

翼端渦の特性と吸込みによる低減の実験的研究

岡田諭士*¹, 平岡克己*²

Experimental Studies on Characteristics of a Wing Tip Vortex and Reduction with Suction

by

Satoshi OKADA and Katsumi HIRAOKA

(Received on March 31, 2004 & accepted on June 21, 2004)

Abstract

A wing tip vortex occurs in the wing tip neighborhood on an aircraft in flight and induced drag is generated. There are many studies on a wing tip vortex and flow control techniques near the wing tip for the reduction in the wing tip vortex. However, there are few studies on the control of a wing tip vortex by suction. In this study, the characteristics of a wing tip vortex were investigated in detail by low-speed wind tunnel experiments using a two-dimensional hot wire anemometer with a three-dimensional traverse system. The effects of controlling the flow near the wing tip by suction on the reduction in the wing tip vortex were investigated. Suction was carried out at various positions near the wing tip. As the result it was shown that the wing tip vortex is decreased by appropriate suction and the amount of reduction varies according to suction points. The most effective suction point is near the trailing edge of the wing tip.

Keywords: Wing Tip Vortex, Suction, Wind Tunnel Experiment, Hot Wire Anemometer

1. はじめに

飛行中の航空機の翼端には翼端渦が発生し、この翼端渦は誘導抗力の発生原因となっている。したがってこの翼端渦の性質を詳しく調べ翼端渦を低減することは重要である。この翼端渦の研究は数値計算や実験で数多く行なわれている。ChowらはNACA0012翼型表面周りの流れ場を三次元熱線流速計を用いて測定し、翼端渦のレイノルズ応力成分や特性を調べている¹。MarianiらはBaldwin-Barth乱流モデルを用いた数値計算で翼周りの圧力分布や流速分布を求め、実験値との比較を行っている²。乱流モデルの違いによる翼端渦の変化についても計算されている³。レーザ流速計を用いた風洞実験では、翼端渦の中心が最も流速変動が大きく、渦中心から遠ざかるに連れてその変動は小さくなっていることが調べられている⁴。Devenportらは、q-vortexと呼ばれている理論的な渦と実際の湾曲した翼端渦について熱線流速計を用いた詳細な実験を報告している⁵。翼端渦とジェットエンジンからの排ガスとの干渉についての数値計算と飛行実験との比較も行なわれている⁶。これによると、エンジンからの排ガスの影響で翼端渦は単独の場合とは異なる性質を持つことが調べられている。

翼端渦を低減させるための研究も行なわれており、大きく分けると翼端の形状などを変化させる方法と翼端から吹出しなどを行なう方法がある。翼端の形状を変化させる方法としては、翼端に小翼を1枚取り付けする方法がある⁷。これは、ベース翼から放出される翼端渦とサブウィングと呼ばれる小翼から放出

される翼端渦を相互干渉させて弱める方法である。他の方法としては、ベンチップと呼ばれる翼端から放出される渦とベース翼から放出される2つの翼端渦を、干渉させないようにできるだけ離して渦を放出させるという方法がある⁸。日本航空宇宙工業会は、翼端の前縁付近と後縁付近に大きさの異なる2枚の小翼(カナード翼)を取り付けて翼端渦を分散させ、翼端渦を低減させる実験を報告している⁹。

翼端からの吹出しを行なう場合では、吹出す量を一定で行なう場合や、周期的に吹出す量を変化させるオシレトリ吹出しなどがある。翼端からスパン方向に吹出すことで、翼に働く揚力が増加することが調べられている¹⁰。しかし、吹出しの方向が異なるとこの効果には大きな違いが発生し、また、二次渦が発生することなども実験的に調べられている¹¹。さらに、吹出しの大きさや吹出し方向の違いによっても翼端渦の位置やその大きさが大きく異なるということが実験的に調べられている¹²。オシレトリ吹出しでは、吹出しを行なう位置や吹出しを行なう間隔などによって、翼端渦とは逆回転の渦が翼端付近に発生する可能性があることなどが調べられている¹³。

以上のように、翼端渦に対しては様々な調査が過去に行なわれているが、翼端渦に対する吸込みの効果についての研究はあまり行なわれていないようである。著者らは、汎用数値計算ソフトウェアFLUENTを用いた数値計算によって翼端渦に対する吸込みの効果について調べた結果を既に報告した^{14,15}。本論文では、翼端渦の特性を詳しく調べ、吸込みによる翼端渦の低減に対する効果を風洞実験によって統計的、定量的に処理して調べた結果を報告する。

* 1 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程後期大学院生

* 2 工学部航空宇宙学科教授

2. 実験

2.1 実験装置及び実験方法

翼後流に発生する翼端渦を測定するために、本実験では二次元X型熱線流速計を使用した¹⁶⁾。この熱線プローブを、三次元トラバース装置を用いて任意の計測点に移動させて測定を行った。

