

No. 6

サブウィングを有したブレード翼端形状の風洞試験

小生方 正裕、塚原 孝則、長尾 津嘉、中舘 正顯（富士重工業（株））

Wind Tunnel Test of Blade Tip Shape with Subwing

by

Masahiro Obukata, Takanori Tsukahara, Tsuyoshi Nagao and Masaaki Nakadate(FHI)

ABSTRACT

This paper presents an experimental study to evaluate the aerodynamic effect of blade tip shape. The blade tip includes the subwing which reduces BVI(Blade Vortex Interaction) noise by dividing the tip vortex into a pair of vortices. The wind tunnel test using several types of tip shape is conducted on the non-rotating condition. One of them is a canard tip, which has two subwings and is based on the concept of advanced fighter's canard wing. From the results of wake surveys using a system of a five-hole yaw meter affixed to a wake traverser, the canard tip shows the effective results of the diffusion of wing tip vortex by the interaction between the front wing tip vortex and aft one.

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(図1)。

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2)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3)。

本研究においてはBVI騒音の低減化を目指し、原因となる翼端渦を定量的に把握するためサブウィングを有した翼端風洞試験を行った。数種のサブウィング翼端形状とカナード翼端形状を非回転状態での空気力と後流の計測及び渦を可視化することで確認した。本書では、主に後流計測の結果について報告する。

2. 試験概要

2. 1 試験実施場所

富士重工業(株)宇都宮製作所の2m×2m低速風洞で実施した。風洞概要を図4に示す。

2. 2 試験方法

風洞試験実施状況を図5に示す。翼端供試体のルート部は6分力天秤(日章電機製、本試験では3分力のみ計測)に接続され、天秤と供試体の間には翼端板(地面効果板で代用)が設置してある。

後流計測では、四角錘台5孔ピトー管(理化精機製)(図6)をウェークトラバース装置(不二越製NACHIロボット)に取付け、格子状に移動させて翼端後流の総圧分布を測定した。5孔ピトー管では各圧力孔で測定した総圧の差分を利用して流れの方向が算出できる⁴⁾。

2. 3 計測システム

計測システムの概要を図7に示す。5孔ピトー管からの出力(総圧)をコンピュータでオンライン処理し、速度ベクトル(U_x , U_y , U_z)へ換算した。

2. 4 データ処理

データ処理手順を図8に示す。オンライン処理された後流速度ベクトルからパーソナルコンピュータ上で速度ベクトル図、渦度及び以下の渦拡散効果評価指

標を解析した⁵⁾。

- ・ Max V_{swirl} : V_{swirl} の最大 5 個の平均値
- ・ Max $\gamma_{x/c/V_{\infty}}$: $\gamma_{x/c/V_{\infty}}$ の最大 5 個の平均値
- ・ Min $\gamma_{x/c/V_{\infty}}$: $\gamma_{x/c/V_{\infty}}$ の最小 5 個の平均値

$$\left\{ \begin{array}{l} V_{swirl} = \frac{\sqrt{U_y^2 + U_z^2}}{V_{\infty}} \\ \gamma_x = \frac{\partial U_z}{\partial y} - \frac{\partial U_y}{\partial z} \end{array} \right.$$

※座標は風軸系で定義した。

※渦度 γ_x は 2 次精度差分近似により算出した。

※平均化の操作は 1 点のみの評価によるポテンシャルの偏りを減らす。

※Max V_{swirl} 及び γ_x はそれぞれ渦の強さ及び渦の拡散の割合を示す。

2. 5 試験条件

- ・ 風洞風速 $V_{\infty} = \sim 40$ m/sec
- ・ 迎角 $\alpha = -2 \sim 20$ deg.
- ・ 後流計測位置 $x/c = 0.5, 1.0$ (x/c は供試体後縁を原点、風下側正とする)

2. 6 供試体

供試体の概要図を図 9 に示す。ベース矩形翼端 (1 体) に翼端アダプタ (8 体) を取付け角 (前縁上げや前縁下げ) 及び下反角 (上反や下反) を変えた翼端ジョイントプレートで組み合わせることによりパラメトリックな試験が可能であり、代表的な翼端形態は次のようになる。

- ・ ベース矩形翼端 1 体 + 翼端アダプタ 1 体
= サブウィング翼端形態
- ・ ベース矩形翼端 1 体 + 翼端アダプタ 2 体
= カナード翼端形態

