

## 直線翼列内の流れとその流線追跡について(第2報)

その他(別言語等) のタイトル	On the Two-Dimensional Cascade Flows and the Visualizations for their Stream Lines (Part 2)
著者	奥田 教海, 東條 徹, 一場 久美
雑誌名	室蘭工業大学研究報告. 理工編
巻	8
号	3
ページ	683-688
発行年	1976-01-30
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/3620">http://hdl.handle.net/10258/3620</a>

# 直線翼列内の流れとその流線追跡について 第2報

奥田教海・東條 徹\*・一場久美

## On the Two-Dimensional Cascade Flows and the Visualizations for their Stream Lines, Part 2

Kyōkai Okuda, Tōru Tōzyo and Hisayoshi Ichiba

### Abstract

Following the previous report, the authors present the results compared between theoretical and experimental stream lines around the airfoil cascade of R. A. F. 6-E.

The tests were carried out by means of the methods using tufts, traversing pitot-tube across the flow between three parallel airfoils and measuring pressure on the surface of the center airfoil.

The scope of the tests were widened from that of the preceding runs about pitch chord ratio, arranging angle of cascade and mean angle of attack.

The comparisons between theoretical and experimental stream lines were illustrated, for example, in several figures; pitch chord ratio = 1.2, arranging angle of cascade = 70, 85 and 100 degree.

The experimental stream lines in cascade flow more deviated from the theoretical ones by changing mean angle of attack than by changing arranging angle of cascade.

### I. ま え が き

任意の形をした翼型からなる二次元直線翼列の研究は従来数多く行なわれており、その性能を理論的に計算する方法は大別して写像法と特異点法とに分れる。またその計算結果は、翼面圧力分布、干渉係数などによって実測値と比較されているが、翼列全体の流れ模様について議論し、比較検討しているものは数少ない。第1報<sup>(1)</sup>においては、翼型をフーリエ級数で表示し、翼列の力学的特性を特異点法による清水の方法<sup>(1)</sup>で算出し、それを基にして流線を求め、翼列内流れ模様を実測流線と対比する方法について述べ、一、二の例によりこの方法の有効性を論じた。本報告においては、その範囲を拡げ、種々の翼取付角、平均流入迎え角について計算と実測を行い比較したので、その中の若干の例について報告する。

### II. 実験装置と実験方法

実験装置（翼列風洞実験装置）の詳細については、第1報を参照されたい。本実験に使用した風洞は、最大吹出口面積  $600 \times 200$  mmの低速翼列風洞で、最大風速  $40$  m/s を与えること

\*東京芝浦電気株式会社

ができる。壁面境界層の吸い出しは行っていないが、測定部では 500×160 mm の範囲で一様流が得られている。図 1 に測定部の一様流中の乱れ度を示す。風速 40 m/s で 0.25% であった。

供試翼型は前報と同様、圧縮機用の R.A.F.6-E 翼型で弦長 100 mm, 縦横比 2 である。翼型、実験方法の詳細は前報を参照されたい。実験のレイノルズ数は、弦長、流入速度を基準として  $2.6 \times 10^5$  である。翼性能は翼列の前方および後方で流れを測定するピトートラバース法および翼列中央の翼の翼面圧力分布を測定する方法とにより求めた。また実測流線を求めるために必要な翼列内各格子点の速度の方向は、翼面に垂直に取付けた薄板の表面に  $\phi$  0.3 mm の鋼線を垂直に植え込み、鋼線の先に来るだけ細くした絹糸をつけ、その方向を写真撮影して求めた。

### III. 翼列内流れの計算

図 2 のような無限翼列において翼そり線上

$$z = z_j - nte^{j\beta} \quad (n=0, \pm 1, \pm 2, \dots, \pm \infty)$$

の位置に、強さ

$$q(z_j) + i\gamma(z_j) \tag{1}$$

の吹出しならびにうずの特異点を考える。これによつて翼そり線上の任意の点  $z_i$  に誘導される速度  $w(z_i)$  はつぎのように表わされる。

$$w = u - iv = \frac{1}{2t} \int \{q(z_j) + i\gamma(z_j)\} F(z) dz_j \tag{2}$$

$$F(z) = ie^{i\beta} \coth\left(-ie^{i\beta} \pi \frac{z_i - z_j}{t}\right) \tag{3}$$

