

サブウィングを有したブレード翼端形状の空力解析

小生方 正裕、檜垣 郷子、塚原 孝則、中舘 正顯（富士重工業（株））

Aerodynamic Analysis of Blade Tip Shape with Subwing

by

Masahiro Obukata, Kyoko Higaki, Takanori Tsukahara and Masaaki Nakadate(FHI)

ABSTRACT

This paper presents an analysis to evaluate the aerodynamic effect of blade tip shapes. The shapes include the subwing which reduces BVI(Blade Vortex Interaction) noise by dividing the tip vortex into a pair of vortices. Several types of tip shapes are analyzed in the non-rotating condition. One of them is a canard tip shape, which has two subwings and is based on the concept of advanced fighters' canard wing. The results of the calculation were compared with the wind tunnel test about aerodynamic loads and the wake of wing tips. The comparisons of the calculation and the wind tunnel test shows the positions of each tip vortex are approximately equal, but the calculated strength of the vortex has more attenuation than the experimental one. It was found that the canard tip could diffuse the vortex effectively.

1. はじめに

近年、ヘリコプタ開発において注目されているキーワードの1つに“低騒音化”が挙げられる。ヘリコプタ騒音の中でも、先行するブレードの翼端渦と後続するブレードが干渉する時に生じ、降下時に顕著となるBVI(Blade Vortex Interaction)騒音は非常に耳障りである。

低騒音化の対策として、翼端形状を工夫することにより翼端渦を制御する方法があり、従来より進められてきたサブウィングを持つ翼端形状の研究¹⁾²⁾(図1)では、ベース翼端にサブウィングを装着して翼端渦を分割し、渦を弱めることでBVI騒音の低減効果が期待できる。当社においてもカナード翼端コンセプトを提唱しており³⁾、この狙いは先進戦闘機のカナード(前翼)をブレード翼端に採用し、前翼渦と後翼渦の相互干渉により渦拡散を図るものである(図2)。

本研究では、このようなブレード翼端形状の空力効果を評価するため、数種の翼端形状を非回転状態で数値解析した。ここでは、特に翼端渦に着目し、風洞試験による後流計測との定量的比較を行う。

2. 風洞試験概要

サブウィング翼端やカナード翼端の空力特性を評価するため、翼端風洞試験を実施した(図3、4)。供

試体はベース翼端1体、翼端アダプタ8体を組合せた形状を設定し、パラメトリックな調査を行った。計測項目としては空気力計測、後流計測及び渦可視化である。空気力計測では、供試体を天秤に設置して3分力(C_L , C_D , C_M)を計測し、各翼端形状における空力性能を調べた。後流計測では、四角錘台5孔ヨーメータをウェークトラバース装置に取付け、格子状に移動させて翼端後流渦の圧力分布を測定した。さらに、データをコンピュータ上でオンライン処理して渦の速度ベクトルを算出し、各翼端渦を定量的に評価した。また渦可視化では、煙発生装置で作られた煙を翼端近傍に近づけ、LLS(Laser Light Sheet)に写された翼端渦を撮影して渦の形成及び拡散の様子を可視化した。

3. 解析方法

3.1 計算コード(TVD3D/ROT)

本解析コードは、東北大学との共同研究によりヘリコプタ・ロータ解析用に拡張された3次元非定常Navier-Stokesプログラム(通称TVD3D/ROT)である。支配方程式は3次元非定常薄層近似Navier-Stokes方程式で、次式で表される。

$$\partial_t \bar{Q} + \partial_x \bar{E} + \partial_y \bar{F} + \partial_z \bar{G} = \partial_x \bar{S} / Re$$

Q: 保存変数、E, F, G: 対流項流束、S: 粘性項流束、

Re : レイノルズ数、 $\hat{\cdot}$: 一般座標系(ξ, η, ζ)表示

方程式の離散化において、対流項の評価には安定性の良い修正 HLLE 風上差分法を用いた。このとき、MUSCL 法により高次精度化している。時間進行法は陰的に行い、実質的に複雑な行列反転を行わない LU-ADI 法を適用した。また、粘性項評価時の乱流モデルには基本的な Baldwin-Lomax の代数 0 方程式モデルを用いた。

ここでは、翼端風洞試験結果と比較するために、TVD3D/ROT を非回転状態で使用した。

3. 2 計算格子

使用した計算格子は図 5 のような C-H 型であり、形状モデルは以下の通りである。

形態	全体格子点数	形状図
矩形	251×54×71≒96 万点	図 6 (a)
サブウイング	251×69×71≒120 万点	図 6 (b)
カナード	251×69×71≒120 万点	図 6 (c)

