A215 ショックチューブによる鈍い後縁を持つ翼の後流の流れの観察

熊本工業大学 岩崎 松之助
熊本工業大学 松尾 健輔
熊工大院 本多 秀二 ○

Flow Visualization of Wakes of Airfoils having Blunt Trailing Edge in a Shock Tube

Matunosuke Iwasaki, Kensuke Matuo and Shuuji Honda

The vortex shedding and near wake flows of blunt trailing edge NACA 0012 airfoils and flat plates having rectangular trailing edge cavities are observed in Mach 0.6 Shock tube flow with a Schlieren system.

While the sharp trailing edge generates only one discrete vortex, strong many discrete vortices are generated from blunt trailing edges. On the other hand dull and weak vortices can be seemed for the segmented blunt trailing edge. Circular cylindrical waves are formed due to the generation of discrete vortices.

For blunt trailing edge airfoils with angle of attack vortices are shedded from the portion near the lower corner of the trailing edge, and their mean rear stagnation points seem to be near here. It can be thought that this is a reason why blunt trailing edge airfoils have higher lift.

§ 1 まえがき

翼型は普通後縁が鋭く尖っているが、翼の強度上の問題や特殊な空力的要求のため実際には後縁が鈍くなっているものもある。後縁の鈍い翼型においては、その後縁基底部のよどみ点が後縁どの位置にあるか明確でない。また後縁から渦が発生し、それに伴って騒音も生ずる。従来からこの様なことに付いて種々の研究が行われている。すなわち Balabaskaran¹⁾は、後縁の形が翼型の空力特性に強く影響することを計算によって示しており、また Chou²⁾は、鈍い後縁の翼型からの騒音発生について報告している。一方、Ramjee³⁾は、NACA 0012翼型（以下0012と書く）の後縁を切り取ると、後縁が鋭いものよりも、揚力係数が大きくなることを示している。また Kruiswyh⁴⁾は、後縁に空洞を持つ平板の亜音速流中で実験し、その際空洞内の流体の挙動が、実験結果と理論計算結果と異なることを指摘している。

そこで著者らは、ショックチューブのマッハ数0.6の流れの中に後縁の形を種々変えた0012と前縁が半円形で、後縁に空洞を有する平板を用いて、渦や後縁に近い近後流(near wake)の流れをシュリーレン法で可視化して調べた。撮影した流れは、ショックチューブ内を走る衝撃波が模型後縁に達し、その後ろの熱い空気の中に物体上下面からの渦または後流が発生する瞬間から約1500 μ s(0.0015秒)後までの過渡的な流れである。この過渡流れに

Division of Structural Engineering Graduate School
Kumamoto Institute of Technology
4-22-1, Ikeda, Kumamoto city Post Code 860

おいての離散渦の発生過程、離散渦から乱流後流への変遷などに関して若干の知見を得たので以下に述べる。

§ 2 実験装置および模型

本研究に用いた熊本工業大学のショックチューブの高圧室と低压室の長さは、Fig.1に示すようにそれぞれ1.6mと7.4m、測定部断面は幅60mm高さ120mmで、有効径120mmの観測窓を有する。高圧室の初期圧力は絶対圧2気圧に保ち、隔膜は厚さ50 μ mのマイラー膜を使用した。

衝撃波速度は、それが400mmの距離を移動する時間をFig.1のA,Bに取り付けられたPCB圧力変換器(Model M101A05,固有振動数300KHz,立ち上がり時間2 μ s)から発生するパルス信号で作動するユニバーサルカウンタで測定して得た。(最少計測単位は0.1 μ sである。)

流れの各瞬間におけるシュリーレン写真は、波速測定の時にB位置の圧力変換器のストップ信号で作動を始める遅延回路を1 μ s刻みで制御し、0.2 μ Fのコンデンサーに蓄えられた10KVの電気を補助極を介して、放電させ撮影した。発光時間は、約1.5 μ sである。

シュリーレン装置の凹面鏡の径は150mm、フィルムは、ネオパン400を用いた。

実験を行った熱い空気のマッハ数は、0012の $\alpha=0^\circ$ における臨界マッハ数を越えないマッハ数として0.6とした。

レイノルズ数は、模型翼弦長を基準にとると $6.4 \times 10^5 \sim 9.7 \times 10^5$ 程度である。

0012の原型は翼弦が100mmで、後縁を翼弦長の10%,20%切り取ったもの(例えば10%切り取ったものは以下Cut10%と記す。)や、切り取られた後縁中心面に上面からの境界層より発生する渦と下面からの渦が干渉しないように分離板を取り付けたもの、また後縁を鋸の歯状にしたもの等を使用した(Fig.2a-dを参照)。

翼型の実験においての迎角 α は、 0° と 5° で行った。Fig.2 e,f に示されるように、後縁に空洞を持つ平板は、長さが100mm・厚さ12mm・前縁半径は6mmで、空洞深さは0mm,5mm,10mmとした。