実験は回流型大型低速風洞実験装置を用いて行なった。風洞計測断面は 1.0(m)×1.5(m)であり、この風洞の最大流速は 43(m/s)である。今回の実験での一様流速 U_∞ は 13.1(m/s)で、翼弦長 15(cm)を代表長さとした時のレイノルズ数 Re は約 1.5×10^5 であり、この流速付近での流れの乱れは 0.2%以下である。

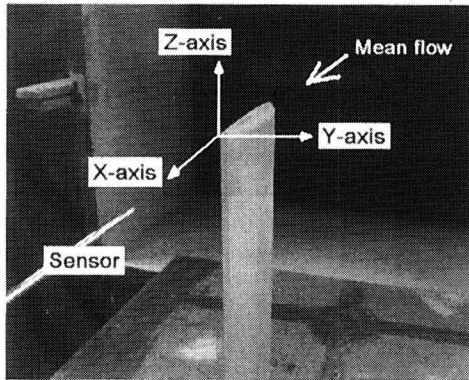
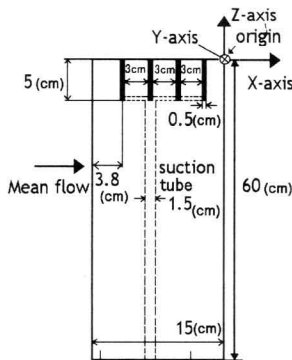
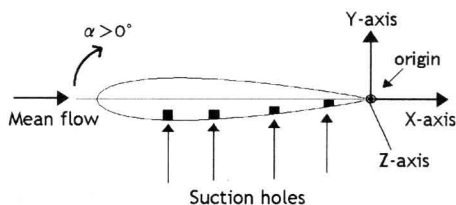


Fig.1 Coordinate system and schematics of experiment

実験での座標軸及び実験風景を Fig.1 に示す。座標原点を迎角 α が 0° の時の翼端後縁とし、この座標原点は翼が迎角 α を持った時でも不変とした。また、Fig.2(b)に示すように翼の頭上げを迎角正とする。主流方向を X 軸とし、揚力方向及び横力方向をそれぞれ Y 軸、Z 軸とする。Y 軸方向流速及び Z 軸方向流速を $V(m/s)$ 及び $W(m/s)$ とする。



(a) Wing model and the coordinate system



(b) Suction points and the coordinate system

Fig.2 Wing model and coordinate system

測定断面は主に $X=1, 3, 11(cm)$ で行い、吸込みの結果表示に関しては $X=11(cm)$ の時のものを本論文では示している。その他

の箇所でも同様の結果が得られることは確認した。なお、Y 軸及び Z 軸方向の測定間隔は共に 4(mm) である。本実験に用いた翼模型は木製で、断面形状は NACA0016 の矩形翼である。セミスパン長さは 60(cm) である。翼内部には Fig.2(a) に示すように吸込み用のチューブが通っており、吸込みにはロータリ式真空ポンプを使用した。また、Fig.3(a) に示すように翼端付近に 4ヶ所の吸込み用の溝を設けた。これらの位置は、Fig.2(b) に示すように最大翼厚位置付近に 1ヶ所、翼後縁付近に 1ヶ所、そしてこれらの中間位置に 2ヶ所である。なお、Fig.3(b) に示すように翼端渦計測実験時にはこれらの溝は木で塞がれているが、吸込み実験を行なう場合には任意にこれらの溝に黄銅管をはめこみ、そこから吸込みを行なっている。なお、前縁に最も近い吸込み管から順番に 1 番管、2 番管などと各々定義した。吸込みパイプの断面形状は 5 (mm)×5(mm) の正方形断面である。