これら 3 モデルは、翼端風洞試験で使用された供試体形状の一部であり、翼型は基本的な NACA0012 を適用した。

3. 3 計算条件

風洞試験条件と対応する代表的な計算条件を下記のように設定した。

- ・非回転状態
- ・一様流マッハ数 = 0.12 (風速 40m/sec)
- ・Re = 0.9×10^6
- ・ $\alpha = 5, 10 \text{ deg.}$

3. 4 評価パラメータ

各翼端形状について、空力性能及び渦拡散効果を評価するため、以下の評価パラメータを用いた。

- ・空力性能： C_L, C_D
- ・渦拡散効果： $\text{Max } V_{\text{swirl}}$ (渦中心付近の最大速度)

4. CFD 解析結果

4. 1 空力解析結果

空気力 (C_L, C_D) について風洞試験と解析との比較を図 7 に示す。解析値は迎角 5deg., 10deg. の 2 ケースについてのポイントチェックである。3 つの翼端形状について一致良好であり、空気力の推定精度は十分と考えられる。従って、次項で論ずる後流渦について、各翼端の揚力に起因する循環は正当に評価されていると考えられる。

4. 2 後流解析結果

後流渦について風洞試験と解析との比較を図 8 に示す。これは、 $\alpha = 10 \text{ deg.}$ でブレード翼端後縁より 1 コード後方位置での等渦度線及び流れ場の速度ベクトルである。

矩形形態では、風洞試験のほうがやや複雑な流れ場になっているのに対し、解析ではより単純な流れ場になっている。これは、風洞試験で使用した角張った翼端形状を現状の C-H 格子では正確に表現できていないためである。しかしながら、翼端渦位置については概ね一致している。

サブウイング形態では、サブウイング渦とベース翼端渦の 2 つに分割され、矩形形態同様に翼端渦位置は概ね正しく評価されている。但し、解析ではサブウイング渦がやや弱くなっている。これは後述するが、サブウイングが前方に位置し、計測面までの距離がやや長くなっているため、サブウイング渦が減衰しているからである。

カナード形態でもサブウイング形態の場合と同様な結果が見られ、全体的には翼端渦位置は概ね妥当に評価されている。

また、後流渦の減衰について矩形形態を例に挙げた結果を図 9 に示す。翼端渦の渦度は風洞試験に比べ、解析では翼端後方につれて急速に渦が減衰してしまうことが分かる。これは、ブレード翼端後流域での粗い計算格子に起因すると考えられる。今後は、渦の減衰を抑制するため、後流域格子点数の増加とともに、ソルバーの更なる高次精度化等を検討する必要がある。

4. 3 翼端形状の違いによる渦拡散効果

翼端形状による渦拡散効果を図 10 に示す。これは、風洞試験での矩形形態を基準に整理したものである。渦減衰の影響により、解析では風洞試験より $\text{Max } V_{\text{swirl}}$ が小さく評価されている。しかしながら、各翼端形状について渦拡散効果の相対的な評価は風洞試験と解析で一致している。このため、CFD 解析は翼端設計における相対評価にも使用可能といえる。

今回試験した翼端形態の中では、カナード形態が最も渦拡散効果を有することが風洞試験及び解析で確認できた。

5. まとめ

サブウイングを有したブレード翼端形状について数値解析を行い、風洞試験結果と比較した。その結果、以下の結論を導いた。

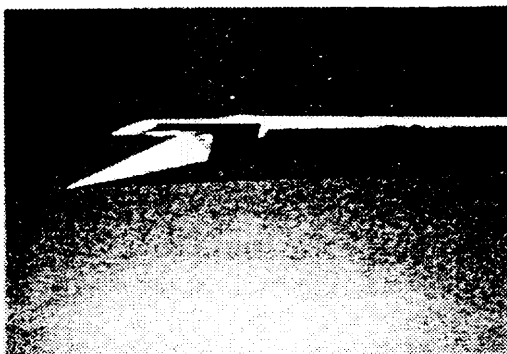
- ・空気力について一致は良好である。
- ・翼端渦位置についてほぼ一致する。
- ・翼端渦の強さについて解析では風下側で急速に減衰する。

