

## 低アスペクト比翼の後流の可視化

### Flow Visualization of Wake Patterns behind Low Aspect Ratio Wings

酒井 春雄 †, 阿部亮介 †, 大竹晃弘 †  
Haruo SAKAI, Ryosuke ABE, Akihiro OHTAKE

**Abstract** Flow visualization test of wake patterns behind clipped double delta wings was conducted in AIT low speed wind tunnel. Vortices from wing leading edges and tip, which determine the low speed aerodynamic characteristics of the wing, are clearly observed by the LED method of sensing total pressure in the wake.

#### 1. はじめに

超音速旅客機 (SST) や2段式宇宙往還機の第1段機体は、アスペクト比 (縦横比) の小さい主翼をもっている。これは超音速飛行時に発生する衝撃波による造波抵抗を小さく押さえる効果をもつが、反面離着陸時の低速空力特性を損なうことになる。従ってこれらの機体の設計に際しては、高速と低速の空力特性の綿密なトレードオフは極めて重要な技術課題となる。

幸いにして、主翼前縁の後退角が大きい翼には前縁剥離渦が発生し、これによって大きな迎角まで失速が押さえられるため、離着陸に必要な揚力を得ることができる。即ち低アスペクト比翼の空力特性は、翼が作り出す剥離渦の状況によって左右されることになり、翼の形状と剥離渦の関係をきちんと捉えることが、主翼設計にとって不可欠である。

本報告は、日本、アメリカ及びヨーロッパにおいて、現在までにその実現を目指して調査、研究された SST の主翼に共通する特徴的な形状について、その後流を可視化した結果を示したものである。

#### 2. 使用風洞と供試体

##### 2.1 風洞

計測部の寸法が 0.6m(W)×0.6m(H)×1.5m(L)、最大風速が 50m/s の愛知工業大学堅型回流風洞を使用した (図1)。

##### 2.2 供試体と試験装置

###### 2.2.1 翼模型

通常 SST の主翼の平面形は、大きな前縁後退角と一ヶ所のキंक (折れ曲り点) をもち、かつ翼端は切り落と

された (尖っていない) 形状をしている (図2)。

定量的には

- (1) アスペクト比 AR が 1.5 から 2.3 と小さく
- (2) 翼根部の前縁後退角  $\Lambda$  が  $70^\circ$  から  $83^\circ$  と極めて大きく、また
- (3) 翼端長と翼根長の比で定義されるテーパ比  $\tau$  が 0.04 から 0.1 と小さい

という特徴を有している。

ここでは、我が国で次世代 SST として計画されている主翼 (AR=2.04、 $\Lambda=73.0^\circ$ 、 $\tau=0.068$ ) を基本翼として、アスペクト比及びテーパ比を一定に保ちながら、キंक位置をパラメトリックに変えることとした。なお模型は全て厚さ 3mm の平板であり、前縁と後縁には半径 1.5mm の R が付けられている。

今回の実験に用いた模型名称とパラメーターの値は表1の通りである。

###### 2.2.2 模型支持装置

模型は風洞下面からストラット (支柱) によって支持され、3分力計測用天秤は風洞壁の下面外側に装備されている。また支柱を支柱カバーで覆うことによって、模型支持装置に働く空気力が天秤に入らないようにしてある。

###### 2.2.3 後流可視化装置

図3に発光ダイオード (LED) による翼の後流の可視化法を示す (詳細は参考文献参照)。

翼後流でのピトー管の総圧  $p_t$  は、風洞の基準ピトー静圧管が示す静圧  $p_{ref}$  と動圧  $q_{ref}$  を用いて

$$A = \frac{p_t - p_{ref}}{q_{ref}}$$

で基準化され、この A の値に応じて、可視化装置が LED の発光色を制御し、ディヒューザ部に設置されたカメラに記録される。LED は赤と緑の2色発光で、2色が同時に発光している場合 (図4) は、フィルム上には橙として写る。トラバース装置は、ピトー管を計測したい後流