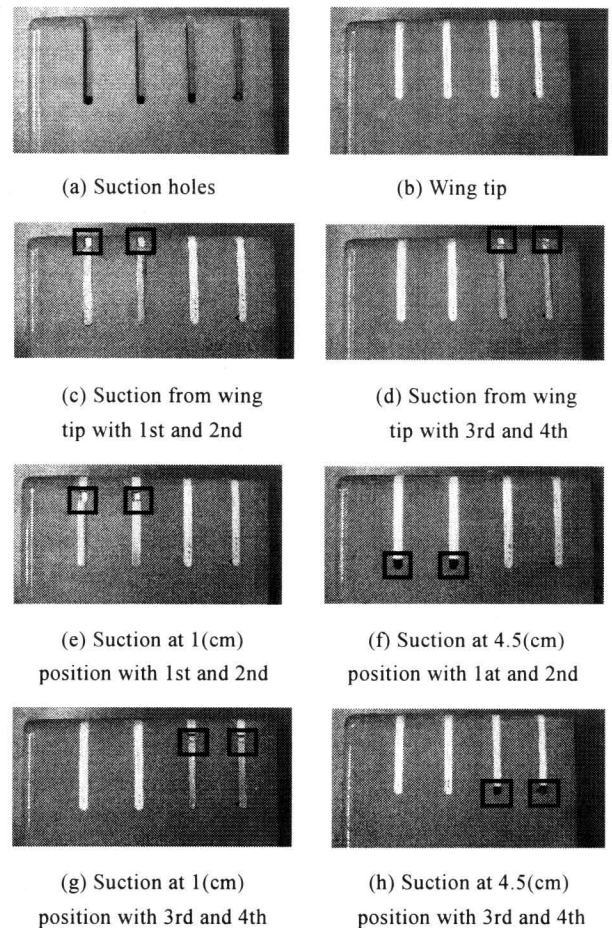


Fig.3 Suction holes and suction points

翼端渦に対する吸込みの効果を調べるために、Fig.3(c)~(h) に示すように、翼端付近の様々な位置から吸込みができるようにした。Fig.3(c)及び(d)は 1, 2 番管又は 3, 4 番管の翼端から吸込みを行なう場合である。Fig.3(e)及び(f)は 1, 2 番管の翼端から 1(cm)または 4.5(cm)から吸込みを行なう場合、Fig.3(g)及び(h)は 3, 4 番管の翼端から 1(cm)または 4.5(cm)から吸込みを行なう場合である。なお実験に用いた翼は対称翼であるから、翼迎角の正、負を逆にするによって、吸込み面を翼下面から翼上面に変更することができる。また、実機胴体を簡易的に模擬するために Fig.1 に示すように翼の下端に地面板を設けた。実験結果は EXCEL 又は TECPLOT を使用して表示した。

2. 2 翼端渦の特性についての結果と考察

Fig.4 (a), (b)に X=15(cm)で迎角 α が 0° 及び $+9^\circ$ での一様流速で割った無次元速度 V の分布をそれぞれ示す. 実験で用いている翼は対称翼なので, 迎角が 0° の時には翼上下面での圧力分布に差が表れず翼端渦は発生していない. 迎角が付き, 翼上下面で圧力差が生じ翼端渦が発生することがこれらの図の比較から確認できる.

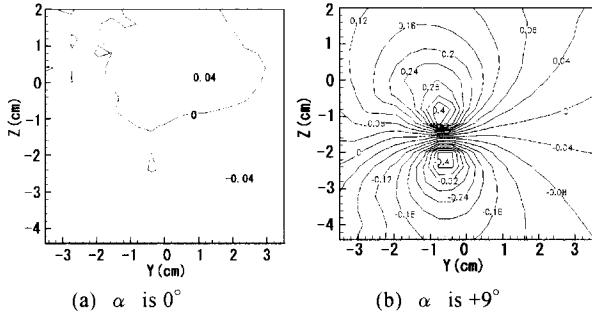


Fig.4 Contour of V

次に, X=3(cm)及び 11(cm)の位置で迎角 $\alpha = +9^\circ$ の場合の翼端渦をベクトル表示で表したものを Fig.5 に示す. これらの図の比較から, 流れが後流に進むにしたがって, 翼端渦の中心は-Z 軸方向に移動していることが確認できる. また, 迎角が一定の場合, 翼端渦の中心は Y 軸方向にはほぼ変化しないことが分かる.

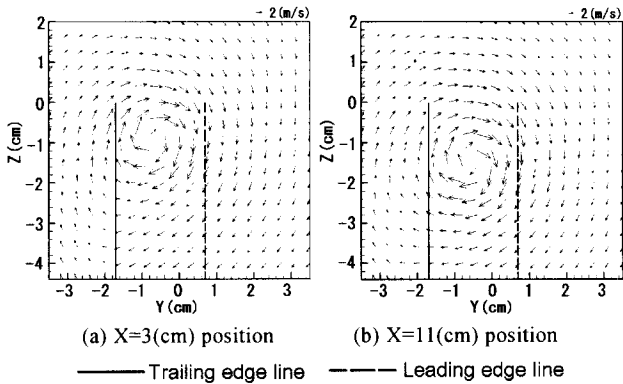


Fig.5 Distributions of velocity vector

次に, 迎角 $+9^\circ$, X=11(cm)の一定の状態において, 翼弦長を代表長さとしたときの Re 数を変化させた場合における翼端渦の速度の大きさ V_θ の最大値分布と渦中心位置の変化を Fig.6 に示す. V_θ は以下の式で定義した.