3. 後流計測結果概要

本試験で得られた後流計測結果のうち代表的なものを以下に示す。

3. 1 各翼端後流の特徴

各翼端形態 (矩形・サブウィング・カナード) の後流計測結果 (渦度コンターと後流速度ベクトル) を図 10 に示す。

- ・ 矩形形態
 - 1 つの強い渦が発生する。
 - 翼端部は切り落とし形状であるため、角からの小さい渦も発生する。
- ・ サブウィング形態

— 渦が 2 つに分割される。

— スパン方向に対してサブウィング渦が外側、ベース翼渦が内側に位置する。(数コード後流で両者は干渉し合う。)

— 矩形形態に対し、Max V_{swirl} は約 3 割減少し渦拡散効果はある。

・ カナード形態

— 渦が 2 つに分割される。(ベース翼渦はほとんど消滅)

— 前翼渦は後翼渦に巻き込まれ、スパン方向に対して内側に位置する (後翼渦は外側)。

— 他の 2 形態と比較して翼端渦がより拡散されており、Max V_{swirl} も矩形形態に対して約 4 割、サブウィング形態に対して約 2 割減少している。つまり、カナード形態が最も渦が弱まって拡散効果が良好となり BVI 騒音の低減化が期待できる。

3. 2 サブウィング形態最適化例 (取付け角効果)

サブウィング形態において取付け角 (前縁上げ正) を変えたときの後流計測結果を図 11 に示す。

- ・ (a) 及び (c) のケースでは概ね渦が等分割されており、特に (c) では渦の強さも弱まっている ((a) に対し Max V_{swirl} が約 3% 減)。
- ・ (b) のケースでは翼端渦はやや拡散されているものの、サブウィング部の揚力が増加したことからサブウィング渦が強くなっている。この場合、渦が等分割されず、サブウィング渦にベース翼渦が巻き込まれることから効果的な渦拡散が行われていないと推測される。

3. 3 カナード形態最適化例 (後翼スパン長効果)

カナード形態において後翼スパン長を変えたときの後流計測結果を図 12 に示す。

- ・ 後翼スパン長を前翼スパン長に近づけると、互いの翼端渦も近づくことが分かる。
- ・ 3 形態の中で最も良好な渦拡散を示すのは [(c) 前翼スパン長 = 後翼スパン長] のケースであり、Max V_{swirl} は (a) と比較しても約 2 割程度低く抑えられている。

3. 4 風洞試験結果と CFD 解析結果との比較

参考として風洞試験と CFD 解析との比較を示す (図 13)。

- ・ 解析で用いた計算格子には翼端形状表現能力の限界があるために解析ではより単純な流れ場となっているが、前翼・後翼の翼端渦の位置は概ね

同等である。

- ・ $\text{Max } \gamma_x c/V_\infty$ については、風洞試験に比べ解析では約 2 割小さい。これは、解析でのやや粗い計算格子による渦の減衰が原因と考える。さらに、数値拡散等の問題もあることから、後流解析においては依然として改善の余地がある。

*CFD について

- ・ プログラム名：TVD3D/ROT ヘリコプタロータブレード解析プログラム
- ・ 計算格子：C-H 型、 $251 \times 69 \times 71 = \text{約 } 120 \text{ 万点}$
- ・ 基礎方程式：Navier-Stokes

