変圧風洞を用いた後流積分法による三次元翼の空力特性

Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings
by Wake Integration Method using Variable-pressure Wind Tunnel

○ 小林 貴宏 (九工大) 正 越智 廣志 (西工大)
正 米本 浩一 (九工大) 松本 剛明 (九工大)

Takahiro KOBAYASHI, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui, Tobata, Kitakyushu, Fukuoka
Hiroshi OCHI, Nishinippon Institute of Technology, 1-11 Aratsu, Kanda, Fukuoka
Koichi YONEMOTO, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui, Tobata, Kitakyushu, Fukuoka
Takaaki MATSUMOTO, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui, Tobata, Kitakyushu, Fukuoka

Key Words: wake measurement, low Reynolds number, wind tunnel

1. はじめに

次期火星探査ミッションでは固定翼機による飛行探査が検討されている。飛行機は周回軌道上の衛星よりも高精度に、また地表のローバよりも広範囲に探査できる^[1]。しかし火星の大気密度が地球の約 1/100 であることや機体サイズの制限などから、飛行レイノルズ数は $10^4 \sim 10^5$ 程度と低レイノルズ数での飛行となる。これまでの研究により、低レイノルズ数における翼の空力特性は、高レイノルズ数領域に比べ大きく異なることが分かっている^[2]。

本研究では、従来の天秤による計測方法を補完する空気力の測定手法とされる、供試体後流断面の状態量（総圧、静圧、流れ方向）から空気力を推算する後流積分法（Wake Integration Method）を用いた。この方法では供試体に作用する全揚力や全抗力だけでなく、抗力を形状抗力と誘導抗力に分解して求めることができ、かつ各空気力の翼幅方向分布もわかる。筆者らはこれまでに $Re=1 \times 10^5$ での計測を実施し、後流積分法を用いた空気力の推定の有効性を確認し、形状抗力および誘導抗力特性について考察してきた^[3]。本稿では、火星飛行機で想定されるレイノルズ数領域において実施した風洞試験の結果から、レイノルズ数が三次元翼の空力特性に与える影響について検討する。

2. 後流積分法

供試体の上流と下流で運動量の差を求めると、供試体に作用する力が求められる。主流方向の運動量保存則より揚力 L は、

$$L = - \iint_S \rho w (\vec{u} \cdot \vec{n}) ds - \iint_S (P - P_\infty) n_z ds \\ = \rho_\infty U_\infty \iint_{W_A} y \xi ds - \rho_\infty U_\infty^2 \iint_{W_A} \frac{w}{U_\infty} \frac{du}{U_\infty} ds + O(\Delta^3) \quad (2-1)$$

で求められる。ここで、添字の ∞ は、上流を意味する。また抗力 D は、Kusunose らによってさらに分解され、

$$D = \iint_{W_A} P_\infty \frac{\Delta s}{R} dy dz + \frac{\rho_\infty}{2} \iint_{W_A} (v^2 + w^2) dy dz \\ - \iint_{W_A} \frac{P_\infty}{2} \left(\frac{\Delta s}{R} \right)^2 + O(\Delta^3) \quad (2-2)$$

となる^[4]。ただし、エントロピーの変化 Δs は次式の通り総圧 P_T の損失で求められる。

$$\Delta s = R \ln \frac{P_{T_\infty}}{P_T} \quad (2-3)$$

また式(2-2)の第一項は形状抗力 D_p 、第二項は誘導抗力 D_i 、第三項以降は微小項である。よって式(2-2)は

$$D \approx D_p + D_i \quad (2-4)$$

と近似できる。ただし、

$$D_p = \iint_{W_A} P_\infty \ln \frac{P_{T_\infty}}{P_T} dy dz = q S C_{D_p} \quad (2-5)$$

$$D_i = \frac{\rho_\infty}{2} \iint_{W_A} (v^2 + w^2) dy dz = q S C_{D_i} \quad (2-6)$$

である。ここで q は動圧、 S は主翼基準面積である。

3. 実験装置および実験方法

本研究では、西日本工業大学おぼせキャンパスに設置されている小型変圧風洞を用いた (Table 1)。本風洞は、内部を 1/10 気圧程度まで減圧でき、流速を落とさずにレイノルズ数を 10^4 程度（翼弦長基準）まで下げることができる。

供試体は NACA0012 翼型、翼弦長 $c=70\text{mm}$ 、翼幅 $b=210\text{mm}$ 、アスペクト比 6 の矩形半裁翼模型を用いた。

計測には先端径 3.0mm の 5 孔ピトー管を使用し、測定範囲は翼幅方向 (y 軸) 5mm (翼端部付近は 2mm)、翼厚方向 (z 軸) 2mm 間隔でデータを取得した。測定レイノルズ数は $Re=2.0 \times 10^4$ 、迎角は $\alpha=0 \sim 14^\circ$ の範囲で 2° 毎とした。

Table 1 Variable-pressure wind tunnel specifications

Test section	0.5(W) × 0.5(H) × 1.0(L) [m]
Pressure Range	10 kPa ~ Atmospheric Pressure
Wind velocity	10 ~ 50 m/s (at Atmospheric Pressure) 10 ~ 100 m/s (at 10 kPa)

