デルタ翼の全迎え角空力特性とその流れ構造

(第1報, 揚抗力特性とその後流構造)

Investigation into Aerodynamics of Delta Wing with All Angles of Attack and Its Flow Structures
(1st Report, Aerodynamic Characteristics and Wake Structures)○学 曾根 智裕 (豊田工大) 正 瓜田 明 (豊田工大)
正 田中 周治 (豊田工大)Tomohiro SONE, Toyota Technological Institute, 2-12-1 Hisakata Tempaku Nagoya
Akira URITA, Toyota Technological Institute
Shuji TANAKA, Toyota Technological Institute

Key Words: Aerodynamic Characteristics, Wake, Vortex Structure, Flow Visualization, Delta Wing, Three-dimensional Flow Measurements

1. 緒言

航空機翼に代表される三次元翼の空力特性は、翼面近傍の流れと共に、その後流流れ構造にも大きな影響を受けることが知られており、高迎え角状態まで含めた空力特性の複雑な変化を理解するためには、その後流構造との関連性を解明することが不可欠である。すでに、最も簡単な形状の三次元翼として円板翼を取り上げ、その空力特性と後流構造の関係を明らかにした⁽¹⁾が、実用的に用いられる低アスペクト比翼の流れはさらに複雑である。そこで本研究では代表的なアスペクト比 $\lambda = 2.0$ のデルタ翼を対象とし、迎え角 0° から 90° まで系統的に変化させ、揚抗力曲線等の基本的な空力特性を明らかにする。次に、可視化実験および三次元流れ場の詳細を解明した後、空力特性と後流構造について考察を加える。

2. 実験装置および測定方法

供試翼は全長 $c = 110\text{mm}$ 、翼幅 $2b = 110\text{mm}$ 、板厚 $t = 1.5\text{mm}$ の平板デルタ翼で、前後縁は先端角 16° に鋭く尖らせ、表面は滑らかに仕上げてある。実験には、測定断面 $500\text{mm} \times 500\text{mm}$ 、長さ 900mm の測定部を有する開放型回流風洞を使用した。図1に供試翼座標系および計測メッシュを示す。流速は $U_\infty = 20\text{m/s}$ で行い、全長 c を代表長さとする Re 数は約 1.3×10^5 である。流体力の計測には6分力天秤を使用し、後流計測は3次元流計測用回転ヨープローブ⁽²⁾およびLDVを併用して行った。計測断面は、 x 方向(主流方向)に $x/c = 0.0 \sim 4.0$ の範囲で 0.5 おきに9断面、 y 方向、 z 方向には y/c および $z/c = -1.5 \sim 1.5$ の範囲でそれぞれ21断面の計測を行った。この基本メッシュ(最小 $15 \times 15\text{mm}$)を用いた計測の結果を参考にして流れの変化の大きな領域では $5 \times 5\text{mm}$ メッシュ、さらに変化の激しい領域では $2.5 \times 2.5\text{mm}$ メッシュ点を用いた計測を追加している。次に得られた計測データを数値処理し、計算機援用可視化(CAFV)法によって後流流れ場の詳細を可視化し考察を加えた。流体力は $\alpha = (0 \sim 90^\circ)$ の間を 5° おきに計測し、変化の大きな所は細かく計測した。また詳細な後流計測の迎え角は $\alpha = 20^\circ, 35^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ の4ケースである。

Fig.1 Coordinate systems and main measuring meshes

3. 実験結果および考察

3.1 空力特性と可視化実験

3.1.1 空力特性の評価 流体力の計測結果を図2に示す。図中の①～⑦は、以下で流れ場の検討を加える迎え角を示す。 $\alpha = (0 \sim 35^\circ)$ では従来からのデルタ翼の研究結果⁽³⁾と同様な変化を示す。揚力係数 C_L は Jones の理論式のそれより増大する方向に逸脱する非線形効果が現れており、翼面近傍にははく離渦が成長していることを示唆している。 $\alpha = 35^\circ$ 以降では緩やかに失速が生じ、揚・抗力共に連続的に変化した後、 $\alpha = 90^\circ$ ($C_L = 0$, $C_D = 1.1$) の状態に至る。

Fig.2 Aerodynamic characteristics

3.1.2 流れの可視化実験 図3に $\alpha = 20^\circ$ (点②), $\alpha = 45^\circ$ (点④)における油膜法、タフト法による可視化結果を示す。 $\alpha = 20^\circ$ では翼前縁からはく離渦による巻き込みが生じる領域と翼中央付近に再付着する領域の2つが見られる。 $\alpha = 45^\circ$ でのタフトは広い範囲にわたって逆流の発生を示しており、塗布した油膜はほとんど移動しない。このことから、 $\alpha = 45^\circ$ ではほぼ翼全面にわたって弱い逆流が生じ、失速前に翼表面近くに見られる明瞭な一對のはく離渦は形成されていない。