そり線に関する流れの条件は、一様流れと式 (2) による誘導速度の和が翼そり線に沿つ

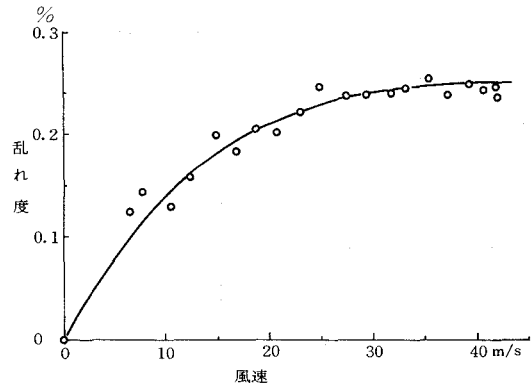


図-1

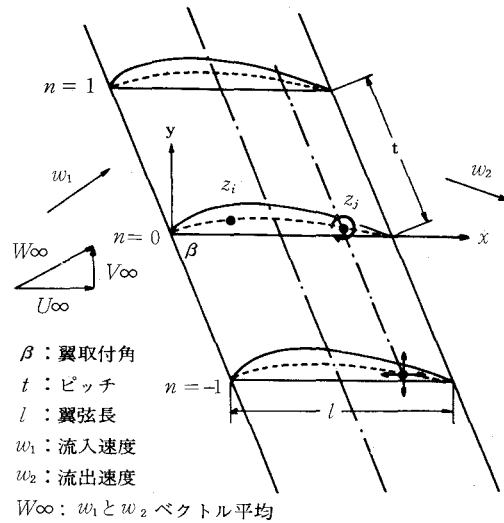


図-2

て流れなければならないということから、うずおよび吹き出しに対し添字  $r, q$  を用いて

$$\left(\frac{dy}{dx}\right)_i = (V_\infty + v_{ri} + v_{qi}) / (U_\infty + u_{ri} + u_{qi}) \quad (4)$$

である。基本翼型に関する条件は、一様流  $U_\infty$  中に置かれた厚さ  $y_d$  なる翼型を考えると、吹き出した流体が翼内を流れるということから

$$\frac{1}{2} q_i = \frac{dy_{di}}{dx_i} (U_\infty + u_{ri} + u_{qi}) \quad (5)$$

である。翼型が閉じた形をしているためには

$$\int q_j dz_j = 0 \quad (6)$$

でなければならない。

うずおよび吹き出しによって誘起される速度は、式(3)の実数部、虚数部を  $R, I$  とするとき

$$u_{ri} = -\frac{1}{2t} \int r_j I dz_j \quad v_{ri} = -\frac{1}{2t} \int r_j R dz_j \quad (7)$$

$$u_{qi} = \frac{1}{2t} \int q_j R dz_j \quad v_{qi} = -\frac{1}{2t} \int q_j I dz_j \quad (8)$$

である。これらの条件を式(4)に代入して、うずおよび吹き出しの分布を求める。それぞれを直接未知数として求める清水の方法でこれらを算出した。この計算は割合簡単なプログラムで電子計算機を用いて求めることができる。

#### IV. 翼列内流れの流線

翼列内の任意の点  $z = x + iy$  における速度の方向  $\theta$  は、式(7)、(8)より容易に求められる<sup>(1)</sup>。また実測の場合の速度の方向は絹糸の方向を写真撮影したものから求められる。したがって各格子点の速度の方向を求めることによって、文献(4)の方法により理論、実測両流線を描くことができる。

