

軸流送風機の特性曲線に関する一考察

鈴木 公 一*

A Contribution to the Calculation of Characteristics
Curves of Axial Flow FansBy Koichi Suzuki
Kameido Works, Hitachi, Ltd.

Abstract

Many scientists investigated the efficiency and other coefficients of axial flow fans at the designed point, each of them giving out a correct guide in his form for the design of the machines.

Meanwhile, concerning their performance curves only few reports have been published. And the scope of theoretical consideration is limited mainly to the domain where the lift coefficient is proportional to the angle of attack.

If we want to presume performance curves of axial flow fan over wide range of the discharge coefficient, especially near the surging point, some extended theory must be required.

On the assumption that the lift coefficient of the fan vanes can be formulated in the whole domain of the angle of attack, the writer calculated the angle of attack, the lift coefficient and the direction of air flow for any discharge coefficient, and finally presumed the pressure coefficient and the efficiency.

Comparing calculated results with the experiment, it is found:

- i. The calculated value of pressure coefficient agrees with the experimental value when the discharge coefficient is larger than that of surging point.
- ii. When the discharge coefficient is less than that of surging point and the radial component of air velocity appears, the actual pressure coefficient becomes larger than the calculated one, but the difference is not so large, accordingly the increment of the pressure coefficient owing to the centrifugal action of vanes is of secondary importance.
- iii. Even when three dimensional flow appears, the calculated value of efficiency is in precise agreement with the experimental value.
- iv. The surging point is predicted accurately by the writer's method.

[I] 緒 言

軸流送風機（設計点における）効率を論じた文献は従来多数発表されていて、設計に対する指針は十分に与えられているという事ができる。

しかし実際に設計され又は製作された送風機が設計点

* 日立製作所亀戸工場

以外でどのような性能を示すかの間に答える研究は少なく、筆者が知るものは、揚力係数が迎角と直線関係にある場合について計算した南⁽¹⁾藤井⁽²⁾両氏の論文と実験式の形で求めた沼知、淵沢両教授⁽³⁾の論文が主なものである。

この問題について上記のように限られた報告しか見受けられないので失速点附近や更に小風量（羽根にとつて

は大迎角)の部分まで考えた、圧力係数と効率の算出法を導き、これと実験結果を比較した。この報告は2次元理論によるもので、締切り圧等は実験と一致しないが風圧曲線の实用にされる部分や、サーヂング点附近の性能はこの方法で正確に算出できるので紹介したい。

[II] 基礎的關係

軸流送風機の羽根車と案内羽根を任意の半径 r の円筒で切断して展開し、速度、角等を第1図のように表わすと、圧力係数、効率と流量係数その他の關係は

羽根車の圧力係数 ψ_{imp}

$$\psi_{imp} = C_a \frac{l}{t} \varphi^2 \operatorname{cosec}(\theta - \alpha) \{ \cot(\theta - \alpha) - \varepsilon \} \dots\dots\dots(1)$$

案内羽根の圧力係数 ψ_{gv}

$$\psi_{gv} = \left(C_a \frac{l}{t} \right)_{gv} \varphi^2 \operatorname{cosec}(\theta_g - \alpha_g) \{ \cot(\theta_g - \alpha_g) - \varepsilon_g \} \dots\dots\dots(2)$$

羽根車の効率 η_{imp}

$$\eta_{imp} = \frac{\varphi \{ \cot(\theta - \alpha) - \varepsilon \}}{1 + \varepsilon \cot(\theta - \alpha)} \dots\dots\dots(3)$$

となる事は沼知教授の論文⁽⁴⁾中の式を係数の形で表わせば直ちに知られる。

上の式の記号は第1.図に示す以外は下記のようにした。

$\varphi = C_m / u =$ 流量係数

$\psi = \Delta p / \gamma \frac{u^2}{2g} =$ 圧力係数

$\Delta p =$ 圧力の上昇

$C_a =$ 揚力係数

$\varepsilon =$ 抗揚比

なお羽根車、案内羽根以外による損失を圧力係数で表わして ψ_h とすれば送風機全体の圧力係数 ψ は

$$\psi = \psi_{imp} + \psi_{gv} - \psi_h$$

となるから、送風機全体の効率 η は

$$\eta = \eta_{imp} \times \frac{\psi_{imp} + \psi_{gv} - \psi_h}{\psi_{imp}} \dots\dots\dots(4)$$

である

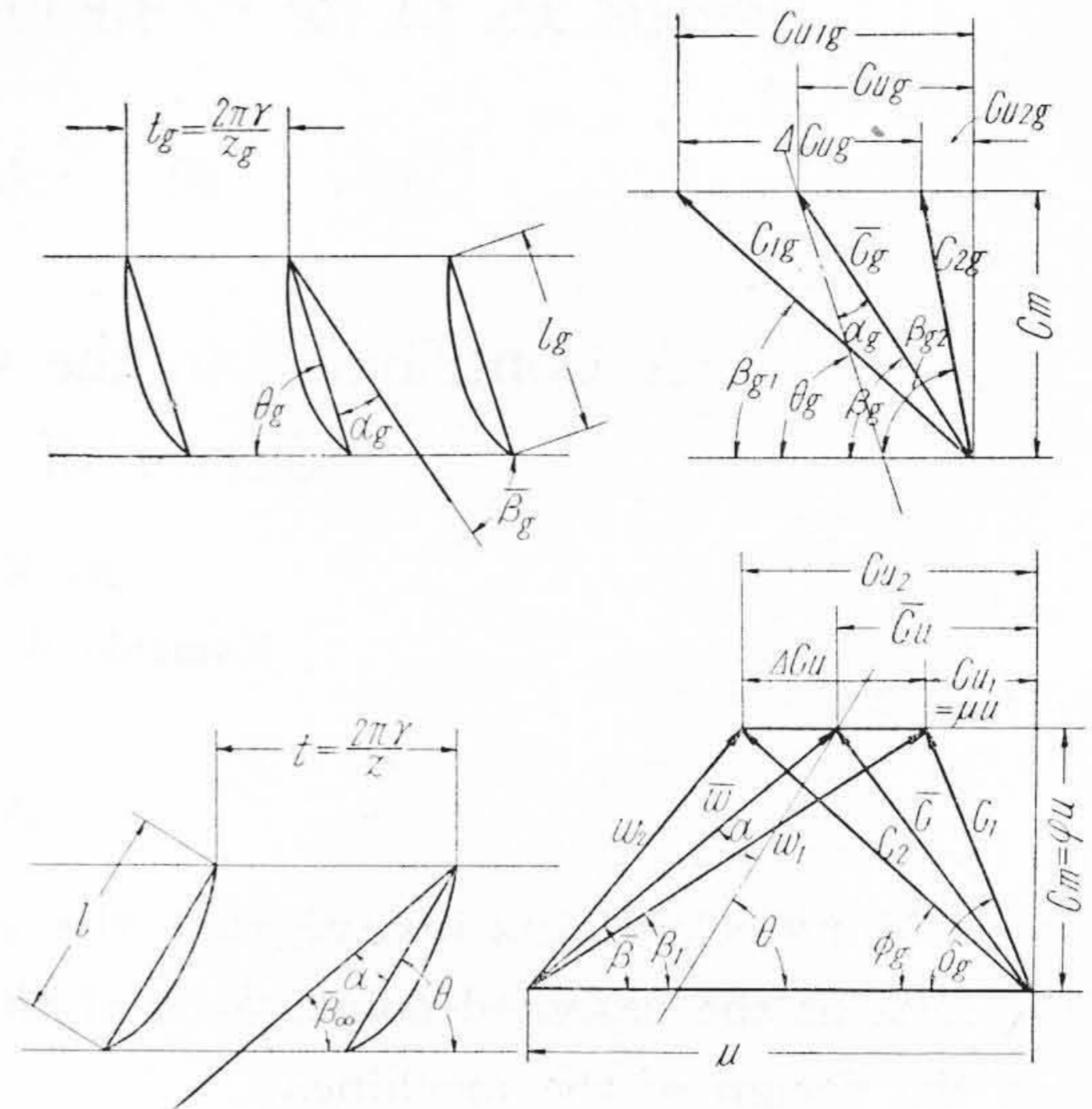
ただし案内羽根が羽根車の上流にあつて、この中で流れが加速される、いわゆるダイレクテングベーンの場合にはこの中における圧力低下係数 ψ_{av} は