加えて、風洞試験同様、解析でも翼端渦拡散効果について相対評価が可能であり、今回試験した翼端形態の中ではカナード形態が最も渦拡散効果が良好で、低BVI翼端として期待できることがわかった。

今後、解決すべき課題もあるが、さらに改良を加え、翼端形状設計に有効な手段として CFD を活用していく。

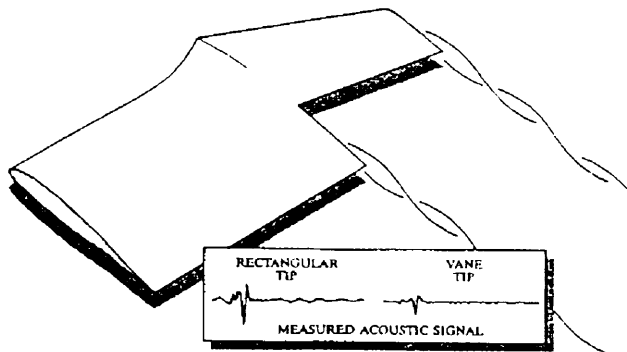
6. 参考文献

- (1)J.L.Tangler, "The Design and Testing of a Tip to Reduce Blade Slap," 31st AHS, Washington D.C., 1975.
- (2)J.Wilkerson, "AHS Technical Committee Highlights," VERTIFLITE Vol.39 No.5, Sept/Oct 1997.
- (3)A.G.Brand, "Aerodynamic Analysis and Measurement of a Subwing Blade Tip Shape for Blade-Vortex Interaction Noise Reduction," 53rd AHS, Virginia, 1997.
- (4)小生方, 塚原, 長尾, 中館, "サブウィングを有したブレード翼端形状の風洞試験," 第 62 回風洞研究会議, 1998.
- (5)J.D.Baeder, "Passive Design for Reduction of High Speed Impulsive Rotor Noise," JAHS Vol.43, July 1998.
- (6)T.Shimizu, "Helicopter Noise Reduction Research Accomplishments at Fuji Heavy Industries," Heli Japan 98, Gifu, Japan, 1998.