Fig.3 Flow on the upper surface

3. 2 後流構造

例として、 $x/c = 2.0$ における $\alpha = 20^\circ$ (点②), 35° (③), 45° (④), 60° (⑤) における後流の速度場、渦度場を図4に示す。

3. 2. 1 速度ベクトル $\alpha = 20^\circ, 35^\circ$ では左右一対の渦流れが見られ、翼後方に強い吹き下げを発生させている。 $\alpha = 45^\circ$ では渦中心の速度が $\alpha = 20^\circ$ に比べて小さく、弱い渦流れパターンとなっているが、翼後方の吹き下げは $\alpha = 20^\circ$ とほぼ同程度である。 $\alpha = 90^\circ$ になると後方域には広い死水域が形成され、流れが翼後方中央へ向かって回り込む様子がわかる。

3. 2. 2 渦度分布 $\omega = \text{rot} v$ として渦度ベクトル ω を算出し、 c, U_∞ で無次元化し $\bar{\omega}$ と表す。図では渦度の主流方向成分 $\bar{\omega}_x$ と $y-z$ 断面内渦度成分 $\bar{\omega}_{yz} = \sqrt{\bar{\omega}_y^2 + \bar{\omega}_z^2}$ に分けて表している。 $\alpha = 20^\circ$ においてみられる一対の $\bar{\omega}_x$ は迎え角の増加とともに渦中心が近づく傾向にあり、 $\bar{\omega}_x$ が $\bar{\omega}_{yz}$ に比べて非常に大きい。一方 $\alpha = 45^\circ$ では $\alpha = 20^\circ$ と同様に一対の $\bar{\omega}_x$ が確認できるが、大きさは非常に弱く、その周りを取り囲むように新たに $\bar{\omega}_{yz}$ 成分が明瞭に現れる。 $\alpha = 60^\circ, 90^\circ$ では $\alpha = 45^\circ$ で見られた $\bar{\omega}_{yz}$ が支配的になり、 $\bar{\omega}_x$ は次第に小さくなる。この傾向は翼が失速した後、 $\alpha = 45^\circ, 60^\circ, 70^\circ, 90^\circ$ と迎え角を増加させるほど顕著になる。

Fig.4 Flow details in the $y-z$ planes at $x/c=2.0$

Fig.5 Vortex lines

3. 3 後流渦構造

3. 2. 2 で得られた渦度ベクトルを空間的に積分することで渦線を求め⁽²⁾、算出された後流渦の形態を図5に示す。非失速状態の $\alpha = 20^\circ, 35^\circ$ では翼の両端付近から発する渦線が下流まで続いており、典型的な縦渦構造を有していることが分かる。一方、失速後の $\alpha = 45^\circ$ では縦渦構造に加え、それを取り囲むようにループ状のリング渦が現れる。そのリング渦は中央付近の吹き下げによって上部が次第に前方へと強く曲げられ変形していく。完全失速している状態にある $\alpha = 90^\circ$ では、リング渦のみが放出され、デルタ翼の各頂点からの強い巻き込みによって、三角状のリング渦の各頂点が次第に前方に曲げられ、この影響が図4の $\alpha = 90^\circ$ における $\bar{\omega}_x$ として現れている。

3. 4 空力特性と後流渦構造の関係

非失速領域 ($\alpha = 0^\circ$ から C_{Lmax} 点③) の後流域には、いわゆる trailing vortex として知られる典型的な縦渦構造が形成され、迎え角の増大につれて次第に縦渦の強さが増大する。一方、連続的ではあるものの迎え角の増大と共に揚力が急速に低下する。③から④の間では、翼面に生じるはく離域の急増に起因して生成されるリング渦の内部を縦渦が貫通する形の二重渦構造が形成される。さらに、図4より明らかなように最大揚力点より大きい迎え角範囲では、縦渦の強さが次第に減少するのに対し、リング渦が少しづつ支配的となり、完全にはく離状態の $\alpha = 90^\circ$ (⑦点) で生じる完全なリング渦構造へと緩やかにかつ連続的に移行し、これは、この間の揚・抗力の連続的な変化によく対応している。

4. 結言

デルタ翼 $\lambda = 2.0$ の迎え角を系統的に変化させ、空力特性、後流流れ場を計測することにより、後流渦構造と揚抗力曲線の関係について考察を加えた。得られた結果を要約すると次のようになる。

- (1) 非失速領域の後流渦は一対の縦渦から成る縦渦構造を示す。
- (2) 失速後は、リング渦の中を縦渦が貫通した形の二重渦構造を取り、揚抗力曲線の変化に対応して二つの渦形態の強さの割合が連続的に変化する。
- (3) 完全失速状態における後流ではリング渦構造となる。

文献

- (1) 長富・瓜田・田中, 機械学会東海支部第48期総会講演会講演論文集 (1999 - 3. 19~20), PP. 167-168.
- (2) 田中・村田, 機論, 64-622, B(1998), PP1763-1775.
- (3) John J. B., Smith. M. L., Aerodynamics for Engineers, Prentice-Hall, (1979).