$$\psi_{av} = \left(C_a \frac{l}{t} \right)_a \varphi^2 \operatorname{cosec}(\theta_a + \alpha_a) \{ \cot(\theta_a + \alpha_a) + \varepsilon_a \} \dots\dots\dots(2')$$

となるから

$$\eta = \eta_{imp} \times \frac{\psi_{imp} - \psi_{av} - \psi_a}{\psi_{imp}} \dots\dots\dots(4')$$

である。



第1図 速度線図
Fig. 1. Velocity Diagram of an Axial Flow Fan
 u = peripheral speed of impeller
 C = absolute velocity of air w = relative velocity of air C_u = peripheral component of C l = chord of vane t = pitch of vane θ = setting angle of vane β = angle between peripheral direction and w suffix g 1, 2. denotes guide vane, entrance, exit, mean respectively

ここで ψ_{imp} 等を計算するには、 φ , α , c_a 等の相互關係を知る必要がある。羽根車の羽根1枚のまわりの循環 Γ と流れの円周方向速度の変化 Δc_u の間には

$$\Gamma = t \cdot \Delta c_u$$

$$\Gamma = \frac{1}{2} c_a l w$$

等の關係があり、従つて

$$\Delta c_u = \frac{1}{2} C_a \frac{l}{t} w \dots\dots\dots(5)$$

である。

今第1図を参照すれば

$$\begin{aligned} \frac{\Delta C_u}{2} &= (w_1 \cos \beta_1 - w \cos \beta) = w \left\{ \frac{w_1}{w} \cos \beta_1 - \cos \beta \right\} \\ &= w \frac{\sin(\beta - \beta_1)}{\sin \beta_1} = w \frac{\sin(\theta - \alpha - \beta_1)}{\sin \beta_1} \end{aligned}$$

である。これを(5)式に代入すると下式を得る。

$$\frac{1}{4} C_a \frac{l}{t} = \frac{\sin(\theta - \alpha - \beta_1)}{\sin \beta_1} \dots\dots\dots(6)$$

(6)式において θ , l , t は送風機が与えられればきまるものであり、また β_1 は空気の流入条件がわかれば決定される。

例えば空気の流入絶対方向 δ と C_m , u が与えられ

ば

$$\tan \beta_1 = \frac{C_m}{u - C_m \cot \delta} = \frac{\varphi}{1 - \varphi \cot \delta} \dots\dots(7)$$

である。また C_{u1} が

$$C_{u1} = \mu u$$

で与えられれば

$$\tan \beta_1 = \frac{C_m}{u - \mu u} = \frac{\varphi}{1 - \mu} \dots\dots(8)$$

$$\sin \beta_1 = \frac{\varphi}{\sqrt{\varphi^2 + (1 - \mu)^2}} \dots\dots(9)$$

によつて算出できる。

以上によると、送風機の寸法と流入条件が与えられれば(6)式中の未知数は C_a と α だけになり

$$C_a = f(\alpha) \dots\dots(10)$$

の形で両者の関係が与えられれば、(6)式を解いて α 、 C_a を求め得る。案内羽根、ダイレクテングペーンについても(6)式と同様の式が求められるから、 ψ 、 η 等を求める事は(6)、(10)式からなる連立方程式を解く事に帰着する。