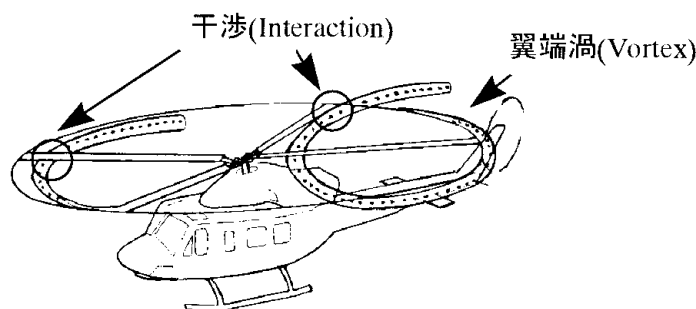
4. あとがき

サブウィングを有した翼端形状について、四角錐台 5 孔ビトー管を用いた後流計測によりカナード翼端の有効性が確認され、さらにカナード翼端最適設計に

ついで指針が得られた。今後 CFD 解析結果も踏まえ、低 BVI 騒音翼端の開発に活用していきたい。

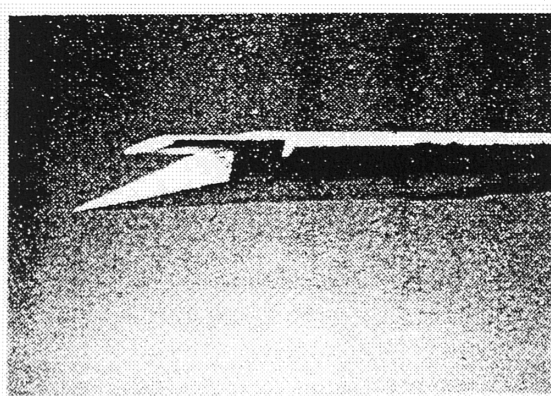
5. 参考文献

- (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) T.Shimizu, "Helicopter Noise Reduction Research Accomplishments at Fuji Heavy Industries," Heli Japan 98, Gifu, Japan, 1998.
- (4) 越岡, 谷, "ロボットを使ったウェーク・サーベイ法について," 第 42 回風洞研究会議, 1989.
- (5) A.G.Brand, "Acrodynamic Analysis and Measurement of a Subwing Blade Tip Shape for Blade-Vortex Interaction Noise Reduction," 53rd AHS, Virginia, 1997.



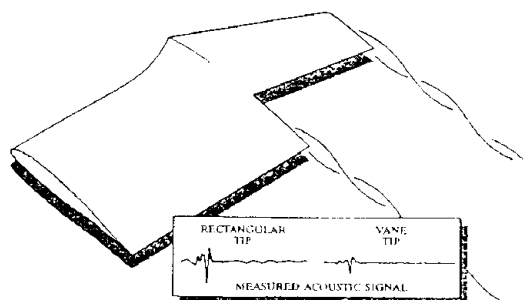
(BVI騒音): 先行するロータブレード(Blade)が出した翼端渦(Vortex)に、後続のブレード突入・干渉(Interaction)してブレード表面上に激しい圧力変動が生じて起こる。

図 1 BVI の原理



(a) BELL 社

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



(b) WESTLAND 社

図 2 サブウィング翼端例

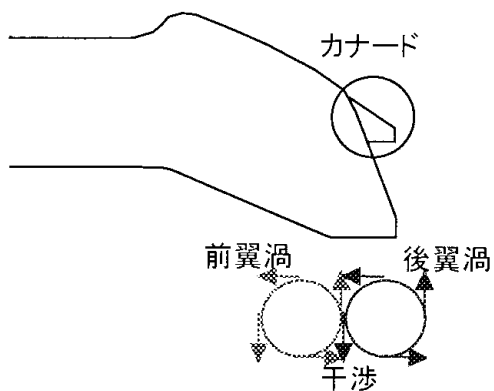
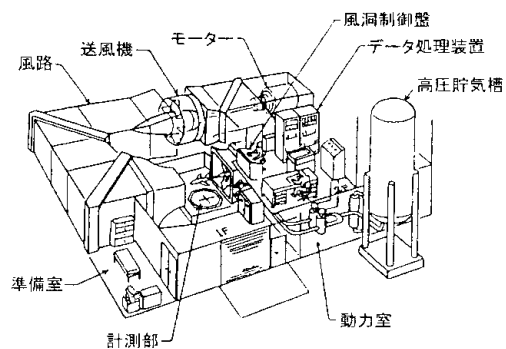
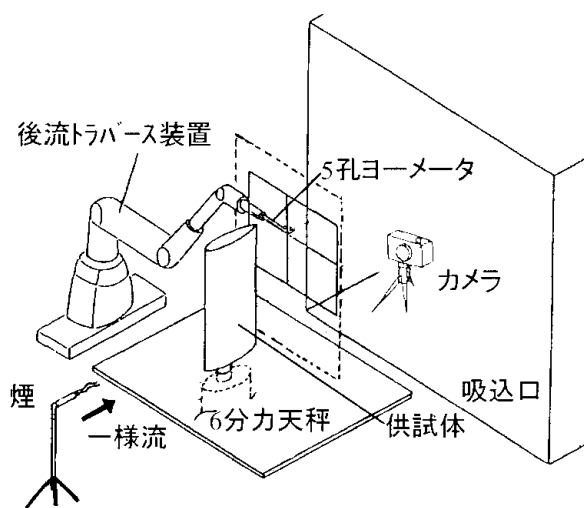