(a)BELL 社

WESTLAND VANE TIP
Reduces B.V.I. Noise due to Beneficial Interaction



(b)WESTLAND 社

図 1 サブウィング翼端例

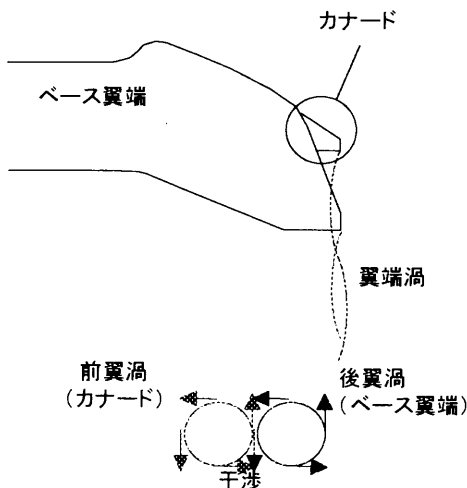


図 2 カナード翼端例

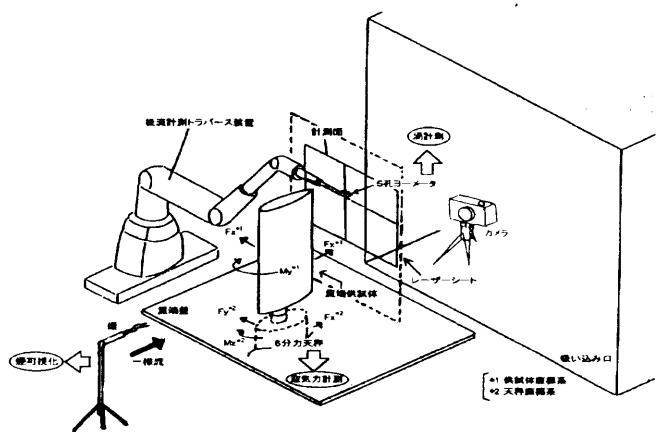


図 3 翼端風洞試験外要図

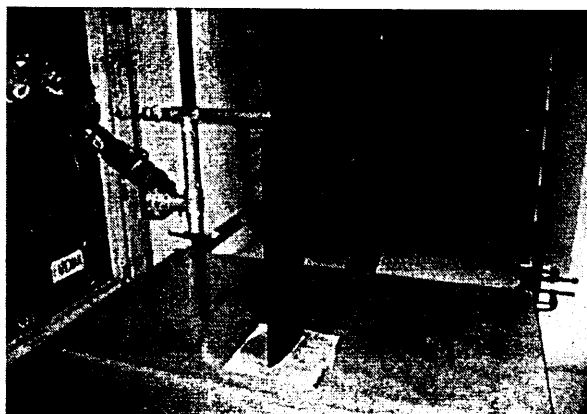


図4 翼端風洞試験状況

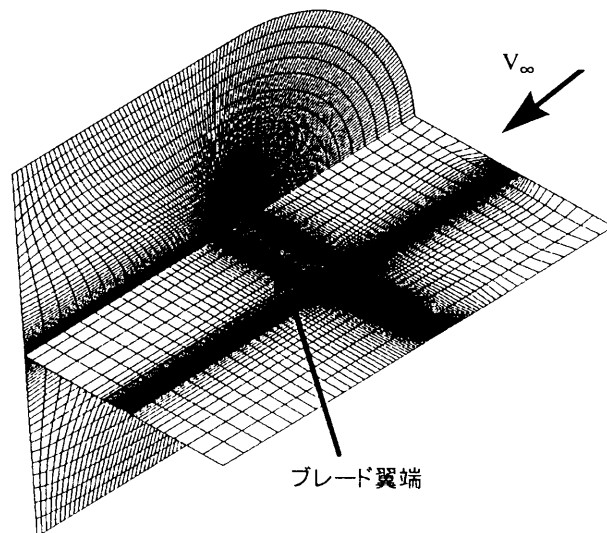
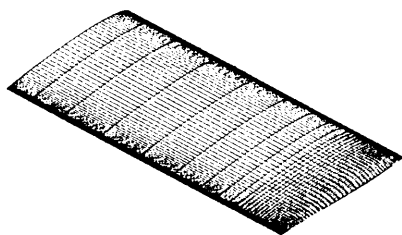
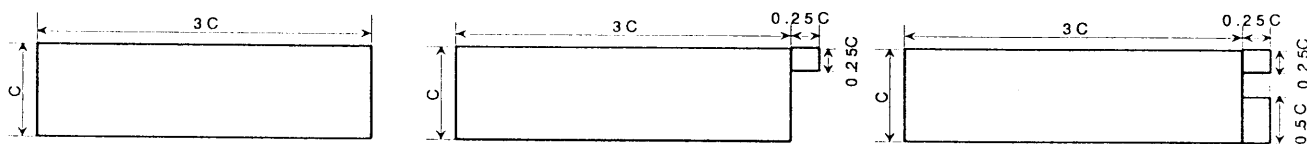
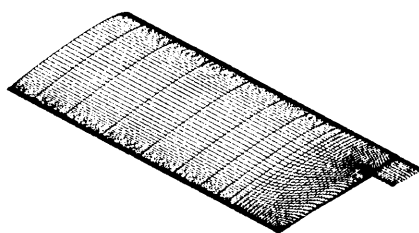