[III] C_a と α の関係

C_a と α の関係は、 α が小さい時には、理論的にも実験的にも C_a は α と共に増加し

$$C_a = k \sin(\alpha + \alpha_0) \dots\dots(11)$$

または

$$C_a = k(\alpha + \alpha_0) \dots\dots(11')$$

で表わされる事はよく知られている。ここに k 、 α_0 は翼型によつてきまる定数である。

しかし α が相当大きくなると、 C_a は α の増加に従つて逆に減少し、平板翼⁽⁵⁾、Göttingen 420⁽⁶⁾ では第2図に示すようにほとんど

$$C_a = \cos \alpha$$

と一致し、また円弧翼では、上式に比例定数が入り

$$C_a = k \cos \alpha \dots\dots(12)$$

$$k \doteq 1.1 \quad \text{反り } 5\%^{(7)}$$

$$k \doteq 1.2 \quad \text{反り } 10\%^{(8)}$$

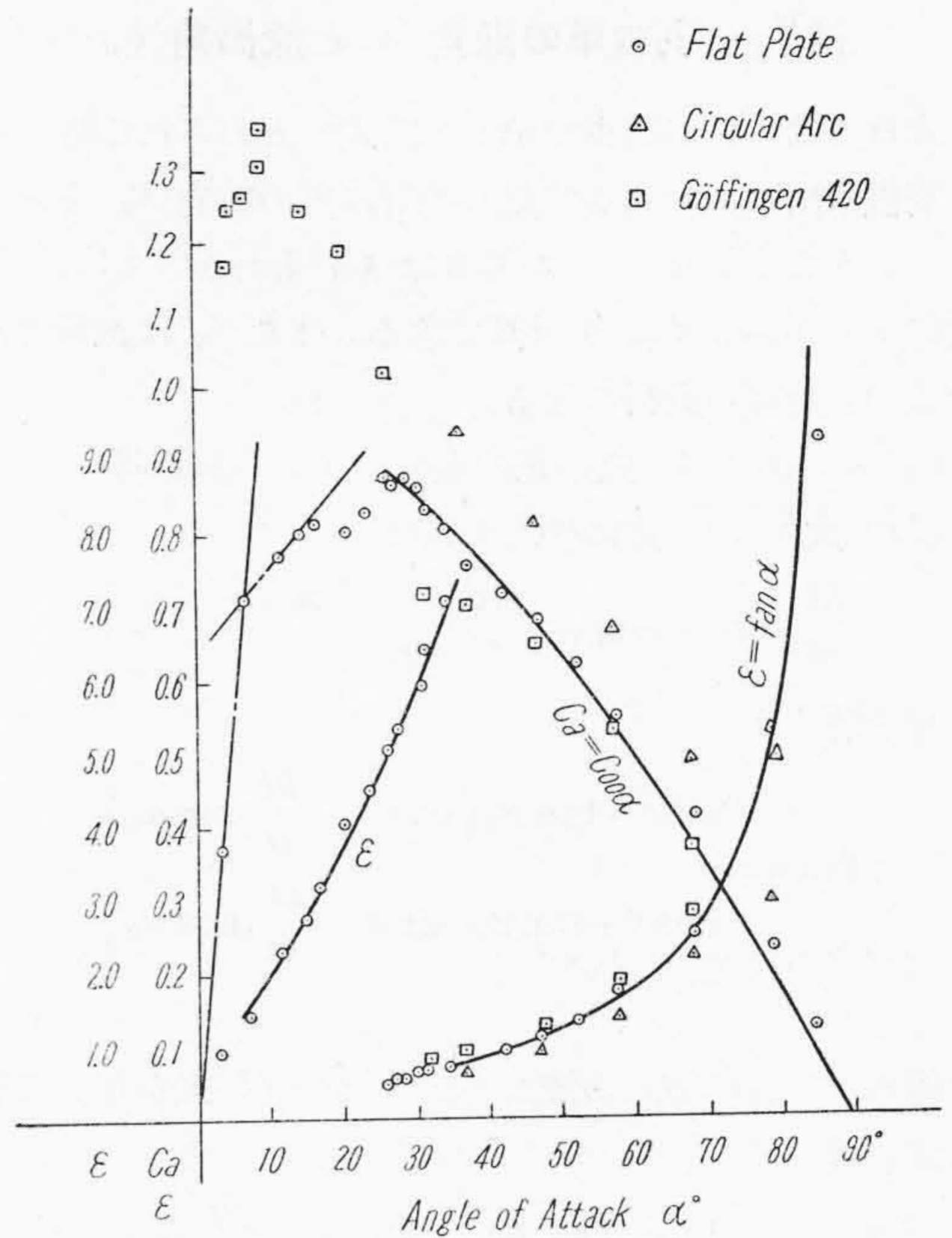
で表わされる。

なお ε はこれ等の翼では $\varepsilon = \tan \alpha$ と見なす事ができる。

α が大きい時の C_a の値は普通には興味がないため、各種の翼についての測定値が十分に与えられていないので(12)式または類似の式を一般に採用してよいかどうか不明である。

しかし第2図に例示した値や、Göttingen 420 の背面から流れを当てた場合⁽⁹⁾等を考え合せると

(i) α が大きくなると翼型は翼型としての性能を失い



第2図 迎角が大きい時の C_a の例
Fig. 2. Examples of Relation between α and C_a

流れの中に置かれた抵抗物となる。

(ii) この時翼型に働く力(従つて C_a 、 C_w)は上流に向う面(下面)の形にだけ支配され、下面がほぼ平面ならばこの面全部に流れの全圧が働き、上面には一般流れの静圧が作用したと考えた大きさになる。

(iii) 下面がへこんでいれば、全圧が働く上に更に流れが反転する運動量の方が働き、下面がふくらんでいる時は力が減少する。

(iv) 下面の形が前後に不同であると、 C_a が 0 になる α が 90° から移動する。

と考へて差支なからうから、 C_a は α が大きい時には(12)式または

$$C_a = k \cos(\alpha + \alpha_0) \dots\dots(12')$$

で表わし得るものとしよう。

(11)式と(12)式で表わし得る两部分にはさまれた、 C_a の最大値が表われる近くでは、 C_a は複雑な変化をする場合もあるが α の範囲を限つて適当に分割して考えるならば

$$C_a = C_{am} + k(\alpha - \alpha_m)^2 \dots\dots(13)$$

$$C_a = C_a' + k\sqrt{\alpha - \alpha_m} \dots\dots(14)$$

$$C_a = a\alpha^2 + b\alpha + c \dots\dots(15)$$

等の2次式で近似できる。

[IV] 羽根車の迎角 α と流出角 δ_g

本章では C_a が前章で示した諸式で表わされる時、 α と羽根車出口における空気の絶対速度の方向 δ_g を求める。いうまでもなく α を知れば C_a もわかり (1), (3) 式により ψ_{imp} , η_{imp} が計算できる。また δ_g は次章で求める α_g 計算の資料になる。

[1] C_a が (11) 式の正弦函数で与えられる時

(11) 式を (6) 式に代入すれば

$$\frac{kl}{4t} \sin(\alpha + \alpha_0) = \frac{\sin(\theta - \alpha - \beta_1)}{\sin \beta_1}$$

これを解くと

$$\tan \alpha = \frac{\sin \theta - \tan \beta_1 \left(\cos \theta + \frac{kl}{4t} \sin \alpha_0 \right)}{\cos \theta + \tan \beta_1 \left(\sin \theta + \frac{kl}{4t} \cos \alpha_0 \right)} \dots \dots \dots (16)$$

を得る。これに流れの流入方向 δ を (7) 式を用いて代入すれば

$$\tan \alpha = \frac{\sin \theta - \frac{\varphi}{1 - \varphi \cot \delta} \left(\cos \theta + \frac{kl}{4t} \sin \alpha_0 \right)}{\cos \theta + \frac{\varphi}{1 - \varphi \cot \delta} \left(\sin \theta + \frac{kl}{4t} \cos \alpha_0 \right)} \dots \dots \dots (17)$$

また (8) 式により μ を用いれば

$$\tan \alpha = \frac{\sin \theta - \frac{\varphi}{1 - \mu} \left(\cos \theta + \frac{kl}{4t} \sin \alpha_0 \right)}{\cos \theta + \frac{\varphi}{1 - \mu} \left(\sin \theta + \frac{kl}{4t} \cos \alpha_0 \right)} \dots \dots \dots (18)$$

と表わされる。

案内羽根が羽根車の下流にある普通の 1 段送風機のように $\mu = 0$ (すなわち $\delta = 90^\circ$) ならば

$$\tan \alpha = \frac{\sin \theta - \varphi \left(\cos \theta + \frac{kl}{4t} \sin \alpha_0 \right)}{\cos \theta + \varphi \left(\sin \theta + \frac{kl}{4t} \cos \alpha_0 \right)} \dots \dots (17')$$