翼型模型は木製で平板翼型はバルサ材でいずれもグラスファイバーとFRPで補強をし光を反射しないように表面に黒い塗料を塗布した。

Fig.1 Shock Tube

Fig 2 Models

§ 3 実験結果とその考察

 a, $\alpha=0^\circ$
 $M=0.61$
 $D=0\mu s$

 b, $\alpha=0^\circ$
 $M=0.59$
 $D=1200\mu s$

Fig.3 0012

 a, $\alpha=5^\circ$
 $M=0.61$
 $D=120\mu s$

 b, $\alpha=5^\circ$
 $M=0.61$
 $D=1500\mu s$

Fig.4 0012

Fig.3a は、0012の後縁にショックチューブで生じた衝撃波が達した瞬間、すなわち時刻 $D=0\mu s$ の写真である。このとき迎角をとっていないので上下の速度差は生じていない。Fig.3b は、同じ状態で $D=1200\mu s$ が経過した後のもので後流の離散渦は、ほとんど見られず乱流後流である。

Fig.4 a,bは迎角 5° とった写真であるが、このとき翼の上下で速度差を生じその結果後流で出発渦が発生していることが分かる。(これらの写真で翼の前縁は、風洞窓枠に隠れて見えない。)

Fig.5a は、迎角をとらずに翼型の後縁を翼弦の10%切りとった場合で、離散渦の発生が盛んな $D=90\mu s$ の後流発達のごく初期の写真である。Fig.4 bは、その翼型の定常状態に近くなった $D=1300\mu s$ の写真である。Fig.6 a,b は、後縁を同じように20%切り落としたものである。これらの写真で分かるように、後縁を切り落し基底部厚さが増すと渦の発生が強まる。

一方、Fig.2 cのように後縁を城郭状のM型にしたものである。Fig.7 aにおいて孤立渦が弱まって

 a, Cut 10%
 $\alpha=0^\circ$
 $M=0.61$
 $D=90\mu s$

 b, Cut 10%
 $\alpha=0^\circ$
 $M=0.61$
 $D=1300\mu s$

Fig.5 0012

 a, Cut 20%
 $\alpha=0^\circ$
 $M=0.59$
 $D=100\mu s$

 b, Cut 20%
 $\alpha=0^\circ$
 $M=0.62$
 $D=1400\mu s$

Fig.6 0012

いることが分かる。Fig.7,bは、定常流れに近い状態である。この翼型の後縁は、Cut 10%に近く、最も後縁から風上寄りの厚さはCut20%に近い厚さである。それにもかかわらずFig.7 bは、Fig.5 bおよびFig.6 bに比べて、離散波は弱まり、ほとんど乱流後流に近い流れになっている。ゆえにこのようにすることによって後縁の厚みがあるにもかかわらず、Gaiらが述べているように基底部抗力も減少することが予想される。Fig.8 a,bのように分割板を後縁基底部にとり付けた場合もDの大きな定常状態に近くなるにつれてFig.3 bの

a, $\alpha=0^\circ$
 $M=0.58$
 $D=60 \mu s$

b, $\alpha=0^\circ$
 $M=0.61$
 $D=1400 \mu s$

Fig.7 0012 with segmented blunt trailing edge

a, $\alpha=0^\circ$
 $M=0.61$
 $D=60 \mu s$

b, $\alpha=0^\circ$
 $M=0.60$
 $D=1420 \mu s$

Fig.8 0012 with splitter plate on cut 20%

後縁の鋭い後流とあまり変わらない後流となり上記の鋸状の後縁と同じ効果を示す。

Fig.9 a, b, cは、後流離散渦の発生とそれに伴う波との関係を示す写真である。

(Fig.9 aで分かるように、ある程度渦が発達しないと波が、写真に写っていない。)このような円筒状の波面の中心付近に発達途上にあるそれぞれの離散渦が存在している。ゆえに、これらの円筒状の波

強さの変化に伴って発生する音波と思われる。

渦と波の関係については、Tamら⁶⁾の論文にMattinglyら⁷⁾の水素気泡による実験結果として円筒状の波を描かれているが、Mattinglyらの実験結果においては、明確な波面は認められない。著者らはこの研究においてこれをシュリーレン写真で可視化した。円筒状の波

a, cut 10%
 $\alpha=5^\circ$
 $M=0.64$
 $D=150 \mu s$

b, cut 10%
 $\alpha=5^\circ$
 $M=0.61$
 $D=200 \mu s$

c, 0012 with splitter plate
 $\alpha=0^\circ$ on cut 20%
 $M=0.61$
 $D=220 \mu s$

Fig.9 0012

a, cavity depth 0mm
 $M=0.61$
 $D=800 \mu s$

b, cavity depth 5mm
 $M=0.62$
 $D=1000 \mu s$

c, cavity depth 10mm
 $M=0.61$
 $D=1000 \mu s$

e, cavity depth 10mm
 $M=0.60$
 $D=180 \mu s$

d, cavity depth 5mm
 $M=0.63$
 $D=160 \mu s$

Fig.10 Flat plate with base cavity

面の拡大する速度が、その発生の初期においては、非常に速いせいか、これらの波の発達過程を詳細に捉えることができなかった。今後、ガスレーザーなどで光量がより多く、発光時間がより短い光源を入手して、さらに調べて行きたいと思っている。