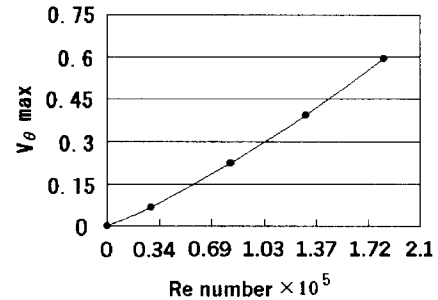
$$V_\theta = \frac{\sqrt{V^2 + W^2}}{U_\infty} \quad (1)$$

この図から, Re 数が増加するにつれて翼端渦の最大速度もほぼ比例的に増加していることが分かる. 翼端渦中心の位置は, 一様流速が増加するに連れて -Y 軸方向に移動している. Z 軸方向にはあまり変化していない.

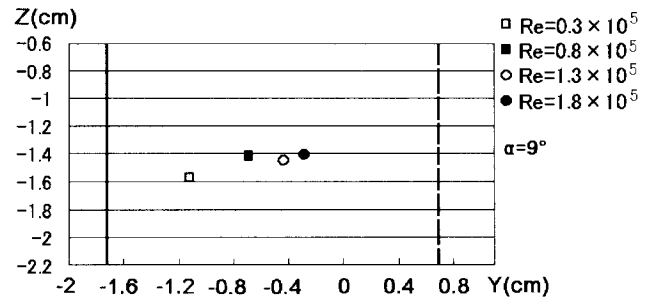
Fig.7 には X=11(cm), Re=1.5×10⁵ で一定とした場合の, V_θ の最大値と迎角に対する変化を示す. この図から一様流速が一定の場合でも渦の速度は増加することが分かる. なお, この翼の失速角は 13° 付近であるので, この図から翼が失速した状態でも V_θ は小さくならず, むしろ失速しても増加する傾向がある. Fig.7 (b)及び(c)に X=11(cm)の位置における迎角が $+15^\circ$ と

$+5^\circ$ での場合の翼端渦のベクトル分布を示す. この図から失速に関係なく, 翼端後流に迎角が $+5^\circ$ の時よりも速度の大きな翼端渦の発生が確認できる. しかし, Fig.7 (b)の場合は翼表面から剥離した剥離渦も含まれていて, この渦は純粋な翼端渦のみによっては構成されていないと考えられる.

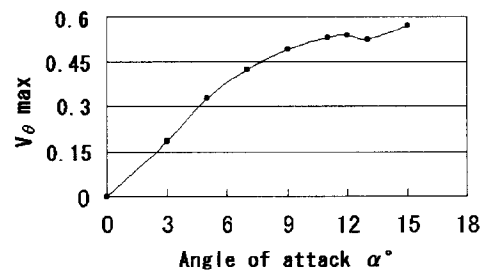
Fig.7(d)には翼端渦中心の位置変化を示す. $\alpha = 3^\circ$ 場合は低迎角であるので, 渦が弱く不安定なためはっきりとした特徴を示さない. よって低迎角時を除くと, この図から迎角が増加するに連れて翼端渦の中心は -Y 軸方向に移動し, Z 軸方向にはほぼ変化しないことが分かる.



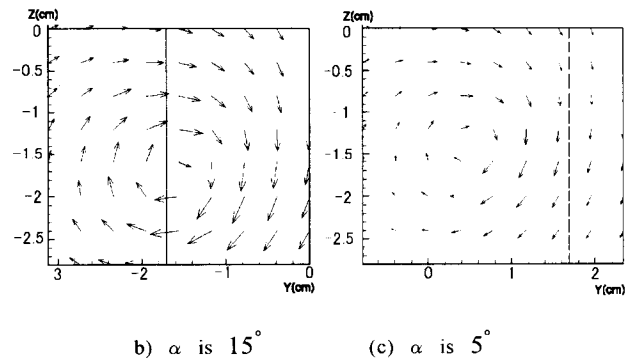
(a) Relation between flow velocity and $V_{\theta \max}$



(b) Relation between flow velocity and the vortex core center
Fig.6 $V_{\theta \max}$ and vortex core center for different uniform flow