† 愛知工業大学 工学部 機械工学科 (豊田市)

域の断面内で、連続的に走査させる機能をもっている。  
 この計測法の最大の利点は、走査ピトー管の位置の計測を必要としないことである。

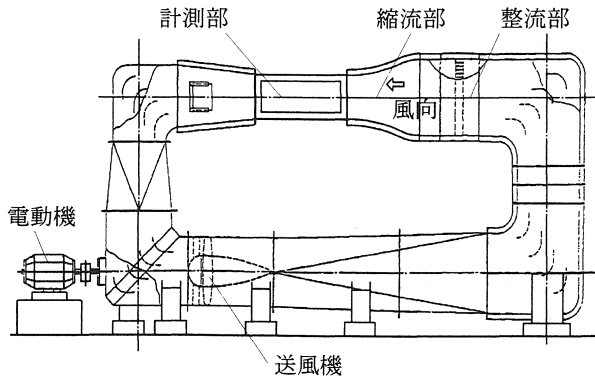
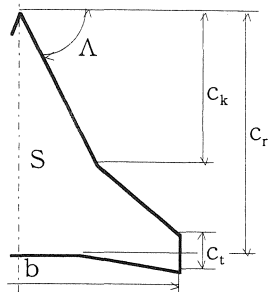


図1 愛知工業大学閉型回流風洞



翼根長  
 $C_r = 425.3\text{mm}$   
 アスペクト比  
 $AR = b^2/S$   
 テーバ比  
 $\tau = c_t/c_r$   
 キンク位置  
 $k = c_k/c_r$

図2 模型形状とパラメータ

表1 模型名称とキンク位置

模型名称	k	A.R	$\tau$
1	0.428	2.04	0.068
2	0.514		
3	0.600		
4	0.686		
5	0.856		

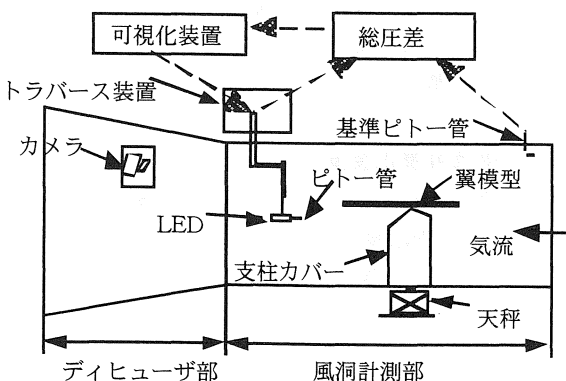


図3 後流の可視化法

0.0	$A_4$	$A_3$	$A_2$	$A_1$	1.0
消灯	赤	赤&緑	緑	消灯	

図4 LEDの発色

### 3. 風洞試験結果

#### 3.1 試験条件

試験は気流動圧  $q_{ref} = 980\text{ Pa}$  で実施した。このとき翼根長  $C_r$  基準のレイノルズ数は  $Re \approx 9.6 \times 10^5$  である。

まず3分力試験を行って、各翼の迎角に対する揚抗比特性を求めた(図5)。

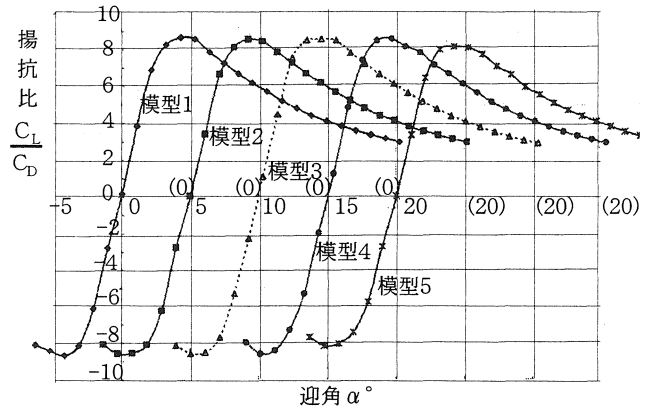


図5 迎角に対する揚抗比

次いで最大揚抗比を与える迎角近傍の3点 ( $\alpha = 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ ) について気流可視化試験を行った。LEDの発色パラメータAは、可視化写真から直接圧力勾配が読み取れるように、全てのケースで