#### V. 結 果

図3、4および5に節弦比  $t/l = 1.2$  で、翼取付角  $\beta = 70, 85, 100^\circ$ 、平均迎え角  $\alpha_\infty = 0^\circ$  のときの圧力分布の計算結果と実験値とを示す。実線が計算結果で○印が翼背面、●印が翼腹面を示す実験値である。図6に  $t/l = 1.2$ 、 $\beta = 60^\circ$ 、 $\alpha_\infty = 5^\circ$  の場合を示す。図7、8および9は、 $t/l = 1.2$ 、 $\beta = 70, 85, 100^\circ$ 、 $\alpha_\infty = 0^\circ$  の場合の実測流線(破線)と計算により求めた理論流線(実線)とを示す。図10は  $t/l = 1.2$ 、 $\beta = 60^\circ$ 、 $\alpha_\infty = 5^\circ$  の場合の流線を示す。

$\alpha_\infty = 0^\circ$  で  $\beta$  が  $90^\circ$  に近い、すなわち くい違い角(翼列の法線と翼弦とのなす角)が小さ

く低流入角の範囲内では、増速翼列、減速翼列に関係なく翼列内流れ模様全体は、計算結果と実測とはあまり差異がなく、ほぼ一致する。ただし、 $\beta$ が増加すれば実測の圧力分布は計算結果と異つてくる傾向にある。

しかし  $\alpha_\infty = 5^\circ$  になると圧力分布、翼列流れとも、理論と実験とはかりの差が見られる。主としてその差は、流れの転向角の違いであり、翼列を通過する流体は理論流線ほど、翼列によつて転向させられていないことがわかる。図 10 の範囲で測定すると理論流線の転向角は  $20.5^\circ$ 、実測流線のそれは  $19.0^\circ$  である。

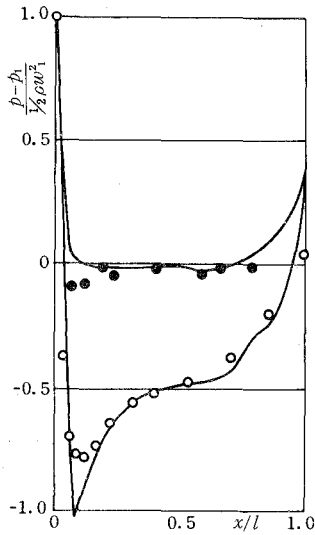


図 3 ( $t/l = 1.2, \beta = 70^\circ, \alpha_\infty = 0^\circ$ )

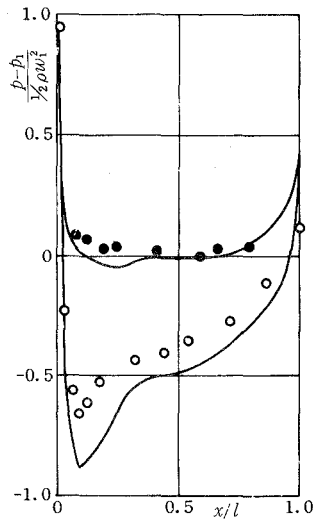


図 4 ( $t/l = 1.2, \beta = 85^\circ, \alpha_\infty = 0^\circ$ )

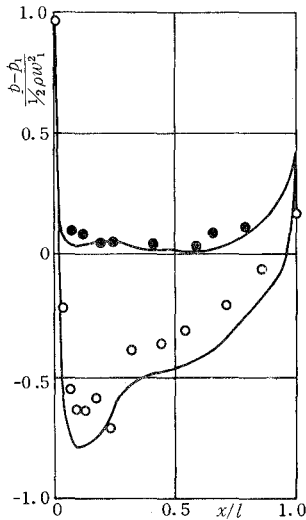


図 5 ( $t/l = 1.2, \beta = 100^\circ, \alpha_\infty = 0^\circ$ )