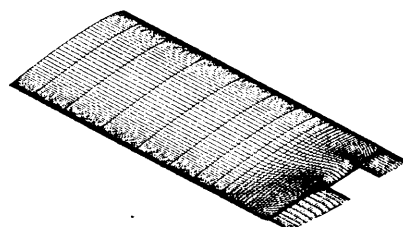
図5 格子例



(a) 矩形形態

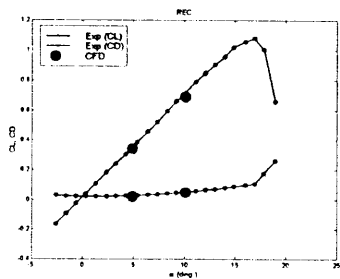


(b) サブウィング形態

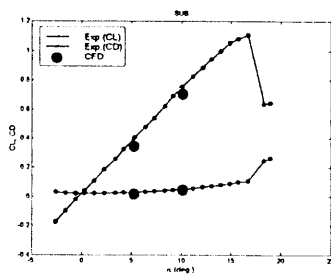


(c) カナード形態

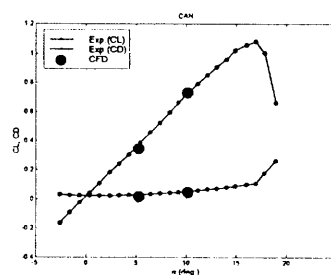
図6 翼端形状モデル



(a) 矩形形態

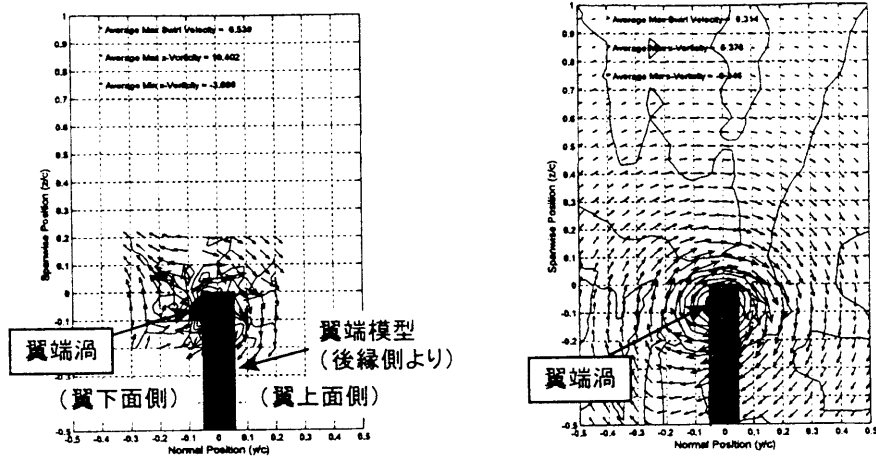


(b) サブウィング形態



(c) カナード形態