$A_1 = 0.902, A_2 = 0.782, A_3 = 0.662, A_4 = 0.542$  の等間隔区切りとした。

#### 3.2 試験結果

##### 3.2.1 可視化写真の見方

図6に可視化写真の見方を示す。翼先端からキンク位置までの前縁から生ずる剥離渦(先端渦)、キンク位置から翼端までの前縁から生ずる剥離渦(キンク渦)及び翼端渦の他に、翼上下面に発達する境界層による総圧低下、模型取り付け部や支柱カバーによる総圧低下も、その程度がLEDの発光色によって読み取れる。

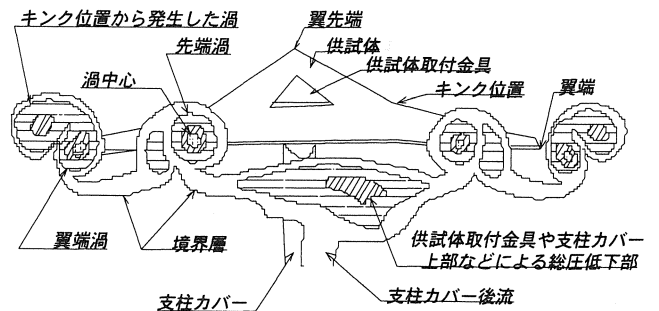


図6 可視化写真の見方の説明

##### 3.2.2 キンク位置と後流

図7.1、図7.2は、迎角  $\alpha$  を変化させたときの気流可視化写真を、キンク位置  $k = 0.428$  及び  $k = 0.686$  の場合について例示したものである。ここに翼後方の計測位置  $l$  は、翼根長  $C_r$  で無次元化した無次元距離  $\zeta = l/C_r$  で表わして

ある。

いずれの場合も3対の後流渦が発生し、それらは迎角が増加するに従って強くなって行く様子が見て取れる。

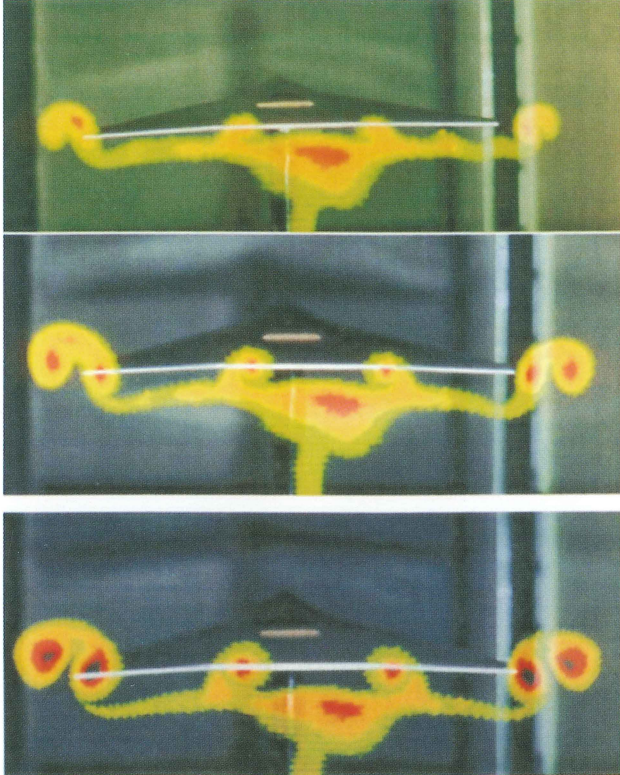


図 7-1 模型 1 の後流総圧分布 ( $k = 0.428, \zeta = 0.372$ )  
[上から  $\alpha = 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ ]