図3 カナード翼端コンセプト

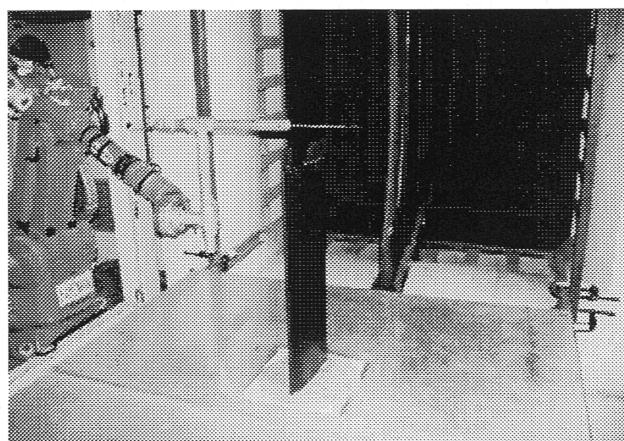


型式 横置単路循環型
(ゲッチンゲン型)
測定部 2m×2m
正方形開放型
風速 最大80m/sec

図4 FHI 低速風洞概要



(a) 概要図



(b) 概要写真

図5 試験概要

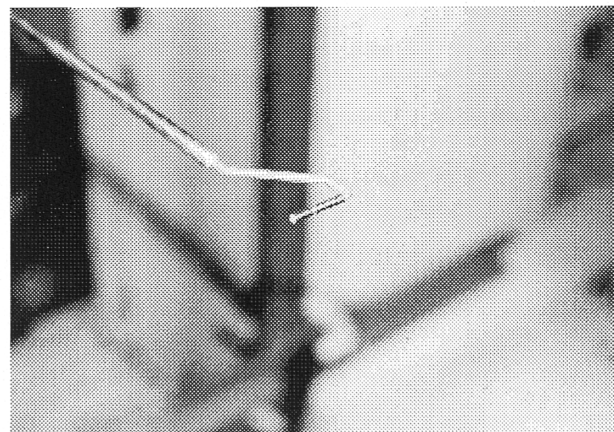
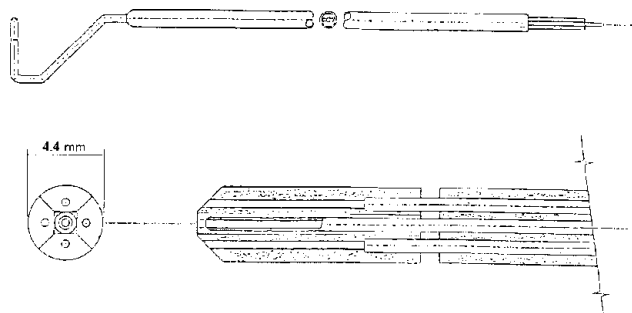