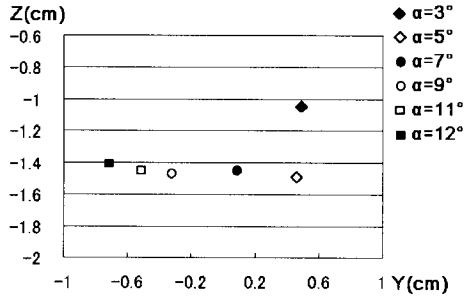


(a) Relation between angle of attack and $V_{\theta \max}$ (m/s)



b) α is 15°

c) α is 5°



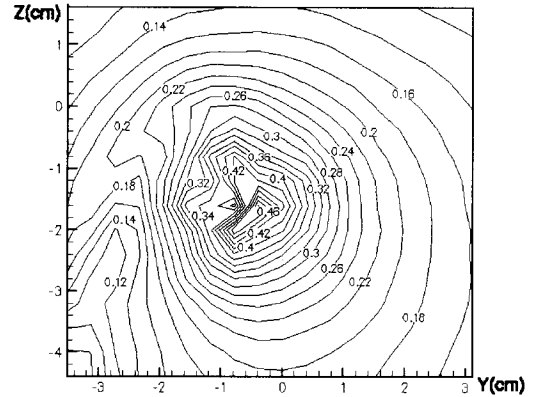
(d) Relation between angle of attack and the vortex core center
Fig.7 $V_{\theta \max}$ and vortex core center for different angle of attack

2. 3 翼端渦吸込みの効果についての結果と考察

翼端渦に対する吸込みを翼端の様々な位置から行いその効果を調べた。一様流速は 13.1(m/s)で $Re=1.5 \times 10^5$ であり、全ての場合で全吸込み流量は 150(ℓ /min)である。

CASE1

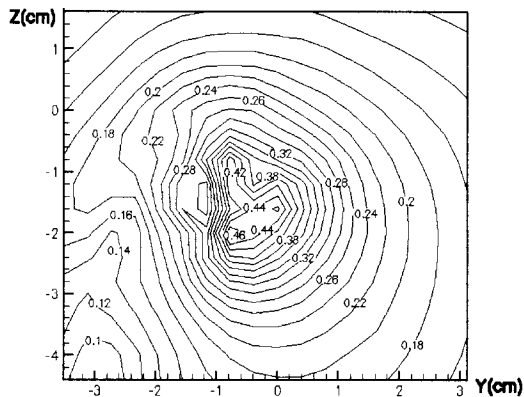
迎角+9° で 1, 2 番管の翼端から 1(cm)及び 4.5(cm)の位置から吸込みを行なった。Fig.8(a)に吸込みを行なわない場合の V_{θ} 分布を、Fig.8 (b), (c)には 1(cm)及び 4.5(cm)から吸込みを行なった場合の V_{θ} 分布を示す。これらの図の比較から、これらの位置からの吸込みでは V_{θ} 分布はほとんど変化せず、翼端渦に対して低減効果はないといえる。



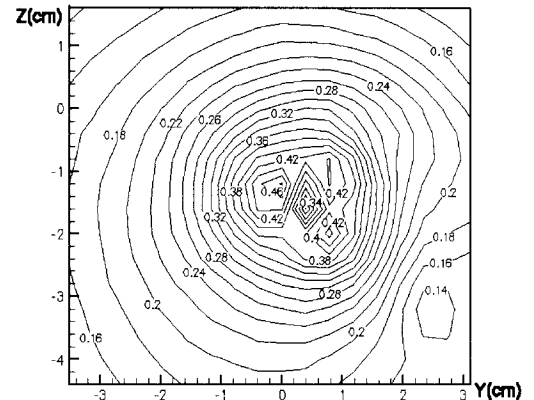
(c) Suction at 1st and 2nd 4.5(cm) position from ting tip
Fig.8 Distribution of V_{θ} for CASE1($\alpha = +9^\circ$)

CASE2

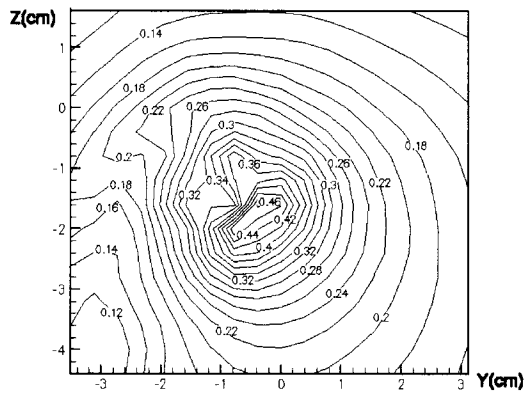
迎角-9° で 1, 2 番管の翼端から 1(cm)及び 4.5(cm)の位置から吸込みを行なった。Fig.9 (a)に吸込みを行なわない場合の V_{θ} 分布を、Fig.9 (b), (c)に 1(cm)及び 4.5(cm)から吸込みを行なった場合の V_{θ} 分布を示す。これらの図の比較から、これらの位置からの吸込みにおいても V_{θ} 分布は変化せず、CASE1 の場合と同様に翼端渦に対してはほとんど低減効果がないといえる。これは翼端渦が翼端の前縁付近よりも翼端の後縁付近において発達していることが原因と考えられ、翼端渦が発達する前に吸込みを行っても、翼端渦に対してはほとんど効果がないといえる。