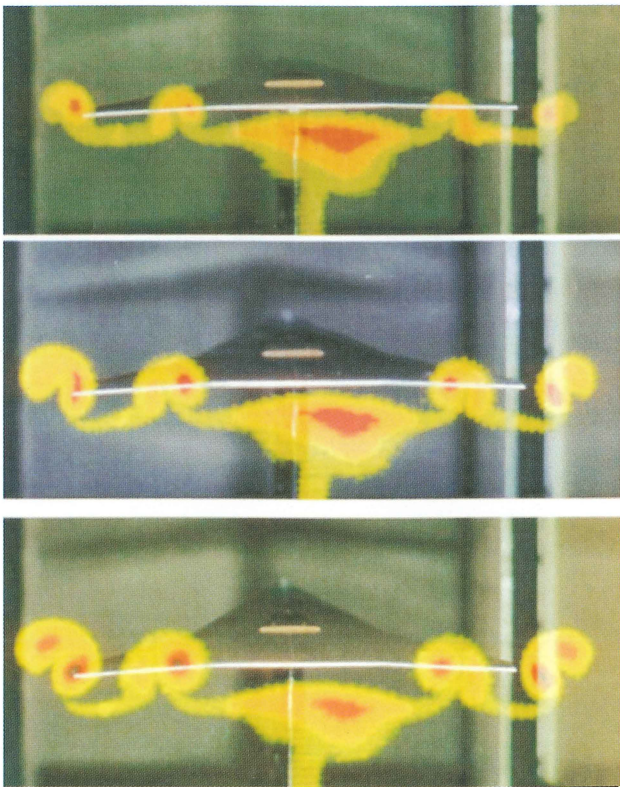


図 7-2 模型 4 の後流総圧分布 ( $k = 0.686, \zeta = 0.372$ )  
[上から  $\alpha = 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ ]