となる。次に δ_g は

$$\tan \delta_g = \frac{C_m}{C_{u2}} = \frac{C_m}{C_{u1} + A C_a}$$

であるから右辺を (5) 式等を用いて係数で示すと

$$\tan \delta_g = \frac{\varphi}{\mu + \frac{1}{2} C_a \frac{l}{t} \varphi \operatorname{cosec}(\theta - \alpha)} \dots \dots (19)$$

となる、これに (11) 式を代入すれば

$$\tan \delta_g = \frac{\varphi}{\mu + \frac{k}{2} \frac{l}{t} \varphi \sin(\alpha + \alpha_0) \operatorname{cosec}(\theta - \alpha)} \dots \dots \dots (20)$$

を得る。

註 この部分は既に計算されていて、南氏⁽¹⁰⁾は (11) 式の代りに (11') 式を採用し後に述べる (25) 式の近似を用いて (18) 式に相当する式として

$$\alpha = \frac{\theta - \arctan \frac{\varphi}{1 - \mu} - A \alpha_0}{1 + A}$$

$$A = \frac{kl}{4t} \frac{\varphi}{\sqrt{\varphi^2 + (1 - \mu)^2}}$$

を導いた。また藤井氏⁽¹¹⁾は $\sin \alpha \doteq \alpha$, $\cos \alpha \doteq 1$ として (16) 式に相当する式として

$$\alpha = \frac{\cot \beta_1 - \operatorname{cosec} \theta \left(\cos \theta + \frac{kl}{4t} \alpha_0 \right)}{\cot \beta_1 \cot \theta + \frac{kl}{4t} \operatorname{cosec} \theta + 1}$$

を導いた。

[2] C_a が (12) 式の余弦函数で与えられる時

(12) 式を (6) 式に代入すれば

$$\frac{kl}{4t} \cos \alpha = \frac{\sin(\theta - \alpha - \beta_1)}{\sin \beta_1}$$

これを解くと

$$\tan \alpha = \frac{\tan \theta - \tan \beta_1 \left(1 + \frac{kl}{4t} \sec \theta \right)}{1 + \tan \beta_1 \tan \theta} \dots \dots (21)$$

を得る。

これに (7) 式を代入すれば

$$\tan \alpha = \frac{\tan \theta - \frac{\varphi}{1 - \varphi \cot \delta} \left(1 + \frac{kl}{4t} \sec \theta \right)}{1 + \frac{\varphi}{1 - \varphi \cot \delta} \tan \theta} \dots \dots \dots (22)$$

を得、また (8) 式を代入すれば

$$\tan \alpha = \frac{\tan \theta - \frac{\varphi}{1 - \mu} \left(1 + \frac{kl}{4t} \sec \theta \right)}{1 + \frac{\varphi}{1 - \mu} \tan \theta} \dots \dots (22')$$

を得る。

δ_g は (19) 式に (12) 式を代入すれば

$$\tan \delta_g = \frac{\varphi}{\mu + \frac{kl}{2t} \frac{\varphi \sec \theta}{\tan \theta - \tan \alpha}} \dots \dots \dots (23)$$

となる。

なお (12) 式の代りに (12') 式を用いれば、(21) 式に相当する式は

$$\tan \alpha = \frac{\tan \theta - \tan \beta_1 \left(1 + \frac{kl}{4t} \sec \theta \cos \alpha_0 \right)}{1 + \tan \beta_1 \left(1 - \frac{kl}{4t} \sec \theta \sin \alpha_0 \right)} \dots \dots \dots (21')$$

である。

[3] C_a が (13) 式の抛物線で与えられる時
(13) 式を (6) 式に代入すれば

$$\frac{l}{4t} \{C_{am} + k(\alpha - \alpha_m)^2\} = \frac{\sin(\theta - \alpha - \beta_1)}{\sin \beta_1}$$

となる。ここで w_1 と w の方向のなす角 $(\theta - \alpha) - \beta$ は一般に小さいから

$$\sin(\theta - \alpha - \beta_1) \doteq \theta - \alpha - \beta_1 \dots\dots\dots(25)$$

とする事ができる。(25) 式を (24) 式に代入して α について解けば

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= C - \sqrt{C^2 - D} \\ C &= \alpha_m - \frac{\sqrt{\varphi^2 + (1-\mu)^2}}{2 \frac{kl}{4t} \varphi} \\ D &= \alpha_m^2 + \frac{C_{am}}{k} - \frac{(\theta - \arctan \frac{\varphi}{1-\mu}) \sqrt{\varphi^2 + (1-\mu)^2}}{\frac{kl}{4t} \varphi} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(26)$$

を得る。

この場合 δ_g は(19)式により計算する。式中の C_a は(26)式の α から与えられるものを代入すれば良い。

[4] C_a が (14) 式の抛物線で与えられる時

(14)式を (6) 式に代入して (25) 式を用いて α について解けば

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= E - \sqrt{E^2 - F} \\ E &= \theta - \arctan \frac{\varphi}{1-\mu} + k^2 \frac{l}{4t} \frac{\varphi}{\sqrt{\varphi^2 + (1-\mu)^2}} \\ &\quad - \frac{C_a'}{2} \frac{\sqrt{\varphi^2 + (1-\mu)^2}}{\frac{l}{4t} \varphi} \\ F &= \frac{l}{4t} \frac{\varphi}{\sqrt{\varphi^2 + (1-\mu)^2}} \{1 + k^2 \alpha_m\} \\ &\quad + \left(\theta - \arctan \frac{\varphi}{1-\mu} \right) \left\{ \theta - \arctan \frac{\varphi}{1-\mu} - C_a' \right\} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(27)$$

を得る。

[5] C_a が (15) 式の2次式で与えられる時、

(15) 式を (6) 式に代入して (25) 式を用いて α について解けば下式を得る。

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= G - \sqrt{G^2 - H} \\ G &= \frac{-1}{2a} \left\{ b + \frac{\sqrt{\varphi^2 + (1-\mu)^2}}{\frac{l}{4t} \varphi} \right\} \end{aligned} \right\}$$

$$H = \frac{1}{a} \left\{ C - \frac{\sqrt{\varphi^2 + (1-\mu)^2}}{\frac{l}{4t} \varphi} \left(\theta - \arctan \frac{\varphi}{1-\mu} \right) \right\} \dots\dots\dots(28)$$

[V] 案内羽根の迎角 α_g と流出角 β_{g2}

羽根車について考えた (5), (6) 式の関係はそのまま案内羽根に移して考え得るから、前章で求めた羽根車の $\alpha \delta_g$ の式は、 w の代りに C_g を入れ、かつ Γ の方向が逆である事を考慮するならば、そのまま案内羽根に流用できる。