次に Fig.10 a,b,cは、空洞をもつ後縁の平板の場合である。渦や後流の状態は、後縁の空洞があってもなくてもほとんど変化が見られないが、Fig.10 d,eのように流れのごく初期では、空洞内に渦流れの影響が生じていることが分かる。Kuwiswykら⁷⁾の実験では空洞内の流体に運動はないと述べているが、Cremuntsの理論計算においては、渦流出の周期のある部分では渦が空洞内に入り込むという結果を得ている。著者らの実験では、Fig. 10 d,e に示されるように流れの初期で空洞内で渦が生じており、この結果は、Cremuntsらの理論計算の結果に近い。

最後に Fig 11 a,bは、0012 Cut 20%の迎角を 5° とした場合の写真で渦の発生する場所は、後縁基底部の中心の位置よりやや基底部の下方に近い。また Fig.11 b の定常流れに近くなるにつれて後流では、明確に分からないが、後縁基底部の下方に近いところから流れ出している。(後縁付近の流れを明確にするため Cut 20% の写真を用いた)

Fig.11 0012 cut 20%

Fig 12は、熊本工業大学のゲッチンゲン型風洞 (1m×1m) で計測した揚力係数 C_L である。レイノルズ数は、 2.8×10^5 程度で、一方ショックチューブでは前述のように 8.0×10^5 程度である。同じ迎角において揚力係数 C_L を比較すると、Ramjeeら⁸⁾が指摘しているように、Cut 0%より後縁の鈍い Cut 10%の方が揚力係数が大きい。

この理由として次のような事を考えられる。すなわち、後縁を切り取った場合平均的なよどみ点が後縁基底部下方に下がることにより、翼型の平均線の反りが見かけ上増した状態になる為であろう。後縁のよどみ点が下方にずれる量は Fig.11 のようにごく少ない量ではあるが、Vaskaranら⁹⁾によれば、後縁におけるよどみ点の位置が翼型性能におよぼす影響は、大きい。故に、Fig.11 a,bのように鈍い後縁の翼に対してよどみ点が後縁下方に向かってごく少量移動しても、Fig.12程度の C_L の差が生ずるものと考えられる。

Fig 12 Lift coefficients of 0012 cut 0% and cut 10% at 30m/s

§ 4 結語

後縁の鈍いNACA 0012翼型と平板後流におけるショックチューブ実験においてのシュリーレン写真からは次のような事が分かった。

I) 後縁からの渦の発生は、後縁の鈍さが増すと顕著になり、流れが定常に近づいてもCut20%のような場合は後流は乱流と成らず、離散した渦列の形を取る。

II) 後縁を鈍くしてもそれを城郭状にしたり、分割板を取り付けると、渦は弱まり後流は鋭い後縁の後流に近くなる。

III) 後縁からの渦の発生とそれに起因する円筒状の波が可視化された。

IV) 後縁の鈍い翼型のC_Lが高いのは、後縁よどみ点が後縁基底部の下方に存在するためと推定される。

本実験は、平成2年度および本年度の構造工学科卒業研究の学生諸君の熱心な協力によって行われたもので、厚く謝意を表します。

参考文献

- 1) BasKaran,V.and Holla,V.S.: Effect of Rear Stagnation Point and Trailing Edge Bluntness on Airfoil Characteristics,J.Aircraft,Vol.18,No.1,Jan.1981,pp.63-64.
- 2) Chou,S.T.and George,A.R.;Effect of Blunt Trailing Edge on Rotor Broadband Noise,AIAA J.Vol.24,No.8,Aug.1986,pp.1380-1381.
- 3) Ramjee,V.,Tulapurkara,E.G.and Balabaskaran,V.;Exprimental and Theoretical Study of Wings with Blunt Trailing Edges,J.Aircraft,Vol.23,No.4,April 1986 , PP.349-352.
- 4) Kruiswyk,R.W.and Dutton,J.C.;Effect of Base Cavity on Subsonic Near-Wake Flow ,AIAA J.Vol.28,No.11,Nov.1990,pp.1885-1893.
- 5) Gai,S.L. and Sharma,S.D.: Vortex Shedding from a Segmented Blunt Trailing Edge Aerofoil in Subsonic Flow,9th Australasian Fluid Mecanics Conforece Auckland,8-12,Dec.1986,pp.371-372.
- 6) Tam,C.K.W.: Discrete tones of isolated airfoils,J.Acoust.Soc,Am.Vol.55,No.6, June 1974,pp.1173-1178.
- 7) Mattingly,G.E. and Griminale,W.O. :The Stability of an incompressible two-dimensional wake,J.Fluid.Mech.Vol.51,part 2,1972,pp.233-272.