図 7.3 は、迎角  $\alpha = 6^\circ$  一定としたときの後流の総圧分布である。

キンク位置が後ろに行くに従って、左右で各3個の渦が微妙に影響し合っていることが分かる。

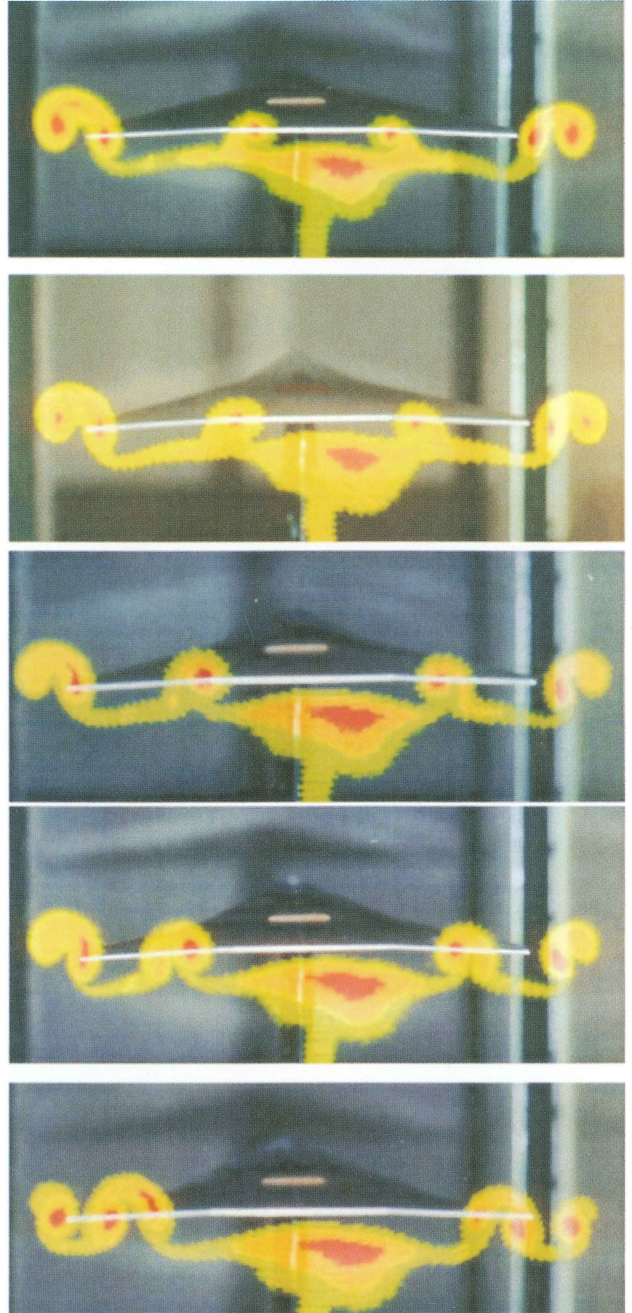


図 7-3 キンク位置によるの後流総圧分布 ( $\alpha = 6^\circ, \zeta = 0.372$ )

[上から  $k = 0.428, 0.514, 0.600, 0.686, 0.856$ ]

### 3.2.3 計測位置と後流

図 8 は、模型 4 について、迎角  $\alpha = 8^\circ$  一定の場合の、計測位置 (ピトー管走査断面) を模型直後から順次後方に移したときのデータを示したものである。