よつて 2, 3 の場合につき結果だけをあげる。

[1] C_{ag} が (11) 式で与えられる時

$$\left. \begin{aligned} \tan \alpha_g &= \frac{\sin \theta_g - \tan \beta_{g1} \left\{ \cos \theta_g + \left(\frac{kl}{4t} \right)_g \sin \alpha_{g0} \right\}}{\cos \theta_g + \tan \beta_{g1} \left\{ \sin \theta_g + \left(\frac{kl}{4t} \right)_g \cos \alpha_{g0} \right\}} \dots\dots\dots(29) \\ \tan \beta_{g2} &= \frac{1}{\cot \beta_{g1} - \left(\frac{kl}{2t} \right)_g \sin(\alpha_g + \alpha_{g0}) \operatorname{cosec}(\theta_g - \alpha_g)} \dots\dots\dots(30) \end{aligned} \right\}$$

[2] C_{ag} が (12) 式で与えられる時

$$\tan \alpha_g = \frac{\tan \theta_g - \tan \beta_{g1} \left\{ 1 + \left(\frac{kl}{4t} \right)_g \sec \theta_g \right\}}{1 + \tan \theta_g \tan \beta_{g1}} \dots\dots\dots(31)$$

$$\tan \beta_{g2} = \frac{1}{\cot \beta_{g1} - \left(\frac{kl}{2t} \right)_g \frac{\sec \theta_g}{\sin(\theta_g - \alpha_g)}} \dots\dots\dots(32)$$

[3] C_{ag} が (13) 式で与えられる時

$$\left. \begin{aligned} \alpha_g &= C_g - \sqrt{C_g^2 - D_g} \\ C_g &= \alpha_{mg} - \left(\frac{4t}{kl} \right)_g \frac{1}{2 \sin \beta_{g1}} \\ D_g &= \alpha_{mg}^2 + \frac{C_{amg}}{k_g} - \frac{\theta_g - \beta_{g1}}{\sin \beta_{g1}} \left(\frac{4t}{kl} \right)_g \end{aligned} \right\} \dots\dots(33)$$

この場合 β_{g2} は C_{ag} を式の形に入れても簡単にならないから (19) 式を

$$\tan \beta_{g2} = \frac{1}{\cot \beta_{g1} - \left(\frac{l}{2t} \right)_g C_{ag} \operatorname{cosec}(\theta_g - \alpha_g)} \dots\dots\dots(34)$$

と書き、(33) 式の α_g から求めた C_{ag} を代入する。

なお、羽根車、案内羽根間には障害物または特別な装置はないのが普通だから

- i. 羽根の δ_g は(下流にある)案内羽根の β_{g1} に等しい。
 - ii. 案内羽根の β_{g2} は次段の羽根車の δ に等しい。
- と見なすことができる。

[VI] 案内羽根部水路と考えた時の ψ_{gv}

1 段送風機等の案内羽根には、配置の密な円弧型等の羽根が用いられることがある。この場合には案内羽根を翼列と考えるより、むしろ水路として取扱つた方が便利なることもあるから、その略算法を示す。

今羽根車から方向 δ_g で出た流れが案内羽根の入口側に衝突し β_{g1} の方向に変わるものとすれば、その時の損失は係数を ζ_1 として

$$\zeta_1 \rho^2 (\cot \delta_g - \cot \beta_{g1})^2$$

で表わし得る。

次に案内羽根中の流れを、羽根で作られた水路の中を流れる間に（軸方向に近づくように）方向を変えるに従つて速度が低下する、減速流と見なすと、速度低下にもなる損失は

$$\zeta_2 \rho^2 (\operatorname{cosec} \beta_{g1} - \operatorname{cosec} \beta_{g2})^2$$

で表わし得る。ここに β_{g2} は案内羽根出口側における流れの方向角であり、 ζ_2 は損失の係数である。

なお β_{g1} , β_{g2} を一定と見なすと摩擦損失、曲り損失等も、 ζ_2 の大きさを変更して、上記の式に含めて考慮できるので、上式は案内羽根中の損失を総べて含むものと見なしてよい。

一方案内羽根の入口側、出口側間における速度エネルギーの減少は

$$\rho^2 (\cot^2 \delta_g - \cot^2 \beta_{g2})$$

であつて、これが損失のない時の圧力係数である。実際の ψ_{gv} はこれから上の2式で表わした損失を引去つたもので

$$\psi_{gv} = \rho^2 \{ (\cot^2 \delta_g - \cot^2 \beta_{g2}) - \zeta_1 (\cot \delta_g - \cot \beta_{g1})^2 - \zeta_2 (\operatorname{cosec} \beta_{g1} - \operatorname{cosec} \beta_{g2})^2 \} \dots \dots \dots (34)$$

である。

[VII] 羽根車、案内羽根以外における損失 ψ_h

下山教授⁽¹²⁾ はポンプまたは送風機の設計点における効率を計算する場合に、羽根車、案内羽根以外で起きる流体損失、すなわち入口損失、ケース等の摩擦損失、案内羽根尾部における拡大損等の速度の大きさ変化の損失、曲り損失、更に考慮するならば出口における速度エネルギーが利用できぬ時はその速度ヘッド等々の損失はすべて速度の2乗に比例するとし、これらの損失の和を

$$h = \sum \lambda \frac{l}{D} \frac{v^2}{2g} + \sum \zeta \frac{(v-v')^2}{2g} + \sum \zeta' \frac{v^2}{2g}$$

の形で表わし、更にこの h を C_m に関連させて

$$h = \lambda \frac{l}{D} \frac{C_m^2}{2g} = \lambda s \frac{C_m^2}{2g}$$

として、この λs を流体損失を表わす係数とする考え方を述べている。

この考え方を、勿論近似的であるが、設計点以外に拡張すれば、我々の場合も上記の流体損失を表わす圧力係数 ψ_h を

$$\psi_h = \lambda s \rho^2$$

とすることができる。

[VIII] 実験との比較

(1) 理論式を実験と比較する場合に性能を代表せしむる半径

送風機全体の性能は、以上の計算法はある任意の半径についてのものであるから、部分送風機の並列運転性能として求められる。

しかしこのようにして、性能計算するのは手数であるばかりでなく、現状では（ボス部を考える場合の干渉に関する等の）資料不足による困難をとまなうので、筆者は羽根車のボス部から外径までによつて作られる円環状面積を2等分する半径、すなわち羽根の内外径の幾何平均を取つて実験と比較することにした。

この半径を取るならば、各半径における C_m が等しい時は、この半径の内外を流れる流量、エネルギーがほぼ等しく、又 C_m が異なる時も代表半径として外径や内外径の算術平均を取るより合理的と思われ、又翼型の干渉を考えるのも比較的容易である。

(2) 実験送風機

計算と比較するため、Keller の3号送風機⁽¹³⁾ と日立製の口径 400mm 仕込送風機⁽¹⁴⁾ の両実験値を採用する。

これらの送風機の要目を第1表に示す。Keller の送風機は羽根車、および案内羽根の羽根が両方共可動式になつていて、種々の取付角について実験が行われている。ここではそれらの内、羽根車の羽根角度を第1表の値より 1° 立て、これに対して案内羽根を半径方向にして無作用にした場合と、これを 31° 傾けて c_1 に u と逆向きの回転分速度を与えた場合の両者を引用した。