4. 配管系の圧力応答遅れ

小型変圧風洞の圧力配管系では、装置の配置の都合上長い配管 (2m 程度) が用られており、低圧環境下での試験では圧力応答遅れが生じる。この応答遅れを抑制するため、本試験用の 5 孔ピトー管を新規に製作した。この際、式(4-1)を用いた応答遅れの推算を行い^[5]、5 孔ピトー管の導圧管径を決定した。このピトー管を用いた応答試験の結果、推算値と良く一致し応答遅れは約 0.7 秒であった。

$$t = \left\{ \frac{128 \mu L_1 (V_1 + V_2 + V_3)}{\pi D_1^4} + \frac{128 \mu L_2 (V_2 + V_3)}{\pi D_2^4} + \frac{128 \mu L_3 V_3}{\pi D_3^4} \right\} \\ \times \frac{1}{P_1} \left(\ln \frac{P_1 + P}{P_1 - P} - \ln \frac{P_1 + P_0}{P_1 - P_0} \right) \quad (4-1)$$

5. 計測結果

5.1 空気力のスパン方向分布

Figs. 1~3 にそれぞれ形状抗力、誘導抗力および揚力の翼幅方向分布を示す。形状抗力は、翼端部では翼端渦の影響により発生し、渦の成長に伴い増加する。翼端部以外では

翼幅方向の値に変動が見られ、その傾向は迎角によって多少異なる。これは翼周りの流れ場が翼幅方向に一定ではなく、非定常で複雑な流れ場を形成しているためと考えられる。誘導抗力は翼端部のみで見られ、形状抗力同様、翼端渦の成長に伴い増加する。揚力は迎角とともに増加し、失速後は翼幅中央部分では減少するが、翼端では増加が続く。これは翼端における翼下面から上面への流れにより、翼上面での剥離が抑制されるためと考えられる。

5.2 抗力係数に与えるレイノルズ数の影響

レイノルズ数の抗力係数への影響を評価するため、本試験に加え、同供試体を用いて計測した $Re=1 \times 10^5$ ^[3] および $Re=2.0 \times 10^5$ における C_D , C_{Dp} , C_{Di} - α を Fig. 4 に示す。 $Re=1.0 \times 10^5$, 2.0×10^5 の結果は九州工業大学の低速風洞によるものであり、 $Re=2 \times 10^5$ のみ $\alpha=0, 2, 6, 10, 14^\circ$ の結果である。

まず形状抗力 C_{Dp} を見ると、低迎角ではレイノルズ数が減少するに連れて形状抗力が増加しており、レイノルズ数の影響を受けていることが確認できる。一方、誘導抗力 C_{Di} は各条件で同程度の値であり、レイノルズ数変化の影響はほとんど見られない。

Fig. 1 Spanwise profile drag distribution

Fig. 2 Spanwise induced drag distribution

Fig. 3 Spanwise lift distribution

次に全抗力 C_D ($C_D = C_{Dp} + C_{Di}$) に対する形状抗力と誘導抗力の占める割合を表した結果を Fig. 5 に示す。 $Re=2 \times 10^5$ では誘導抗力の割合が最大約 45% を占めているが、レイノルズ数が一桁小さい $Re=2 \times 10^4$ では最大約 15% と大きく減少している。これはレイノルズ数の減少に伴う形状抗力の増加が要因であり、低レイノルズ数領域では形状抗力が支配的で、誘導抗力の影響は小さくなると考えられる。

6. 結論

本稿では、低レイノルズ数領域において三次元翼の後流計測を行い、レイノルズ数が空力係数に与える影響について以下の知見を得た。

- ① 形状抗力にレイノルズ数依存性が見られる一方で、誘導抗力はレイノルズ数が変化してもほぼ一定であり、レイノルズ数依存性は見られない。
- ② 低レイノルズ数領域では形状抗力が支配的となり、誘導抗力の影響は小さくなる。

謝辞

本研究は、公益財団法人原田記念財団の助成を受けて実施された。同財団の支援に深く感謝する。

参考文献

- [1] 大山聖ほか, “MELOS1 にむけた火星飛行機の高高度飛行試験計画”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2E01, 大分, 2012.
- [2] 米本浩一ほか, “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, 宮城, 2008.
- [3] 小林貴宏ほか, “三次元翼の後流計測による形状および誘導抗力の分解と分布”, 日本機械学会九州支部第 64 期総会・講演会, C25, 福岡, 2011.
- [4] K. Kusunose, “A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction,” The 21st Century COE of Flow Dynamics Lecture Series Volume 3, Tohoku University Press, 2005.
- [5] 郭東潤ほか, “小型超音速実験機の第 2 回飛行実験における表面静圧計測システム”, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-08-001, 2008.

Fig. 4 Comparison of C_D , C_{Dp} and C_{Di} - α

Fig. 5 Percentage of profile (C_{Dp}) and induced drag (C_{Di}) to total drag (C_D)