先端渦には殆ど変化が見られないのに対し、翼端付近での渦は著しく変化し、2 対の渦の分離と最外端渦の減衰を見ることができよう。

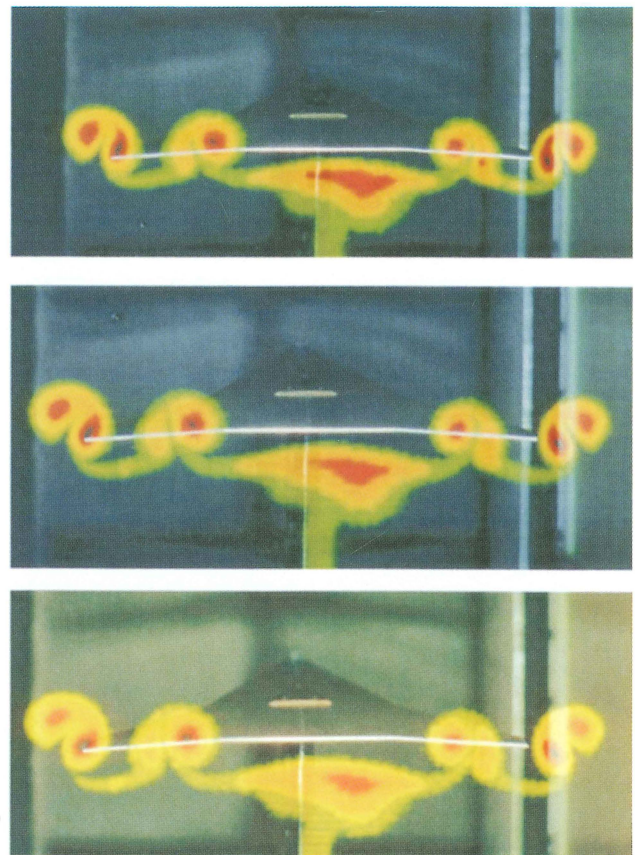
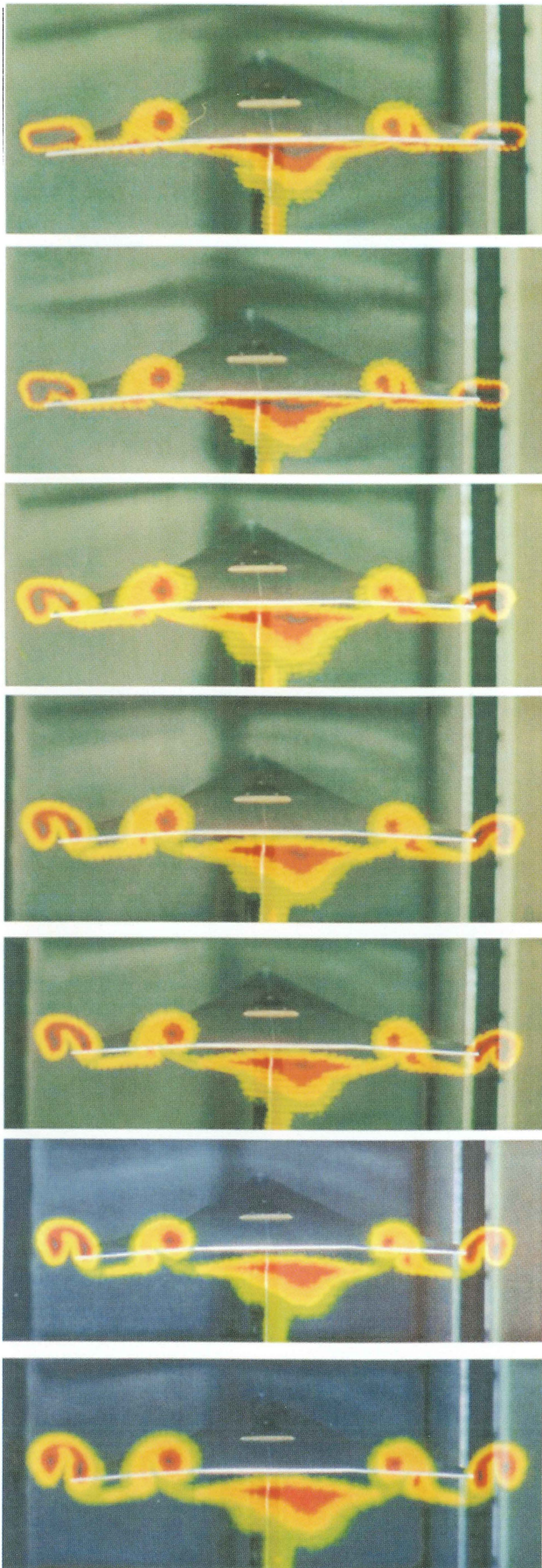


図 8 計測位置と後流総圧分布 ( $k=0.686$ ,  $\alpha=8^\circ$ )  
 [上から  $\zeta=0.004$ 、 $0.030/約 0.044$  刻み/ $0.161$  &  
 $0.198/約 0.044$  刻み/ $0.372$ ]

#### 4. むすび

本稿では、今回取得した後流総圧分布の可視化データのみを示した。今後計算空力 (CFD) との対応を行って、SST や全再使用型 2 段式宇宙往還機等に多用される低アスペクト比翼の空力現象解明に役立てて行きたい。

#### 謝辞

この試験は三菱重工業 (株) が製作した LED 可視化装置を用い、三菱エンジニアリング (株) の協力を得て実施した。また鮮明な写真を得るための撮影諸条件の設定には、平成 11 年度以降の学生の卒業研究成果が活用されている。両社及び関係卒研生諸君に深く感謝します。

#### 参考文献

- (1) Crowder, J.P.: Quick and Easy Flow-Field Surveys, *Astronautics & Aeronautics*, Vol.18, No.10, 1980, pp. 38-39.
- (2) 酒井、藤川、横田、村松: 発光ダイオードを用いた後流総圧パターン観測法, *日本航空宇宙学会誌*, 第 31 巻, 第 351 号, 1983, pp. 205-210.

(受理 平成 16 年 3 月 19 日)