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

Decomposition and Distribution of profile and induced drag around Three-dimensional Wing by Wake Measurement

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

Takahiro KOBAYASHI, Kyushu Institute of Technology

Koichi YONEMOTO, Kyushu Institute of Technology

Hiroshi OCHI, Nishinippon Institute of Technology

Key Words : wake integration, drag distribution, wind tunnel

1. はじめに

火星探査の方法として、航空機による探査の実現が期待されている。九州工業大学では固定翼機による火星飛行探査システムの構築を目指し研究を行っている。火星の大気密度は地球のおよそ 1/100 であり、観測飛行時の Re 数は $10^4 \sim 10^5$ 程度と通常の航空機に比べ非常に小さく、空力特性は大きく異なる¹⁾。著者らは、想定される Re 数領域における翼の空力特性を明らかにすべく、翼の後流計測による抵抗分布の推定を行ってきた。空気力の計測には天秤を用いるのが主流だが、後流計測では翼に作用する抗力を形状および誘導抗力に分割でき²⁾、スパン方向の分布が定量的に分かるなどの利点がある。

本稿では、後流計測による三次元翼のスパン方向の揚力と抗力分布、全抗力係数と形状・誘導抗力係数との定量的関係について考察する。

2. 実験装置及び空気力の算出方法

2.1. 実験装置

試験は本学の低速風洞を用いて行った。低速風洞は閉鎖型回流式で測定部寸法は、0.45m(H)×0.45m(W)×1.35m(L)、気流の乱れ度は 1.0% 以下である。測定は $Re \approx 1.0 \times 10^5$ 、迎角は $0^\circ \sim 14^\circ$ の範囲を 2° 間隔で変化させて行った。また、供試体には NACA0012 断面形状のアスペクト比 6 の矩形翼を用いた(Fig.1)。また、後流の状態量(静圧、総圧、ピッチ角、ヨー角)の計測には 5 孔ピトー管を用いた(Fig.2)。5 孔ピトー管の先端は外径 0.58mm、内径 0.4mm のステンレスパイプ 5 本をろう付けした直径 1.8mm、 30° の円錐形状とした。

Fig. 1 Wing model

Fig. 2 Five-hole pitot tube

2.2. 後流積分法(Wake Integration Method)

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、

$$L = - \iint_S \rho w (\bar{u} \cdot \bar{n}) ds - \iint_S (P - P_\infty) n_z ds$$

$$= \rho_\infty U_\infty \iint_{w_A} y \xi ds - \rho_\infty U_\infty^2 \iint_{w_A} \frac{w}{U_\infty} \frac{\Delta u}{U_\infty} ds + O(\Delta^3) \quad (2-1)$$

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、

$$D = \iint_{w_A} P_\infty \frac{\Delta s}{R} dy dz + \frac{\rho_\infty}{2} \iint_{w_A} (v^2 + w^2) dy dz$$

$$- \iint_{w_A} \frac{P_\infty}{2} \left(\frac{\Delta s}{R} \right)^2 dy dz + O(\Delta^3) \quad (2-2)$$

となる²⁾。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 、第二項を誘導抗力 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、

$$D_p = \iint_{w_A} P_\infty \frac{\Delta s}{R} dy dz = q S C_{D_p} \quad (2-5)$$

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

である。ここで q は動圧、 S は主翼基準面積である。

3. 測定結果

3.1. 空気力のスパン方向分布

計測データより得られた形状抗力係数および誘導抗力係数のスパン方向分布を Fig.3 に示す。形状抗力は $\alpha=6^\circ$ 以下では翼端以外では概ね一定値だが、翼端では翼端渦による総圧損失により急増している。また $\alpha=6^\circ$ を越えると翼端以外も増加し、失速迎角を越えた $\alpha=12^\circ, 14^\circ$ では急増している。これは翼前線において翼上面の流れが大きく剥離することにより、翼後流で圧力損失する領域が急激に増大したためと考えられる。また翼端付近の形状抗力も迎角が大きくなるに連れて増加している。

誘導抗力は翼端以外では無視できるほど小さく、翼端では急増している。また翼端での誘導抗力は低迎角では形状抗力同様、迎角の増加に伴い増加するが、失速迎角を越えると増加は鈍っている。