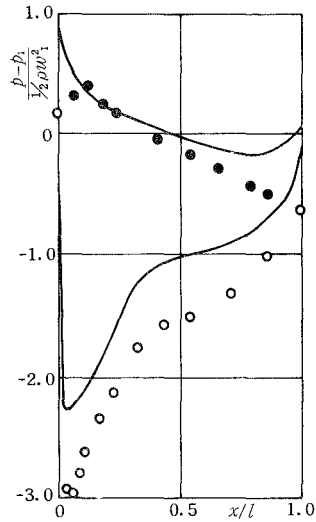
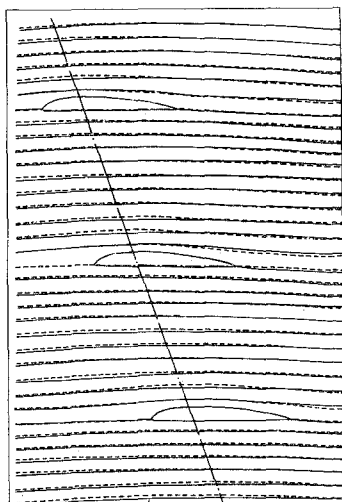
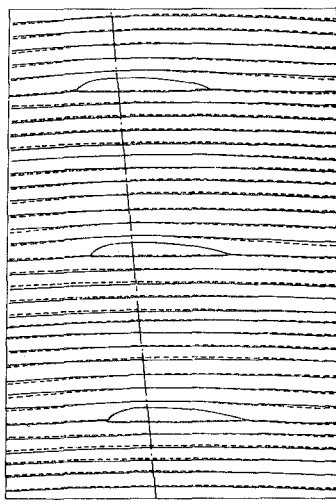
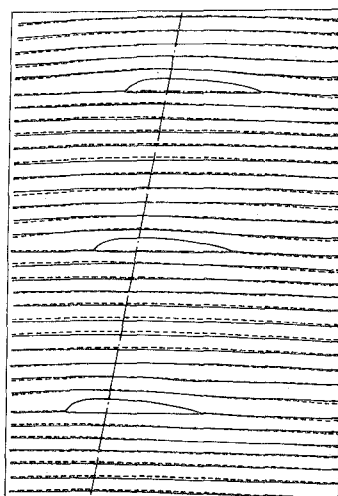
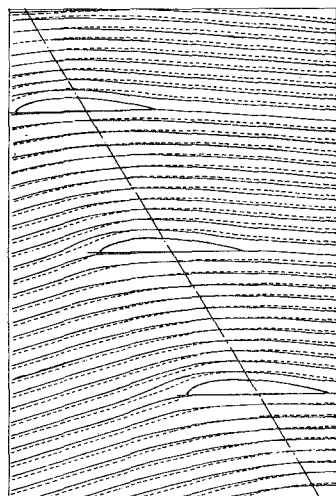


図 6 ( $t/l = 1.2, \beta = 60^\circ, \alpha_\infty = 5^\circ$ )

図7(  $t/l = 1.2, \beta = 70^\circ, \alpha_\infty = 0^\circ$  )図8(  $t/l = 1.2, \beta = 85^\circ, \alpha_\infty = 0^\circ$  )図9(  $t/l = 1.2, \beta = 100^\circ, \alpha_\infty = 0^\circ$  )図10(  $t/l = 1.2, \beta = 60^\circ, \alpha_\infty = 5^\circ$  )

## VI. む す び

特異点法である清水の方法で直線翼列内の流れを計算し、実験値と比較したところ翼取付角  $\beta = 60^\circ \sim 100^\circ, \alpha_\infty = 0^\circ$  の範囲では、 $\beta$  による差異はあまり大きくなく、理論と実測の流れはほぼ一致した。平均迎え角  $\alpha_\infty$  による理論と実測の差異は明らかに表れた。

おわりに北海道大学大型電子計算機センターの各位、本学流体機械学、流体工学両講座の関係教職員各位ならびに当時実験に関与した学生諸君に深甚なる謝意を表す。

(昭和50年5月20日受理)

## 文 献

- (1) 堅田ほか：室蘭工業大学研究報告（理工編） **7**, (3) 917 (1972)
- (2) 清水ほか：日本機械学会論文集, **37**, (297) 983 (1971)
- (3) 生井ほか：日本機械学会論文集, **37**, (302) 1881 (1971)
- (4) 奥田：室蘭工業大学研究報告（理工編） **6**, (2) 429 (1968)