翼まわりの馬てい形渦と縦渦の干渉に関する研究*

(第1報, 一对の渦発生器による受動制御法の提案)

原 浩之^{*1}, 高橋 守^{*2}, 池田 一隆^{*3}
志澤 高朗^{*4}, 本阿弥 眞治^{*4}A Study of Interaction of a Pair of Longitudinal Vortices
with a Horseshoe Vortex around a Wing
(1st Report, Potential for Passive Controlling by a Pair of Vortex Generators)Hiroyuki HARA, Mamoru TAKAHASHI, Kazutaka IKED,
Takaaki SHIZAWA^{*5} and Shinji HONAMI^{*5} Science Univ. of Tokyo, Mechanical Engineering Dept.,
1-3 Kagurazaka, Shinjuku-ku, Tokyo, 162-8601 Japan

This paper presents a potential for a passive control of a horseshoe vortex at the root of the wing. NACA 0024 wing is established on a turbulent boundary layer. A pair of vortex generators of half delta wing is installed upstream of the wing. The controlled horseshoe vortex is tested qualitatively by flow visualization technique. Also, the potential for controlling is quantitatively investigated by wall static pressure and total pressure. The horseshoe vortex is remarkably controlled in Common Flow Up Configuration (CFUC) of vortex generators. The distortion of the total pressure contours is diminished by 49% and the vortex is located closer to the wing. In case of Common Flow Down Configuration (CFDC), the mass flow averaged pressure loss is decreased by 29% compared with the case without a pair of vortex generators.

Key Words: Longitudinal Vortex, Horseshoe Vortex, Flow Control, Vortex Generator, Turbulent Boundary Layer

1. 緒 言

平板に設置した鈍頭体の根本に対応する基部に馬てい形渦が生ずることはよく知られている。しかし、下記に示すような場合、その影響を最小限に抑えるために馬てい形渦を制御する必要がある。(1)航空機の翼と胴体の接合部に存在する馬てい形渦は、翼スパンを短くした場合と同様の結果となり、翼の性能を低下させる。(2)航空機の胴体に取り付けたアンテナ等の外部構造物の基部に生じる馬てい形渦は、騒音を発生させる。(3)ガスタービン翼と側壁の接合部では、馬てい形渦により翼の性能が低下する。(4)地上の構造物において馬てい形渦は、ビル風と呼ばれる突風として交通の障害となる。

馬てい形渦の流動機構に関する代表的な研究^{(1)~(3)}は、翼前縁部形状の相違に伴う挙動と下流の流れ場

の構造に関して行われている。一方、直径 D の円柱まわりの馬てい形渦に関して Eckerle ら⁽⁴⁾は、 $(Re_D)^{1/3}(D/\delta^*)$ で示されるパラメータの相違に伴い、馬てい形渦が上流対称面内で閉じるか否かの判定基準を報告した。Devenport ら⁽⁵⁾はだ円形の前縁部を有するモデル翼の流れ場を調査し、馬てい形渦の大きさと位置が周期性をもち、バイモーダル構造となることを明らかにした。さらに、Fleming ら⁽⁶⁾は、 $(Re_T)^2(\delta_2/T)$ で定義される運動量欠損係数を用い、鈍頭体上流の境界層の影響を明らかにした。山本ら⁽⁷⁾は半円状の前縁部を有する平板翼を用い、翼が迎え角をもつ場合、すなわち圧力こう配の影響を明らかにした。

一方、流れのはく離を抑制するために渦発生器が用いられる。渦発生器は境界層外縁の運動量の大きい流体を壁面近傍に輸送し、はく離を抑制する効果をもつ。

渦発生器下流に生ずる縦渦に関して Pauley ら⁽⁸⁾は、渦度の方向と強さを各種組合せた縦渦列の挙動を詳細に報告した。志澤ら⁽⁹⁾は、縦渦が三次元境界層と干渉する流れ場を詳細に計測し、渦度の減衰は二次元乱流境界層と比較して著しく早いことを報告した。

本研究は、馬てい形渦および渦発生器に関する研究

* 原稿受付 1999年2月19日。

^{*1} 三菱重工業(株)原動機事業本部 (☎220-8401 横浜市西区みなとみらい3-3-1)。^{*2} 三菱重工業(株)高砂製作所 (☎676-0008 高砂市荒井町新居2-1-1)。^{*3} 正員, (株)東芝電力産業システム技術開発センタ (☎210-0862 川崎市川崎区浮島町4-1)。^{*4} 正員, 東京理科大学工学部 (☎162-8601 東京都新宿区神楽坂1-3)。