400mm 仕込送風機は羽根車、案内羽根共に固定式である。羽根車は羽根とボスを一体の鋳物にし、その仕上げも簡略であるので、効率計算の比較に引用するのは不適當であるが、羽根車下流にある円弧型の羽根からできた案内羽根を取付けた場合と、これを取はずした場合が実験されてあるので ψ_{gv} の略算法と比較するため引用する。

(3) 揚力係数

これらの送風機の性能を算出する C_a 等は次のように

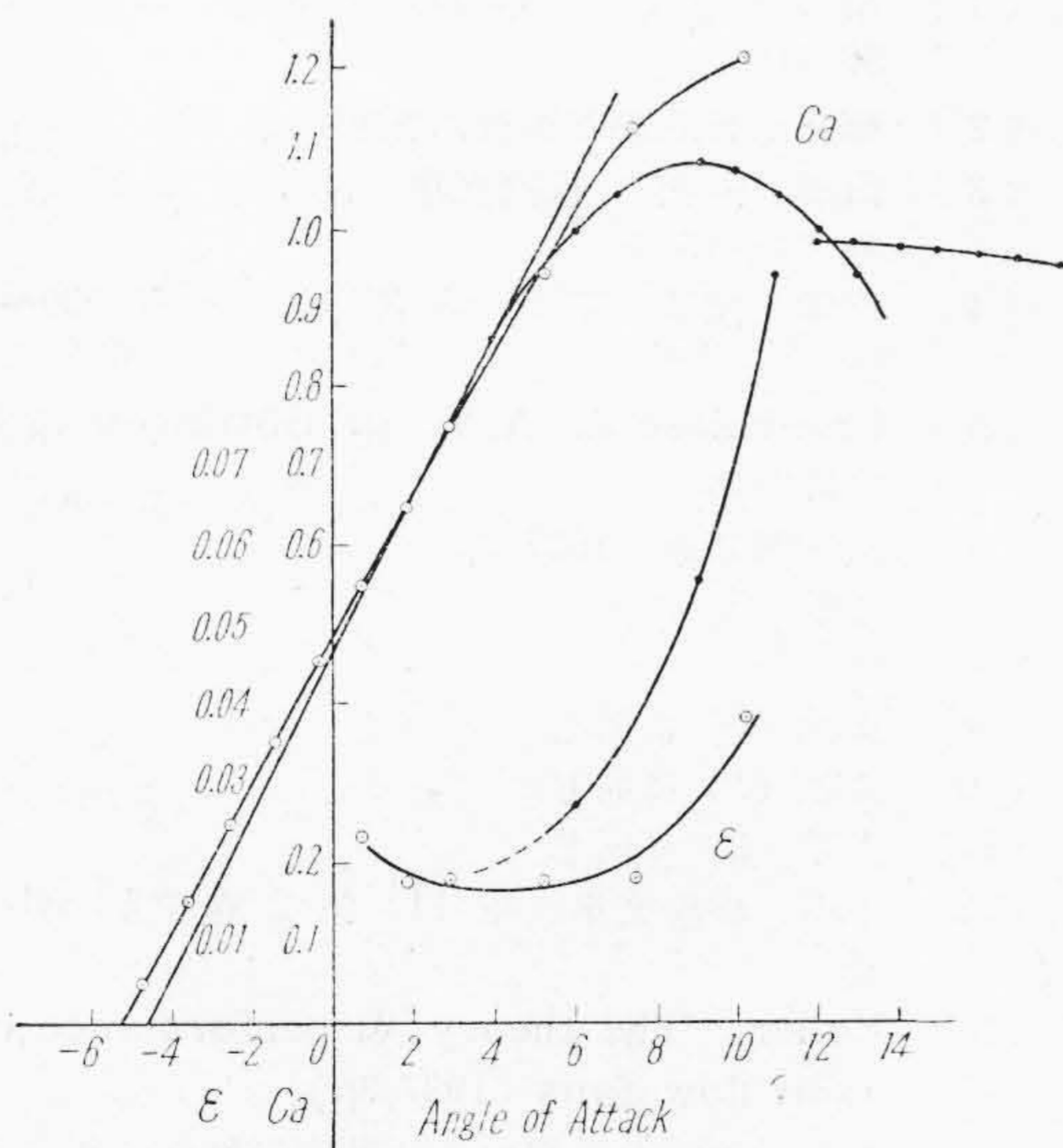
第 1 表 送風機の諸元
Table 1. Dimensions of Fans

	Keller の送風機	400mm 送風機	
羽根車外径 mm	600	400	
ボス径 mm	280	200	
羽根数	8	8	
節弦比 t/l	外周	4.35	—
	ボス	1.49	—
	平均径	2.44	1.60
羽根角度 θ	外周	13°40'	—
	ボス	23°50'	—
	平均径	16°53'	25°30'
平均径に於ける翼型	Göttingen 436	SE 10%	
案内羽根の位置	羽根車の上流	羽根車の下流	
// の翼型	半径方向配置の翼型	円弧翼	
// の羽根数	16	13	
// の角度	入口	57°50'	
	出口	90°	

して推定した。

Keller の送風機の羽根の C_a 推定の基礎資料としては Göttingen の測定値⁽¹⁵⁾を用いた。これを第 3 図に実験値として示した。これに下山教授の実験⁽¹⁶⁾等を参考にして補正を加え、干渉を考慮した場合の C_a の値として

- Experimental Value obtained by A.V.z.Göttingen
- Value for Predicting Fan Performance, with Reference to Interference.



第 3 図 Göttingen 436 の性能
Fig. 3. Lift and Drag Coefficient of Göttingen 436

$$C_a = k \sin(\alpha + \alpha_0) = 5.73 \sin(\alpha + 0.081)$$

$$C_a = C_{am} + k(\alpha - \alpha_m)^2 = 1.08 - 29.2(\alpha - 0.157)^2$$

$$C_a = k \cos \alpha = \cos \alpha$$

を採用した。これら 3 式による値も第 3 図に示した。

なお第 3 図からもわかるように失速角以上の α に対する測定値がなかつたので失速後も上記の第 2 式が適用されると仮定し、また第 3 式には干渉の影響を考慮できなかった。