図6 5孔ピトー管

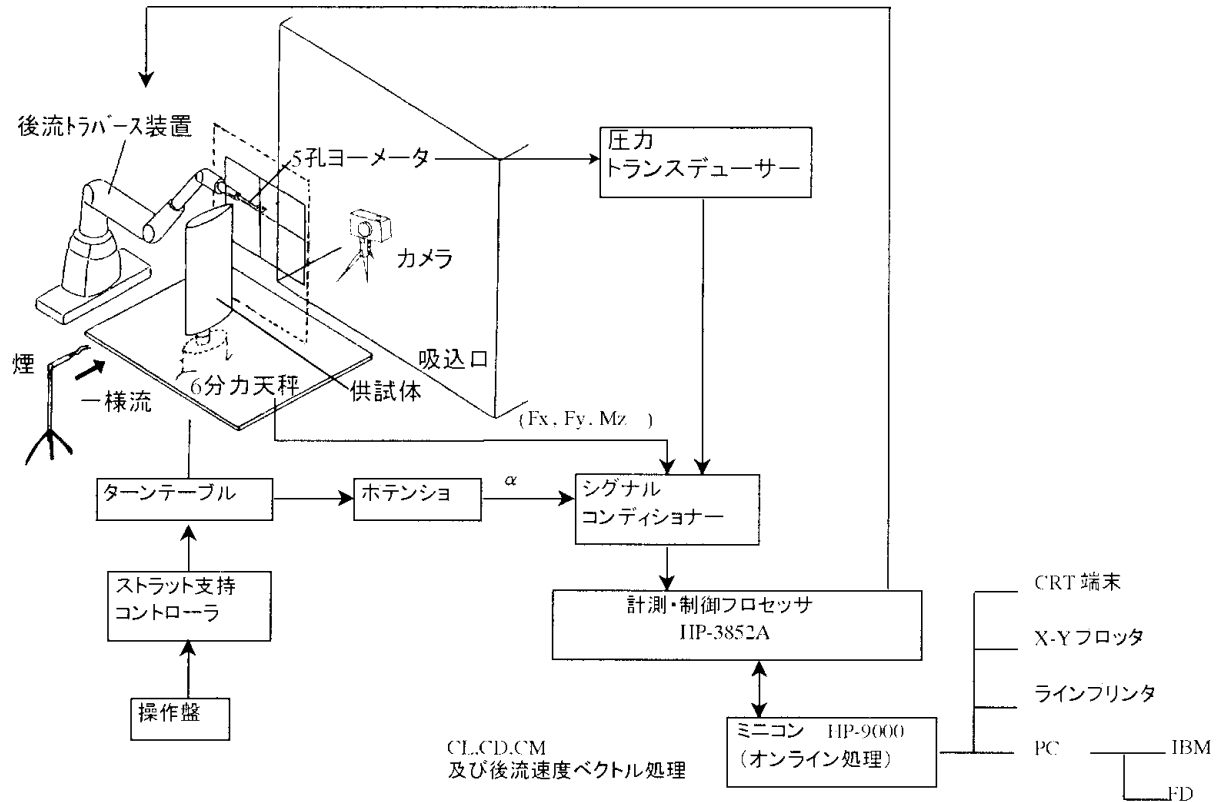
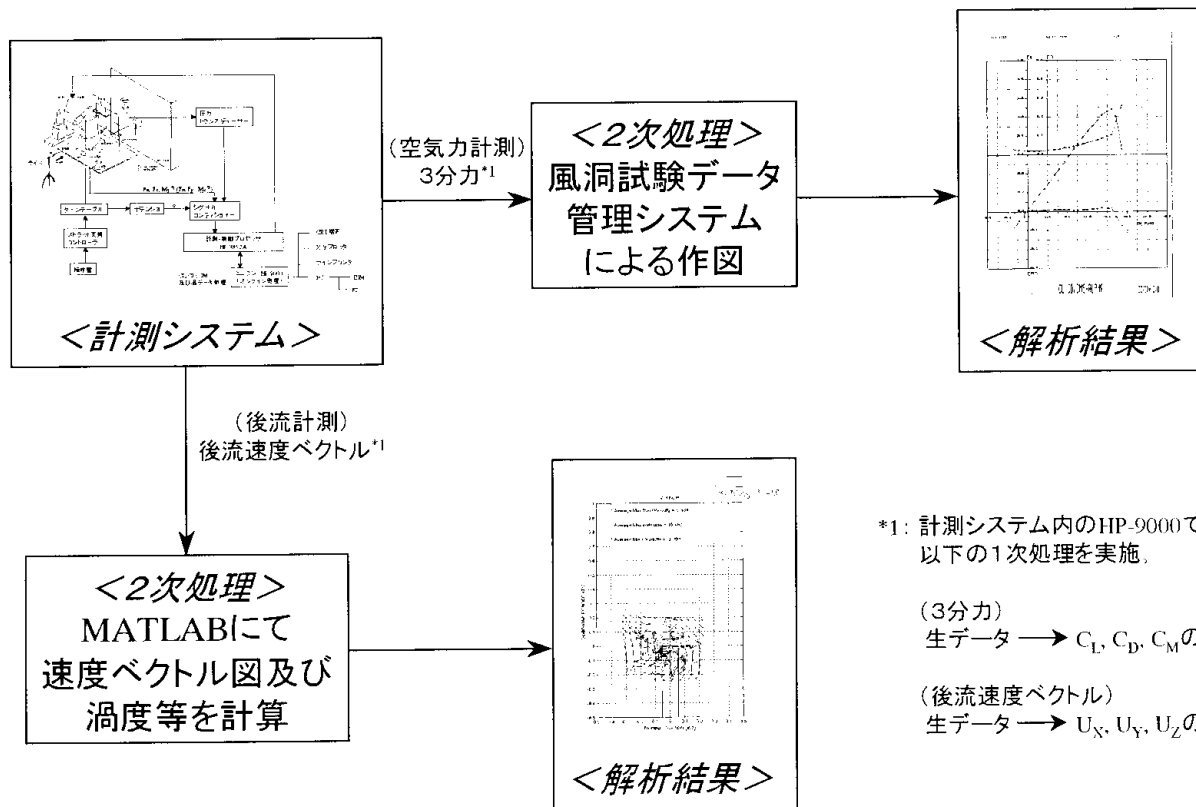