3.2. 形状および誘導抗力の全抗力に占める割合

Fig.4 に全抗力係数と形状・誘導抗力係数の測定結果を示す。今回の計測において最大揚抗比をとる迎角は $\alpha=6^\circ$ であった。迎角 α が小さな領域では形状抗力係数は一定であるが、 $\alpha=6^\circ$ 以上では徐々に増加し、失速迎角を越えると急増している。一方誘導抗力係数は、失速迎角を迎えるまでは、迎角の増加に伴い徐々に増加するが、失速迎角を越えると誘導抗力の増加は鈍っている。次に全抗力係数に占める各抗力係数の割合について述べる。まず形状抗力係数は $\alpha=6^\circ$ までは迎角の増加に伴い、その割合は徐々に減少し、その後失速迎角までは一定となり、失速迎角以上では再び増加している。また、誘導抗力係数は $\alpha=6^\circ$ までは徐々に増加し、その後失速迎角までは一定となり、失速迎角以上ではごく小さな割合となっている。また翼全体に作用する全形状抗力に対する翼端部(189~210mm)における形状抗力の割合は、失速迎角を越えるまでの範囲では全形状抗力の約 10% を占めていた。これより、翼端渦が誘導抗力だけでなく形状抗力の発生要因の一つであることがわかる。

3.3. 天秤試験との比較

後流計測によって得られた抗力特性、揚力特性を天秤試験による結果³⁾と比較したものを Fig.5 に示す。なお、天秤試験のデータは西日本工業大学所有の変圧風洞を用いて計測されたものである。揚力特性においては全体的に天秤試験の結果と傾向が良く一致していると言えるが、抗力特性では失速迎角を越えた $\alpha=12, 14^\circ$ では値に差異が見られる。これは、ピッチ角、ヨー角が大きくなったことでピトー管の較正域を外れ、圧力の測定精度が下がってしまったためであると考えられる。

3.4. 抗力係数と揚力係数の関係について

Fig.4 より揚力係数の増加に伴い誘導抗力だけでなく、形状抗力も増加している。これは第一項を形状抗力、第二項を誘導抗力とする従来の抗力係数の定義式

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (3-1)$$

では、抗力の増加を表せないことを示している。よって誘導抵抗の増加分に加え形状抗力の増加分も考慮し、 C_D と C_L の関係を次式のように考える。

$$C_D = C_{Dp} + C_{Di} = C_{D0} + K_p C_L^2 + K_i C_L^2 \quad (3-2)$$

ここで、

C_{D0} : 零揚力での抗力係数

K_p : 形状抗力にて揚力係数の二乗に比例する係数

K_i : 誘導抗力係数

K_p , K_i は計測データより $K_p = 3.46 \times 10^{-2}$, $K_i = 3.25 \times 10^{-2}$ となった。また誘導抗力係数 C_{Di} は、

$$C_{Di} = K_i C_L^2 = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (3-3)$$

より求められる。式(3-3)より飛行機効率 e を算出した結果、

$e=1.63$ となった。

4. まとめ

翼後流の状態量を計測する後流計測により、翼端渦の様子や空気のスパン方向分布を視覚的にかつ定量的に捉えることができた。空力特性については、失速迎角以下では天秤試験の結果と一致するデータが得られ、後流計測の有効性が確認された。また翼端部における形状抗力の分布を見ることで、翼端渦は誘導抗力だけでなく、形状抗力にも影響を及ぼしていると言える。加えて形状・誘導抗力はともに迎角依存性があることがわかった。また、迎角の増加に伴う全抗力係数の増加は、誘導抗力係数の増加のみでは説明がつかないため、形状抗力係数の増加分も考慮する必要があると言える。

5. 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) Kusunose, K.: A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction, The 21st Century COE Program International COE of Flow Dynamics Lecture Series Volume 3, Tohoku University Press, 2005.
- 3) 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, pp.172-175, 2007.

Fig.3 Spanwise distribution

Fig.4 Drag and Profile, Induced drag

Fig.5 Comparison with force balance measurement