離点移動し、非定常な渦は翼上面の中程まで遷移し、さらに大きな渦が発生している。

このように NACA0012 が $Re=1.0 \times 10^4$ のような低 Re 数域において非線形的な特性を示すのは翼上面で剥離がおこることによって揚力傾斜が小さくなるが、迎角が上がるにつれ非定常な渦による流れの再付着する領域が増え揚力傾斜も増すからだと考えられる。

6. 結論

曳航流体槽を用いて、3 種の翼型について低レイノルズ数域($Re=5.0 \times 10^3$, 1.0×10^4)での翼特性試験を行った。併せて、水素気泡法により NACA0012 の $Re=1.0 \times 10^4$ での可視化試験を行った。その結果、以下の知見が得られた。

- (1) NACA0012 は非線形的な特性をし、 Re 数依存性が大きい。
- (2) 平板は線形的な特性を示し、 Re 数依存性が小さい。
- (3) 石井翼型も線形的な特性を示し、 Re 数依存性も小さい。揚力特性が他の 2 種に比べ最も優れる。
- (4) 他の曳航試験結果と比較するとほぼ同じ値を示したことから、本試験の妥当性は概ね確認できた。
- (5) 風洞試験と空力係数は一致せず曳航試験の方が大きい値が計測されたが、傾向はほぼ同じである。
- (6) NACA0012 の非線形的な揚力特性は迎角の変化による剥離点と非定常な渦の発生点の遷移によるものである。

Fig.2 Lift characteristics

Fig.3 Comparison of lift characteristics with other test results

Fig.4 Flow visualization around NACA0012 using hydrogen bubble

7. 参考文献

- 1) 大山聖：MELOS1 にむけた火星飛行機概念検討，第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2010。
- 2) 神馬義貴，井上雄介，宮田正悟，西原健，石橋恒輝，小林貴宏，重岡辰太郎，米本浩一，越智廣志：火星飛行機の低レイノルズ数空力特性に関する研究，第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2010。
- 3) 米本浩一，越智廣志，高藤圭一郎，和田一輝，佐藤喬也：三次元基本翼の広域レイノルズ数域での空力非線形性，第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム講演集，pp. 323-326，2008。
- 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.