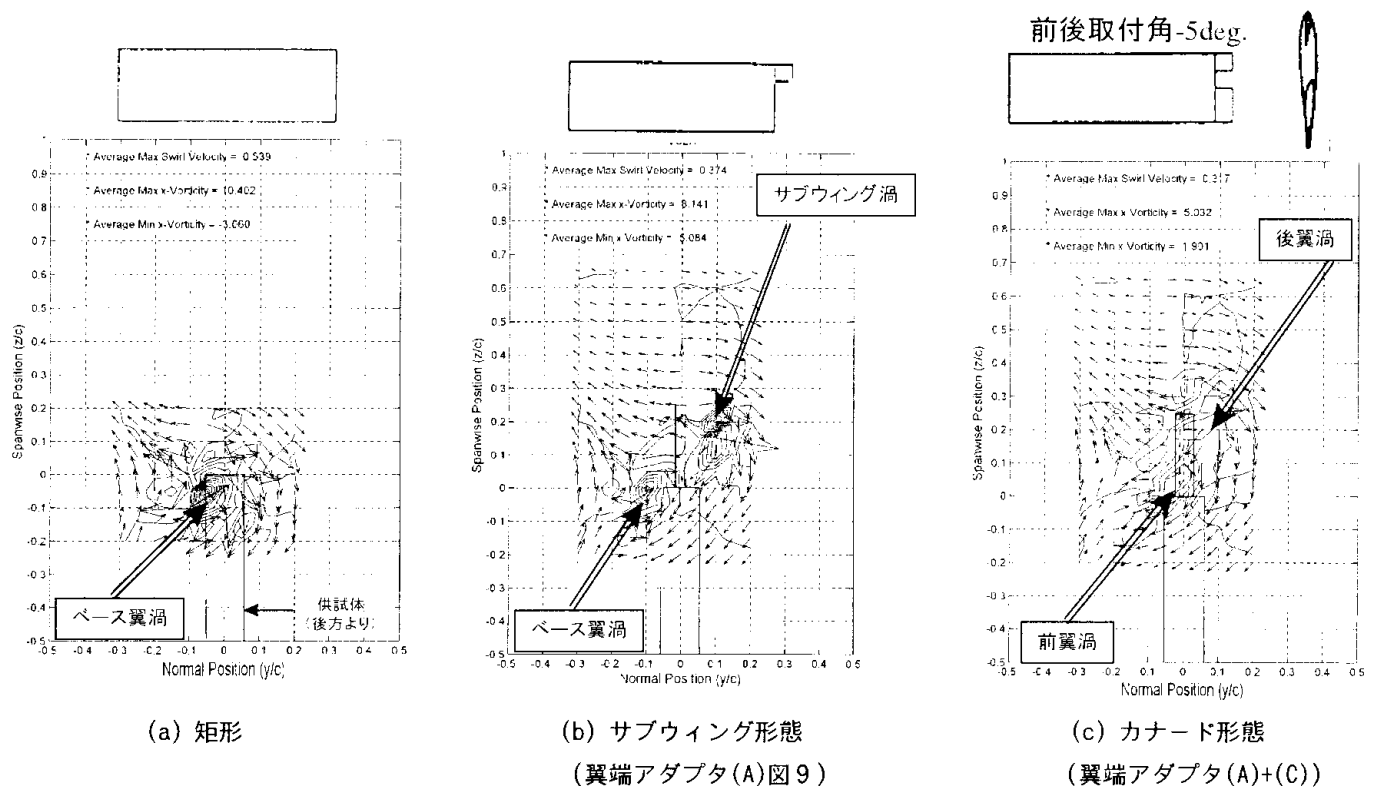
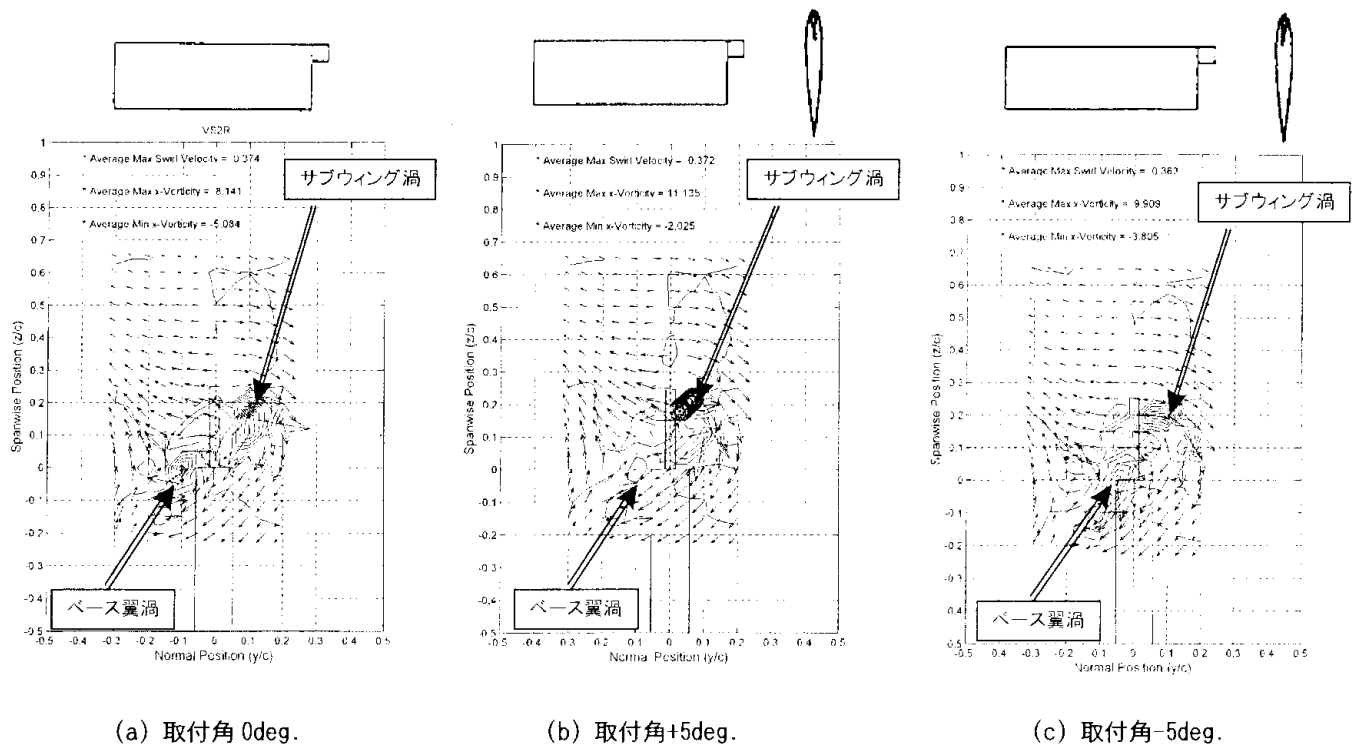
図 7 計測システム