ε はやはり下山教授の実験を参考にして第 3 図のように仮定した。

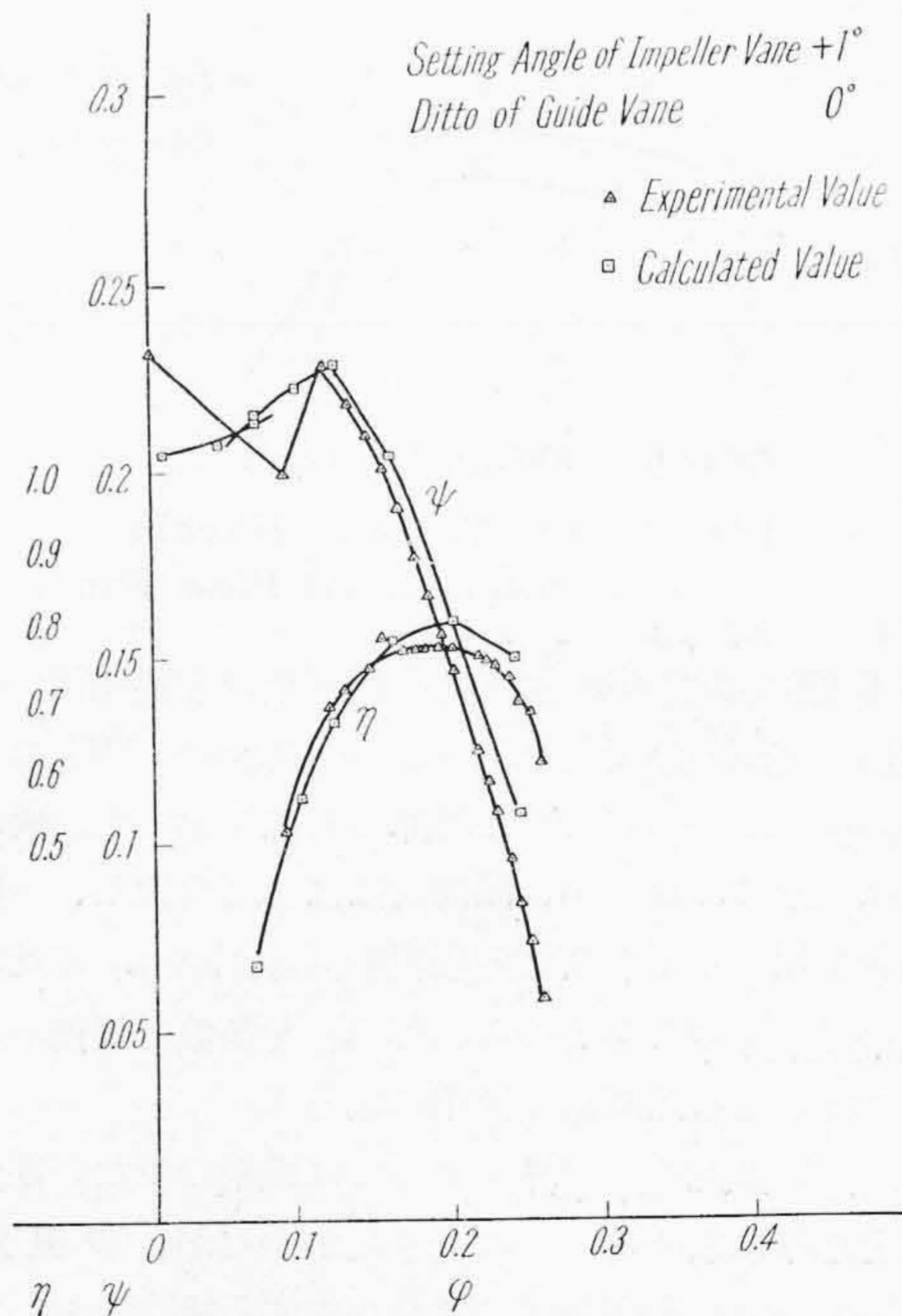
400mm 仕込送風機に対する C_a 等も同様の考え方により推定した。

λ_s は両送風機共に 0.30 と仮定した。

(4) 実験と計算の比較

以上により計算した結果、Keller の送風機に対して第 4, 5 図を、400mm 仕込送風機に対して第 6 図を得た。

第 4 図、第 5 図によると計算は 2 次元のものであつてしかも幾何平均径だけを取つて考えたため、風量の少ない部分の風圧曲線は実験値と一致しなかつたが、サーチャング点の風量をほぼ正確に与え、かつてこれ以上の風量では風圧曲線はよく一致する。又効率曲線についてはサーチャング点は勿論、極小風圧部の近傍でも計算と実験がほぼ一致した。



第 4 図 Keller 3 号送風機性能 (第 1 例)
Fig. 4. Characteristic Curve of Keller No. 3 Fan (Example 1)

[IX] 結 言

軸流送風機の特性格線につき(2次元の)理論的考察を行いこれを実験と比較した。

内容を要約すれば

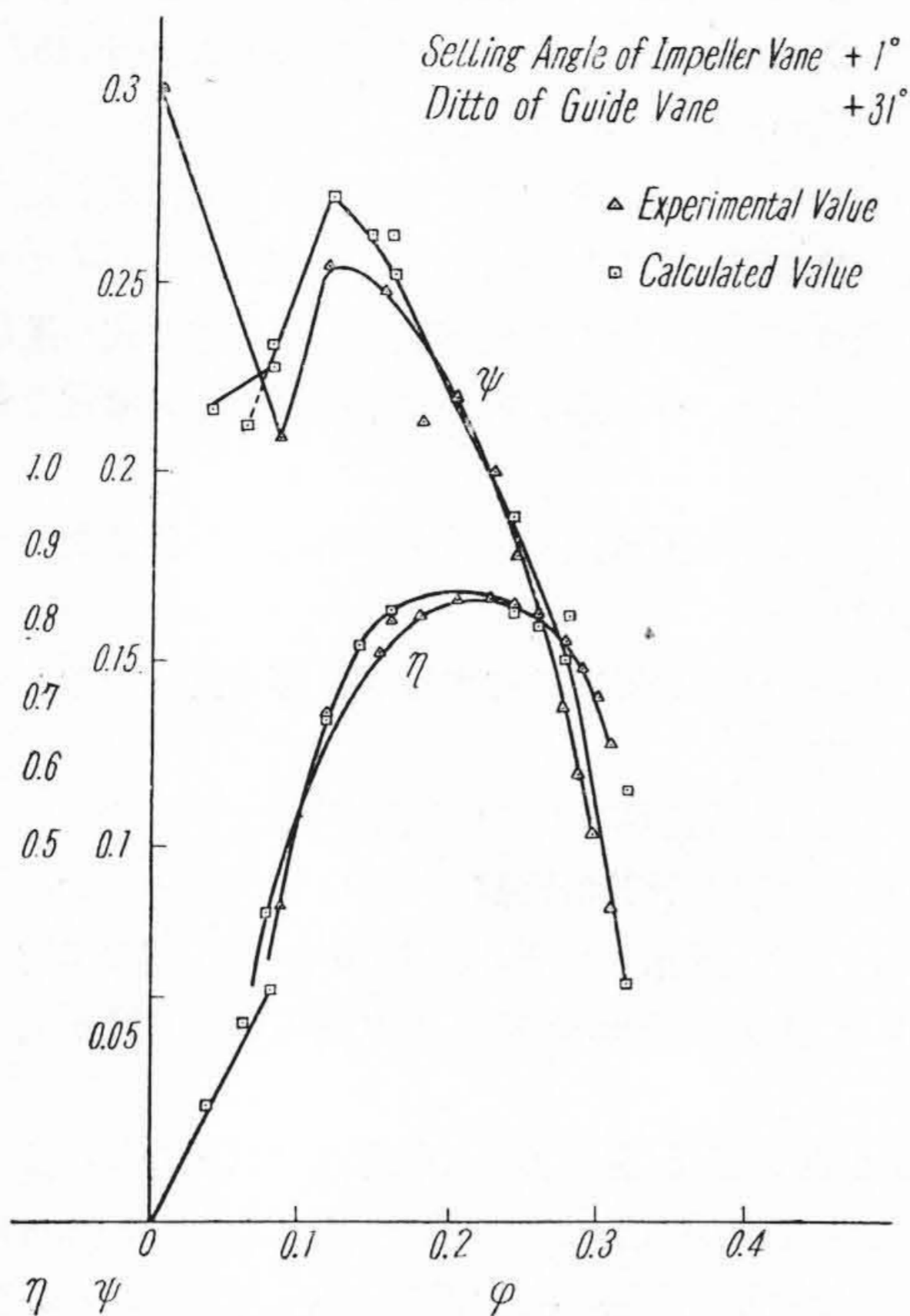
- (i) 軸流送風機的全風量範囲にわたる、風圧と効率の計算を行なつた。
- (ii) 羽根車、根内羽根からの流出角の式も導き、上記の計算を多段送風機に適用する場合の便をはかつた。
- (iii) 節弦比の小さい案内羽根に対する風圧係数の略算式を示した。
- (iv) 本文の計算を羽根車内外径の幾何平均において適用し実験と比較した結果、サーヂング風量以上ではよく一致した。
- (v) この計算ではサーヂング点以下の風量では風圧を十分に表わし得なかつたが、効率はほぼ一致した。この計算は3次元的效果を考える場合の1つの基礎になるものと思われる。
- (vi) 本文の計算法は、揚力係数の直線部分(ここでは正弦として扱つた)に対する圧力係数の算出が比較的簡単であるため、可変ピッチ式送風機の各羽根角度に対する特性格線の差異を比較するにも便である。