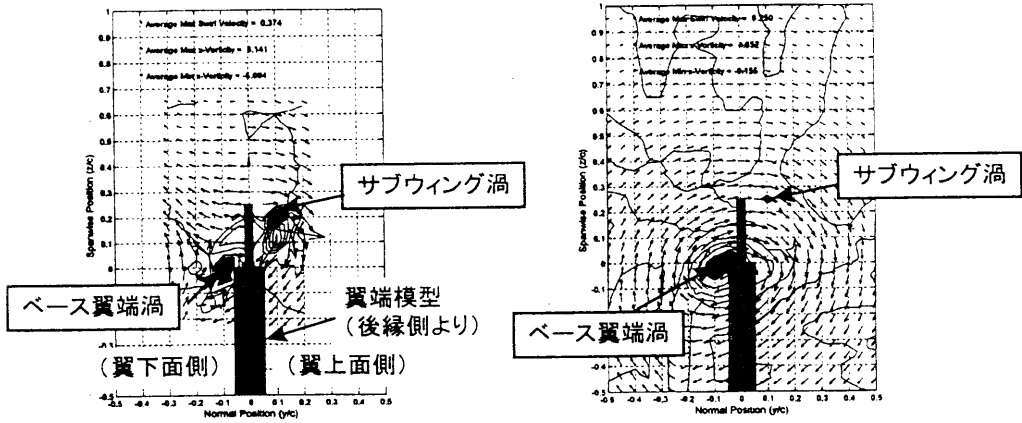
図7 空力性能比較



風洞試験

解析

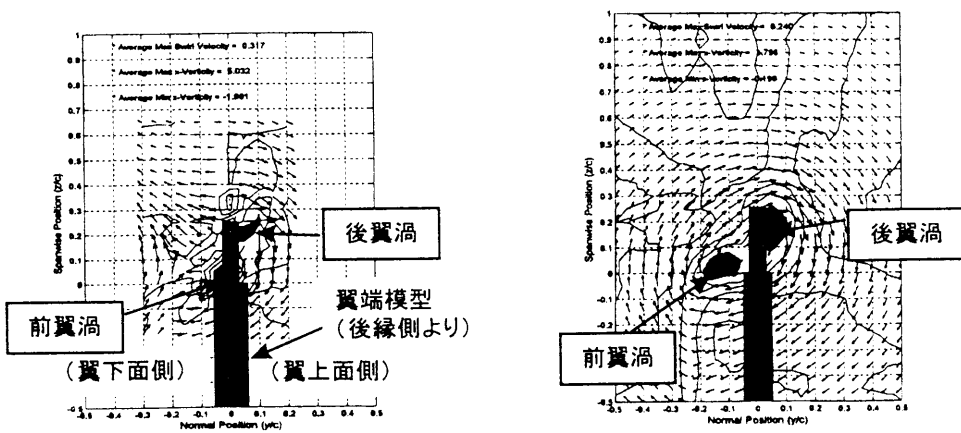
(a) 矩形形態



風洞試験

解析

(b) サブウイング形態



風洞試験

解析

(c) カナード形態

図8 後流渦比較

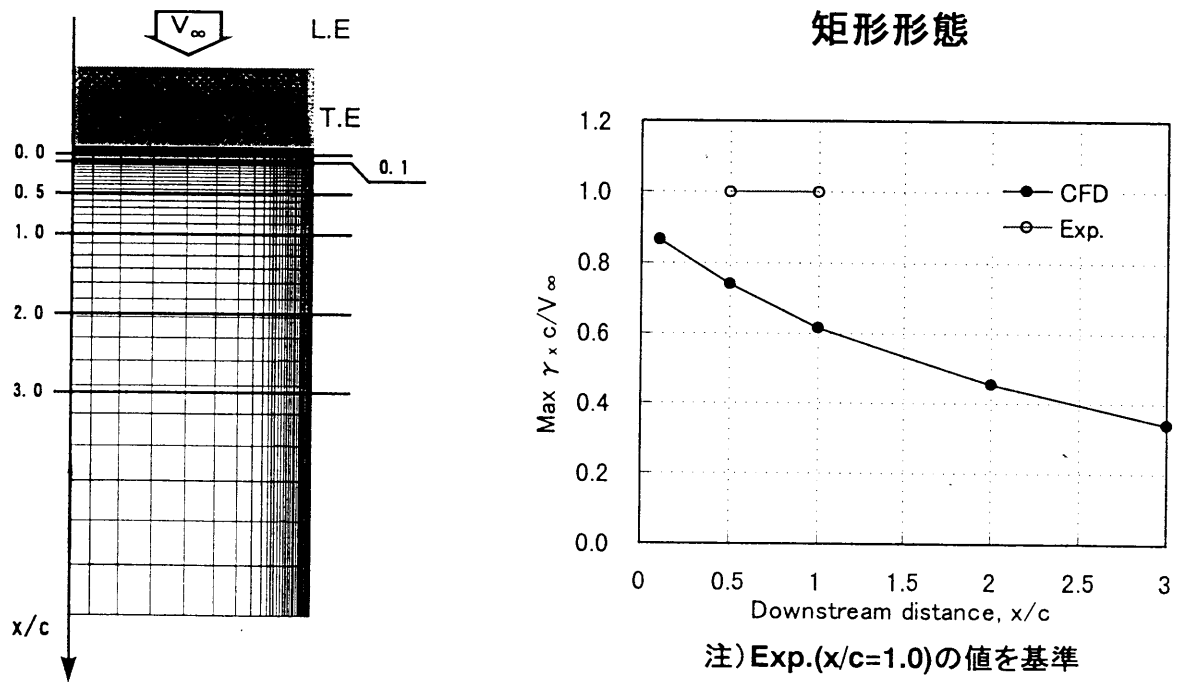
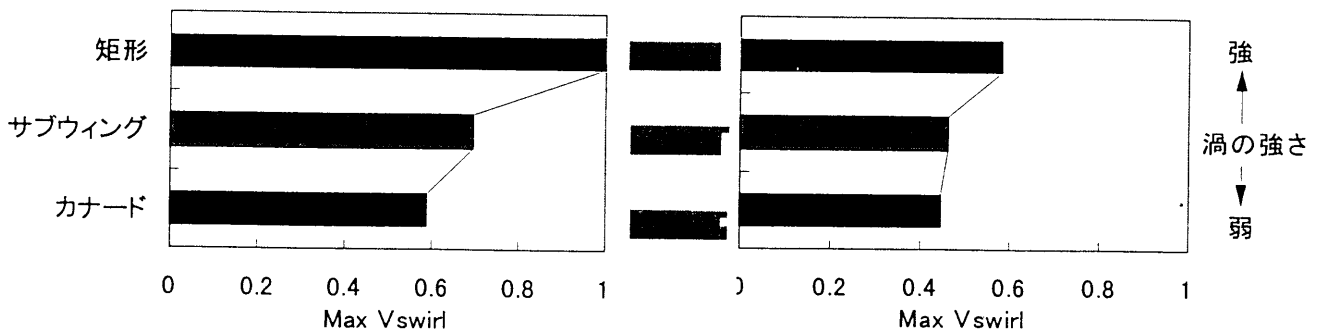


図9 後流渦の減衰比較



注) 風洞試験の矩形形態を基準

(a) 風洞試験

(b) 解析

図10 翼端形状による渦拡散効果