E-mail: shizawa@rs.kagu.sut.ac.jp

結果を統合したもので、渦発生器下流に生ずる縦渦の特性を利用し、翼まわりの馬てい形渦を受動制御する方法を提案する。さらに、縦渦の制御効果を定量的に評価することを目的とする。

図1に示すように、翼の上流に設置した三角翼からなる一対の渦発生器(VG)下流に生ずる縦渦と翼まわりの馬てい形渦を干渉させる。以下、渦発生器下流に生ずる縦渦を‘縦渦’、縦渦と馬てい形渦の両者が干渉した結果を‘干渉渦’と呼ぶ。渦発生器の配置が巻上がり形態⁽⁶⁾(CFUC)の場合、渦発生器間の境界層は厚くなるが、縦渦と馬てい形渦の回転方向が異なり、渦度は減衰し、下流では強い渦に取り込まれる。一方、巻下がり形態⁽⁶⁾(CFDC)の場合、渦発生器間の境界層は薄くなるが、縦渦と馬てい形渦の回転が同方向(Co-rotating⁽⁶⁾)のため、ペアリングを生じ、干渉渦は強くなる。

2. 記 号

C_{pt} : 全圧係数 $= (P_{tr} - P_t) / \{ (1/2) \rho U_\infty^2 \}$

C_{ps} : 壁面全圧係数 $= (P_s - P_{sr}) / \{ (1/2) \rho U_\infty^2 \}$

$\overline{C_{pt}}$: 質量流量平均全圧損失係数
 $= \int C_{pt} \rho U dA / \{ \int \rho U dA \}$

L_D : 全圧損失の等値線が基準線と交わる距離

P_t : 全圧

P_s : 静圧

Re_T : レイノルズ数 $= U_\infty T / \nu$

Re_{δ_2} : レイノルズ数 $= U_\infty \delta_2 / \nu$

S_D : 等全圧線の基準線からのずれた面積

U, V, W : 時間平均速度

X, Y, Z : 座標系(図1参照)

δ^* : 排除厚さ

δ_2 : 運動量厚さ

ρ : 密度

ν : 動粘度

Fig. 1 Experimental setup (Dimensions in mm)

Fig. 2 Upstream static pressure on center line

(a) Non-vortex generator

(b) CFUC (Base case)

(c) CFDC (Base case)

Fig. 3 Static pressure contours and oil film trace

添 字

 r : 基準点($X=-120$ mm)

3. 実験装置および実験方法

本研究では、高さ 130 mm、幅 720 mm の矩形断面をもち、試験部の長さが 1 500 mm の回流式風洞を用いる。流路の基準点流速は 16.7 m/s、乱れ強さは 0.15% である。翼を設置しない場合、座標原点における境界層厚さは 22.0 mm、運動量厚さは 3.5 mm で、運動量厚さを代表長さとしたレイノルズ数は 2 300 である。

図 1 に示す供試翼は、前線部曲率半径が 7.94 mm の NACA 0024 翼で、翼弦長 C は 250 mm、スパン長さは 120 mm、最大翼厚さ T は 60 mm である。

一对の渦発生器は、厚さ 1 mm のアルミニウム製で、直角三角形翼の底辺と高さの比が 2:1 である。翼の前縁からの距離 L を 60 mm、 X 軸に対する迎え角 α を 18° とし、翼の中心軸に対して流路幅方向(Z 方向)に対称な位置に設置する。渦発生器の設置形態は前述の CFUC と CFDC で、パラメータとして、馬てい形渦に影響が大きい渦発生器の高さ H と一对の渦発生器底辺の中心間隔 S を選ぶ。基本形態は、流れの可視化による予備試験の結果、高さを $H/T=0.25$ 、間隔を $S/T=0.67$ に選び、翼から渦発生器の

中心までの距離を $L/T=1.0$ とする。

全圧測定は、内径 $\phi 0.3$ mm の三孔ピトー管を用い、圧力変換器と増幅器および A-D 変換器を介して出力をコンピュータに取り込んだ。測定断面は、図 1 の斜線で示す $X/C=0.3$ (最大翼厚部)および、 $X/C=1.6$ の $Y-Z$ 平面である。

4. 実験結果および考察

4.1 壁面静圧および流れの可視化 図 2 に基本形態で、翼の上流対称面($Z/T=0$)における壁面静圧係数 C_{ps} 分布を翼のみの場合と比較して示す。 C_{ps} が増加を始める位置は約 $X/T=-2.5$ と、いずれもほぼ同じである。翼前縁部のよどみ点に至る変化は、翼