といわれよう。

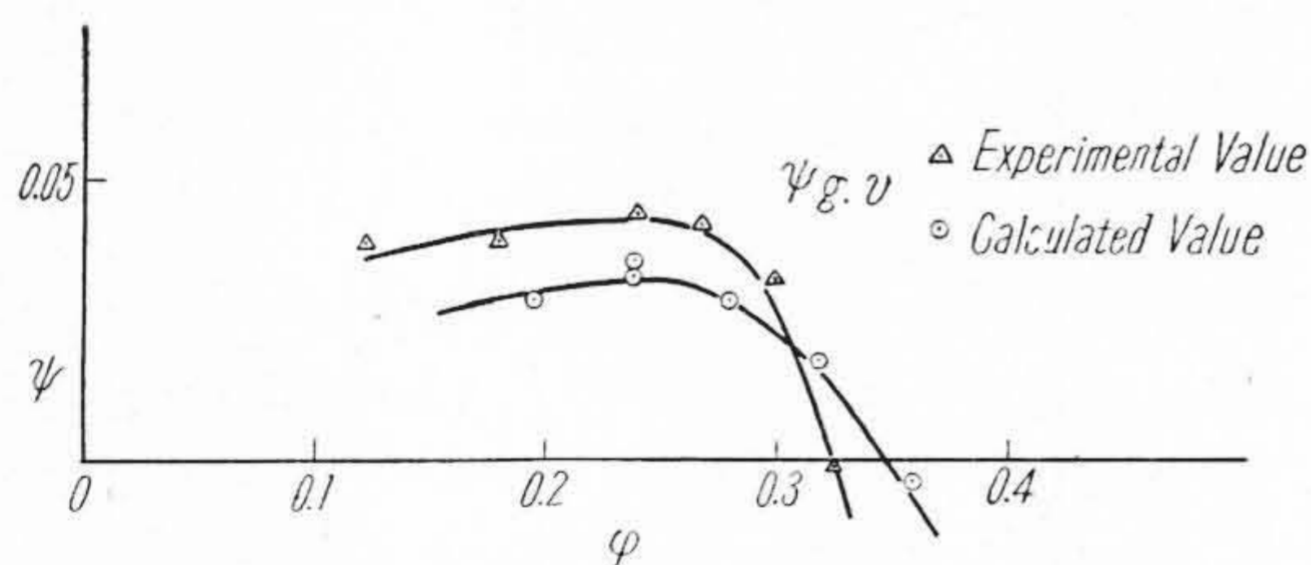
終りに、本研究に対し御懇篤な御指導、御教示を賜つた東京大学の宮津教授に対し衷心から御礼申上げる。

参 考 文 献

- (1) 南：機論文集(昭17)第8巻、III部 32~36頁
- (2) 藤井：日立製作所社内報告(昭25)
- (3) 沼知、淵沢：機論文集(昭25)第15巻51号 44~45頁
- (4) 沼知：機誌(昭3)第31巻136号 530~583頁
- (5) Ergebnisse d. A.V. g. Göttingen 第4集(1932年)
- (6) 同上第3集(1927年)
- (7) 文献(5)に同じ
- (8) 同上
- (9) 文献(6)に同じ
- (10) 文献(1)に同じ
- (11) 文献(2)に同じ
- (12) 下山 機論文集(昭11)第2巻6号. 31~38頁
- (13) Keller, The theory & performance of axial flow fans (1937年)
- (14) 森田、軸流送風機および風車の特性に関する研究(未印刷)
- (15) 文献(5)第1集(1921年)
- (16) 下山 機論文集(昭12)



第5図 Keller 3号送風機のパ性能(第2例)
Fig. 5. Characteristics Curve of Keller No. 3 Fan (Example 2)



第6図 400mm 送風機のパpsi_gv
Fig. 6. psi_gv Value of Hitachi 400mm Axial Flow Fan

第6図に400mm送風機の円弧型の羽根を用いた案内羽根の有無の差すなわちpsi_gvを実験値と[V]の方法で $\zeta_1=1.0$ $\zeta_2=0.5$ として計算した値を示した。両者の一致は十分ではないが、傾向的には一応合致し、一般に円弧翼を用いるような案内羽根のpsi_gvはpsi_impと比較すれば小さいものであるから、 ζ_1 , ζ_2 を多数の実例から決定すれば、この略算法も実用になる。

この(2次元の)計算によつては風量の少ない部分の風圧を正確に求めることはできなかつたが、少風量で(遠心力により)半径方向の流れが生ずる場合においても風圧の大部分は2次元流れによるものであつて、遠心力による風圧上昇は比較的少ない事が推定できよう。