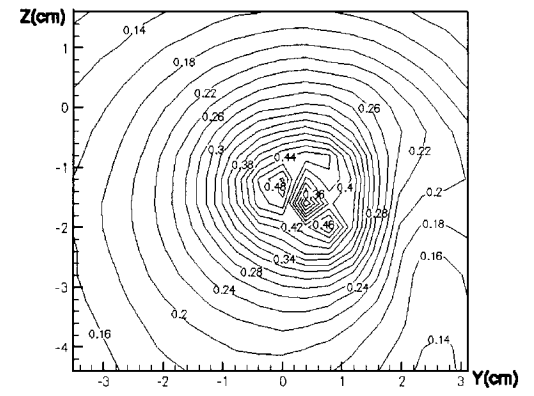
(a) Zero suction



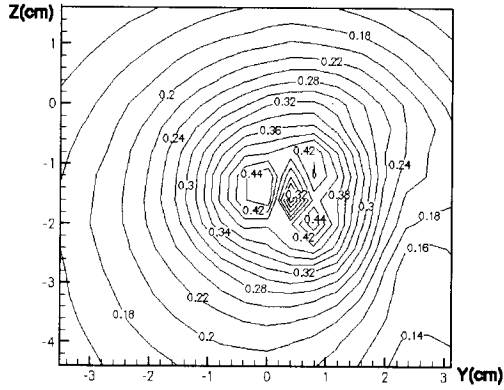
(a) Zero suction



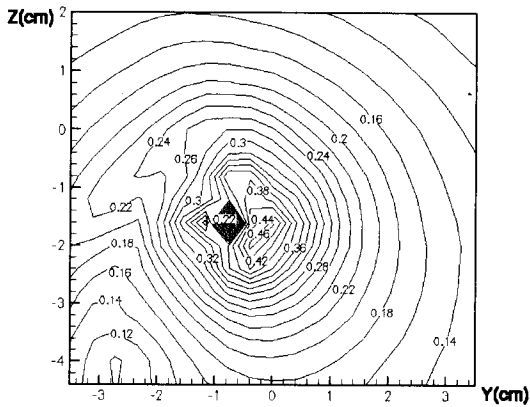
(b) Suction at 1st and 2nd 1(cm) position from ting tip



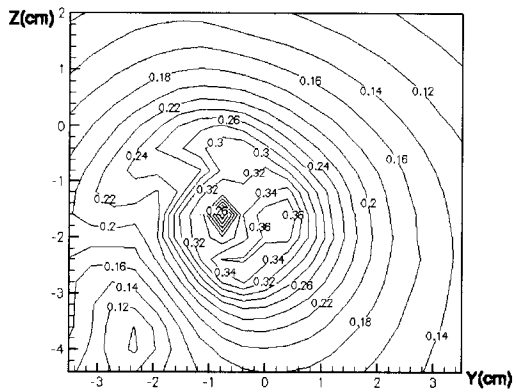
(b) Suction at 1st and 2nd 4.5(cm) position from ting tip



(c) Suction at 1st and 2nd 4.5(cm) position from ting tip
Fig.9 Distribution of V_{θ} for CASE2 ($\alpha = -9^\circ$)



(a) Suction at 1st and 2nd pipes from wing tip



(b) Suction at 3rd and 4th pipes from wing tip

Fig.10 Distribution of V_{θ} for CASE3 ($\alpha = +9^\circ$)

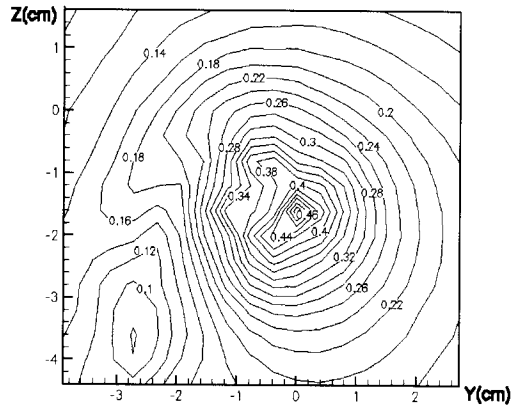
CASE3

迎角 $+9^\circ$ で翼端の1, 2番管及び3, 4番管から吸込みを行なった。Fig.10 (a), (b)にそれぞれ1, 2番管及び3, 4番管から吸込みを行なった場合の V_{θ} 分布を示す。Fig.8(a)との比較からCASE1及びCASE2と同様に、翼端前縁付近で吸込みを行なった場合(翼端1, 2番管の場合)では変化は表れていない。しかし、翼端後縁で吸込みを行なった場合(翼端3, 4番管の場合)、 V_{θ} の値が全体的に低減していることが分かる。また、渦のコア部分においては V_{θ} の最大値が18%低減していることが分かる。原因として考えられることは、翼端渦は翼端付近において翼上下面の圧力分布の違いにより翼下面側から翼上面側へ向かう流