Fig. 4 Total pressure at without VG ($X/C=1.6$)

(b) $H/T=0.33$, $S/T=0.67$

(c) $H/T=0.25$, $S/T=1.0$

(a) $H/T=0.25$, $S/T=0.67$ (Base Case)

(d) $H/T=0.25$, $S/T=0.5$

(e) $H/T=0.17$, $S/T=0.67$

Fig. 5 Total pressure at CFUC ($X/C=1.6$)

のみの場合とCFDCは同様の分布を示す。一方、CFUCは、渦発生器の設置位置($X/T=-1.0$)上流から高い値を示し、下流では圧力上昇が緩やかになる。翼近傍で極値が見られ、圧力上昇のこう配が穏やかなことにより、馬てい形渦の領域が大きい。

図3に基本形態の油膜法の結果と C_{ps} 分布を比較して示す。図3(a)に示す翼のみの場合、馬てい形渦によるはく離線および壁面せん断応力の極小値に対応する流跡線が観察できる。 C_{ps} 分布より、翼前縁から最大翼厚にかけて加速し、下流で減速する様子が明らかである。しかし、最大翼厚近傍での流れ方向の圧力こう配は大きい。

図3(b)に示すCFUCの場合、馬てい形渦に起因する特徴的な流跡線は識別できず、流跡線はすべて翼に沿って観察される。さらに、翼の近傍に壁面せん断応力の極小値に対応する流跡線が、下流に至るまで翼から離れることなく翼に沿って観察できる。 C_{ps} の等値線は、翼の前縁部から最大翼厚にかけて、翼のみの場合と比較して下流に移動し、翼前縁部で流れの加速が小さいことを示す。最大翼厚から後縁にかけても等値線は上流に移動し、減速の割合が小さい。

図3(c)に示すCFDCの場合、油膜法の結果は縦渦の影響が大きい。渦発生器からの流跡線は、はく離線と翼の前縁部近傍で一致し、翼から離れた位置では

ほ X 軸に平行に観察できる。はく離線と翼との間の、壁面せん断応力の極小値に対応する流跡線も、翼の後縁では翼から離れる傾向を示す。 C_{ps} 分布の翼前縁から最大翼厚までの変化は、翼のみの場合と、CFUCとの中間の分布を示し、下流では翼なしと同様の圧力回復となる。

4・2 全圧分布 図4に翼のみの場合で、翼の下流 $X/C=1.6$ の測定断面における全圧損失係数の等値線分布を示す。座標軸は最大翼厚 T で無次元化した。 $Z/T=0.5$ が翼の最大厚さに相当する。図4中(+)印は馬てい形渦の中心を示す。馬てい形渦は等値線分布のひずみとして現れ、翼の基部(翼の根本に対応する位置)に圧力損失の小さい流体が境界層外縁から輸送される様子が見られる。

図5(a)から図5(e)にCFUCの全圧損失係数 C_{pt} 分布を示す。図5(a)が基本形態で、図5(b)および図5(e)は基本形態に対して渦発生器の高さ H を変化させた場合、図5(c)および図5(d)は渦発生器間隔 S を変化させた場合である。

図5(a)に示す基本形態の場合、等値線は、翼の基部で圧力損失の大きな流体の輸送が減少するためひずみが小さくなるが、損失は増加する。

そこで、渦発生器の高さの影響を明らかにするため、渦発生器を $H/T=0.33$ と高くすると[図5(b)]、

Fig. 6 Total pressure at CFDC ($X/C=1.6$)

翼の基部の圧力損失が大きくなる。翼の上流で、渦発生器間の境界層が厚くなったため、縦渦の影響が大きいことを示す。一方、図5(e)に示すように、 $H/T=0.17$ と渦発生器が低い場合、翼の基部の等値線のひずみが小さくなるとともに、境界層外縁からの運動量の大きい流体の輸送も小さくなる。

図5(c)に示すように渦発生器間の間隔を $S/T=1.0$ と広くした場合、渦発生器を高くした場合[図5(b)]と同様、翼の基部で圧力損失が大きくなる。そこで、 $S/T=0.5$ と間隔を狭くすると、図5(e)に示すように、等値線のひずみは小さくなる。

以上の結果から、CFUCの場合は渦発生器間で壁面近傍の運動量の小さい流体を境界層外縁側に輸送する効果、すなわち、縦渦の影響が大きい。

図6(a)から図6(e)にCFDCの全圧損失分布を示す。CFDCの基本形態は、図4に示す翼のみの場合と比較して大きな変化は見られないが、境界層外縁から運動量の大きい流体の輸送がより翼の基部に顕著に現れる。そして、干渉渦はより大きな影響領域を示し、翼から離れる。CFDCの場合、渦発生器の間隔 S を変化させた場合も、高さ H を変化させた場合も等値線に基本形態との顕著な相違は見られない。