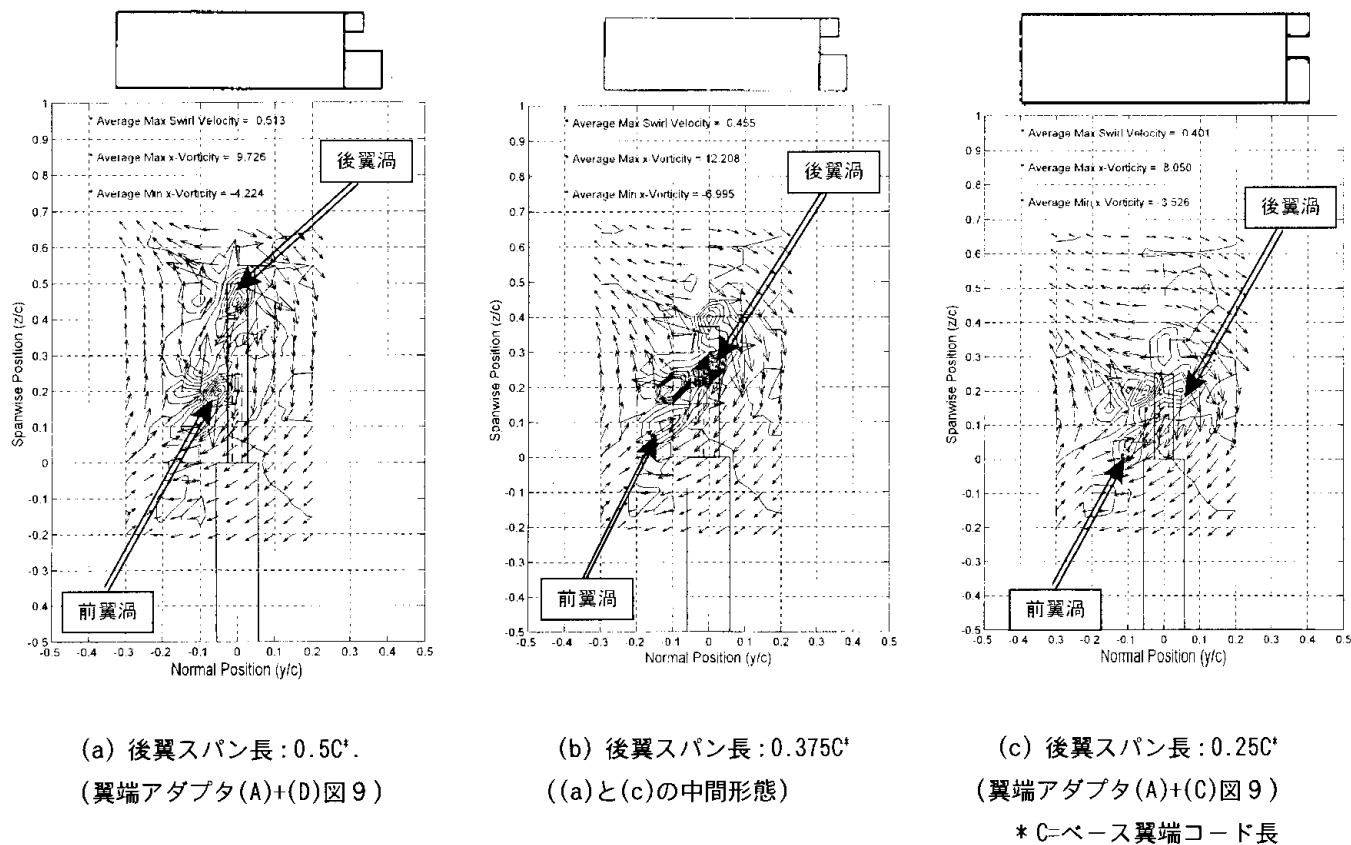
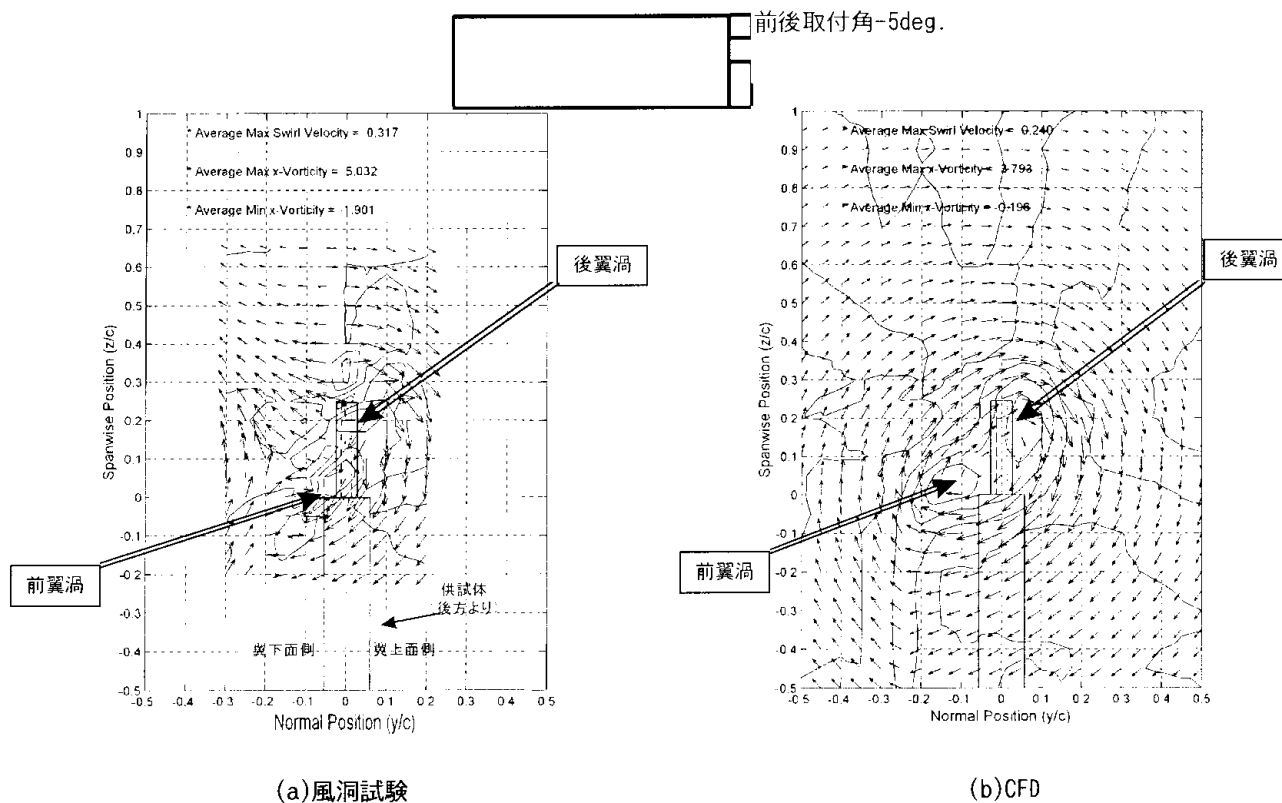


*1: 計測システム内の HP-9000 で以下の 1 次処理を実施。

(3分力)
生データ → C_L, C_D, C_M の算出

(後流速度ベクトル)
生データ → U_X, U_Y, U_Z の算出

図 10 後流計測結果(渦度コンターと後流速度ベクトル)－各翼端比較($\alpha=10\text{deg.}$, $x/c=1.0$)図 11 後流計測結果(渦度コンターと後流速度ベクトル)－サブウイング形態($\alpha=10\text{deg.}$, $x/c=1.0$)
(翼端アダプタ(A)図9)

図 1 2 後流計測結果 (渦度コンターと後流速度ベクトル) - カナード形態 ($\alpha=10\text{deg.}$, $x/c=1.0$)図 1 3 風洞試験と CFD との比較 (カナード形態) ($\alpha=10\text{deg.}$, $x/c=1.0$)