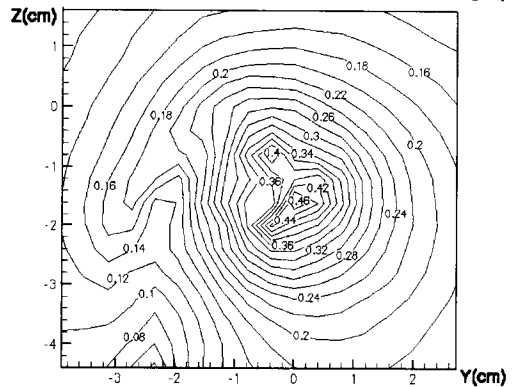
れの吹き上げによって発生するが、この吹き上げ速度は翼端の前縁側よりも翼端の後縁側の方が(3, 4番管付近)大きい¹³⁾。よって、吹き上げ速度が最大位置付近での吸込み(CASE3の翼端3, 4番管の場合)において翼端渦が低減できていると考えられる。

CASE4

迎角 $+9^\circ$ で3, 4番管の翼端から1(cm)及び4.5(cm)の位置から吸込みを行なった。Fig.11 (a), (b)に1(cm)及び4.5(cm)から吸込みを行なった場合の V_{θ} 分布をそれぞれ示す。これらの図の比較から、翼端渦低減の効果が得られたCASE3の3, 4番管からの吸込みと同じ後縁からの吸込みでも、吸込み位置が翼端から離れてしまうと V_{θ} 分布はほとんど変化せず、翼端渦に対しての低減効果はないことが分かった。

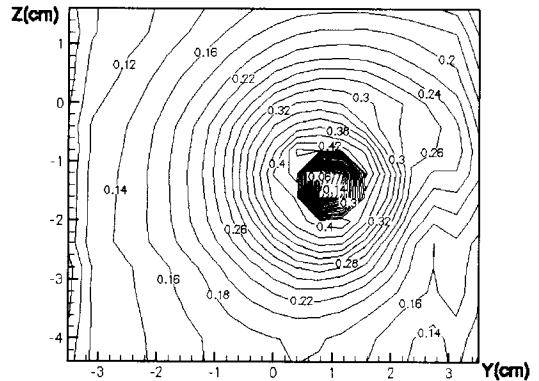


(a) Suction at 3rd and 4th 1(cm) position from ting tip

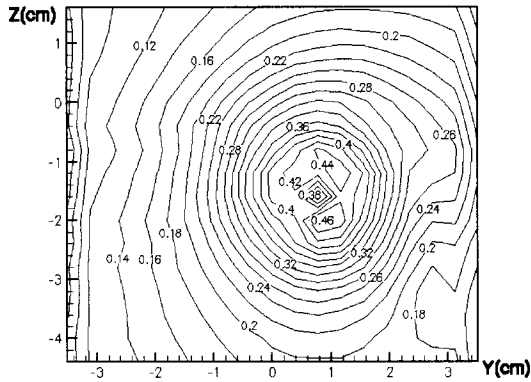


(b) Suction at 3rd and 4th 4.5(cm) position from ting tip

Fig.11 Distribution of V_{θ} for CASE4 ($\alpha = -9^\circ$)



(a) Suction at 3rd and 4th 1(cm) position from ting tip



(b) Suction at 3rd and 4th 4.5(cm) position from wing tip

Fig.12 Distribution of V_θ for CASE5($\alpha=9^\circ$)

CASE5

迎角は 9° で3,4番管の翼端から1(cm)及び4.5(cm)の位置から吸込みを行なった。Fig.12 (a), (b)に1(cm)及び4.5(cm)から吸込みを行なった場合の V_θ 分布を示す。Fig.9 (a)とこれらの図を比較すると、4.5(cm)からの吸込みではCASE4の場合と同様に吸込み位置が翼端渦から離れてしまっているため吸込みの効果は表れていないが、1(cm)からの吸込みでは翼端渦が低減していることが分かる。CASE4では翼端1(cm)からの吸込みは効果がなかったが、これは翼端渦が翼端下面付近よりも翼端上面付近に存在していることが関係していると考えられる。

次に、CASE3における翼弦長と一様流速で無次元化した渦コアでの最大渦度の絶対値の比較をFig.13に示す。この結果からも翼端後縁からの吸込みにより、最大渦度が低減していることが分かる。なお、吸込みを行なっても V_θ が低減しなかったCASEにおいては渦度も V_θ 分布同様にあまり変化はしていない。