4.3 全圧損失とディストーション 馬てい形渦の制御効果を定量的に評価するため、質量流量平均全圧損失係数 $\overline{C_{pt}}$ と、等全圧損失線において点線で示される基準線からのずれた面積 S_D (図7の斜線部)で定義したディストーションの二つを選んだ。ここで、ディストーションを算出する際の基準線は、平板上の速度分布から求めた境界層厚さに対応する。ディストーションは、図7に示す等値線が基準線と交わる距離 L_D で割り、 $S_D/L_D[\text{mm}]$ と表す。

図8(a)にCFUC、図8(b)にCFDCの結果を示す。左側に示す分布は渦発生器間の間隔を $S/T=0.67$ と一定とし、渦発生器の高さ H を変化させた場合である。右側の分布は、渦発生器の高さが $H/T=0.25$ と一定で、渦発生器間の間隔 S を変化させた場合である。一点鎖線は、翼のみ、すなわち、馬てい形

Fig. 7 Definitions of distortion (Example)

渦の影響のみの場合に対応する。

図8(a)に示すように、CFUCで渦発生器を取付けると、翼のみの場合と比較してディストーションは、いずれも減少する。しかし、高さ H を変えた場合は、ディストーションに極小値が存在するのに対し、間隔 S に対しては単調に増加する。極小値は、翼のみの場合の49%となる。一方、高さ H を変えた場合の圧力損失の極小値は翼のみの場合の16%である。平均全圧損失およびディストーションは、高さ H の変化に対して制御効果が良好となる渦発生器の高さの範囲が狭い。

一方、図8(b)に示すようにCFDCで渦発生器を取付けると、翼のみの場合と比較して、高さを変えても、間隔を変えてもディストーションは増加し、平均全圧損失は逆に減少する。特に、高さをパラメータとした場合の平均全圧損失の極小値は、すべての場合の中で最大29%減少するが、制御効果が良好となる渦発生器の高さの範囲が狭い。渦発生器の間隔を変化させ

(a) CFUC

(b) CFDC

$S/T=0.67$ $H/T=0.25$

Fig. 8 Pressure loss and distortion profile

ると、圧力損失は間隔に比例して増加する。

渦発生器下流の縦渦を用いて馬てい形渦を受動制御した結果、渦発生器をはく離の制御以外に渦の制御に用いる可能性を示した。

5. 結 論

渦発生器を用いて、馬てい形渦を受動制御した結果、以下のことが判明した。

(1) 一对の渦発生器を巻上がり形態で設置した場合、質量流量平均全圧損失を17%、全圧の等値線のディストーションを49%減少させることができる。しかし、制御効果が良好となる渦発生器の高さの範囲が狭い。

(2) 巻下がり形態で一对の渦発生器を設置した場合、質量流量平均全圧損失を最大29%減少させることができる。全圧損失は、渦発生器の間隔に比例して増加する。

(3) 巻上がり形態の場合、渦発生器の高さは質量流量平均全圧損失とディストーションの両者の低減に寄与する。一方、巻下がり形態の場合、渦発生器の高

さは平均全圧損失の低減に寄与する。

本研究の実施に当たり、当時本学の卒研究生で実験およびデータ処理を手伝ってくださった山崎泰伸、井坂隆裕、佐藤雅浩、山口賢一、磯田博正の各氏に感謝の意を表す。

文 献

- (1) Shabaka, I. M. M. A. and Bradshaw, P., *AIAA J.*, **19** (1981), 131-142.
- (2) Mehta, R. D., *Aeronaut. J.*, **88** (1984), 456-460.
- (3) Kubendran, L. R., ほか2名, *AIAA J.*, **24-9** (1986), 1447-1452.
- (4) Eckerle, W. A. and Awad, J. K., *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, **113** (1991), 37-44.
- (5) Devenport, W. J. and Simpson, R. L., *J. Fluid Mech.*, **210** (1990), 23-55.
- (6) Fleming, J. L., ほか3名, *Exp. Fluids*, **14** (1993), 366-378.
- (7) 山本政彦・ほか2名, 機論, **61-587**, B (1995), 2530-2535.
- (8) Pauley, W. R. and Eaton, J. K., *AIAA J.*, **26-7**, (1988), 816-823.
- (9) 志澤高朗・Eaton, J. K., 機論, **59-565**, B (1993), 2735-2741.