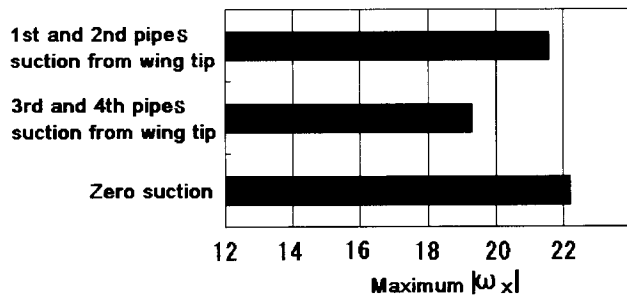


Fig.13 Maximum X-vorticity $|\omega_x|$

3. まとめ

熱線流速計を用いた実験によって翼端渦の特性や翼端渦に対する吸込みの効果について調べた。

翼端渦は後流に進むにしたがい翼根方向(-Z軸方向)へ移動し、迎角一定では一様流速が増加するにしたがい揚力方向(+Y軸方向)に移動する。また、迎角の増加に伴って翼端渦中心は-Y軸方向に移動する。

吸込みの実験結果から、吸込みによって翼端渦が低減できることが分かった。しかし、同じ吸込み流量でも吸込みを行なう位置の違いによってその効果は異なる。翼前縁付近や翼下面では吸込みの効果はなく、翼端後縁からの吸込み(CASE3の3,4番管からの吸込み)を行なうと最も翼端渦を低減できることが

分かった。

参考文献

- 1) J. S. Chow, G. G. Zilliac and P. Bradshaw, Mean and Turbulence Measurements in the Near Field of a Wing tip Vortex, AIAA J., 35(1997) No.10, pp.1561-1567.
- 2) J. D. Mariani, G. G. Zilliac, J. S. Chow and P. Bradshaw, Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field, AIAA J., 33(1995) No.9, pp.1561-1568.
- 3) 新井啓之, 岡田諭士, 平岡克己, 乱流モデルの違いによる翼端渦の特徴の比較, 第33回流体力学講演会予行集 pp.127-128(2001).
- 4) R. K. Takahashi and K. W. McAlister, Preliminary Study of a Wing-tip Vortex Using Laser Velocimetry, NASA TM 88342 (1987).
- 5) W. J. Devenport, M. C. Rife, S. I. Liapis and G. J. Folin, The structure and development of a wing-tip vortex, J. Fluid Mechanics, 312(1996) pp.67-106.
- 6) Thomas Gerz and Frank Holzapfel, Wig-tip Vortices, Turbulence, and the Distribution of Emissions, AIAA J., 37(1999) No.10, pp.1270-1276.
- 7) J. L. Tangler, The Design and Testing of a Tip to Reduce Blade Slap, Proceeding of the 31th AHS, Washington D.C. (1975) pp.963-1-963-12.
- 8) J. Wilkerson, AHS Technical Committee Highlights, VERTIFLITE 39 (1997) No.5, pp.24-27.
- 9) 社団法人 日本航空宇宙工業会 革新航空機技術開発センター, ヘリコプタロータ低騒音化翼端制御の研究, 革新航空機技術開発に関する調査報告成果報告書, (2000) No.1107.
- 10) D. A. Tavella and L. Roberts, The Concept of Lateral Blowing, AIAA Paper 85-5000(1985).
- 11) C. S. Lee, D. Tavella, N. J. Wood and L. Roberts, Flow Structure and Scaling Laws in Lateral Wing-Tip Blowing, AIAA J., 27(1989) No.8, pp.1002-1007.
- 12) 小川洋平, 岡田諭士, 生澤俊, 平岡克己, 吸込みと吹出しによる翼端渦への影響, 第41回飛行機シンポジウム講演論文集 1C7(2003) pp.1-4.
- 13) K. Duraisamy and J. D. Baeder, Control of Tip-Vortex Structure Using Steady and Oscillatory Blowing, AIAA Paper 2003-3407(2003).
- 14) S. Okada, N. Arai, and K. Hiraoka, Numerical Calculations of Wing Tip Vortices and Effects of Suction at Wing Tip, Proceedings of the 4th International ASME/JSME/KSME Symposium on Computational Technology for Fluid/Thermal/Chemical/Stress Systems and Industrial Applications, ASME PVP Division Conference, PVP2002-1589 (2002) pp.191-198.
- 15) 岡田諭士, 新井啓之, 平岡克己, 翼端渦の特性と吸込みに関する数値計算, FLUENT ユーザグループミーティング論文集 (2002) pp.121-126.
- 16) C. G.Lomas, "FUNDAMENTALS OF HOT WIRE ANEMOMETRY,"CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS (1986).