高比速度斜流羽根車の設計うず形式*

鎌田 好久**, 山口 住夫**
佐々木 一人**, 井上 雅弘***Vortex Design of a Diagonal Flow Impeller
with High Specific Speedby Yoshihisa KAMADA, Sumio YAMAGUCHI
Kazuto SASAKI, and Masahiro INOUE

The "vortex design" method applied to an axial flow compressor stage has been extended to a diagonal flow impeller with high specific speed. For a given type of vortex flow, the through flow problem is solved by the streamline curvature method, and a blade element is determined on the basis of this solution. However, for any vortex type except free vortex, an exit flow condition changes due to a secondary flow induced by vortices shed from the trailing edges. The given vortex type can be obtained by correcting this effect with a so-called secondary flow theory. The validity of this method has been examined in experiments for three kinds of vortex flow: free vortex type and constant tangential velocity types with or without correction of the secondary flow effect.

Key Words: Fluid Machine, Turbomachine, Diagonal Flow Fan, Vortex Design, Secondary Flow

1. 緒 言

動力プラントや化学プラントで使用される大形送風機の高効率化を図るためには、設計仕様に応じて最適な形式を選択することが重要であり、製作技術の進歩により従来遠心送風機が用いられた中程度の比速度の領域にスクロールを有する斜流送風機が進出しつつある。一方軸流送風機が使用される領域において、騒音対策による周速度の制限と配管中の公害対策用補機の設置が余儀なくされ、高流量と高効率を保持しつつ送風圧力を増加させるには、羽根車のみ斜流式で出入口の流れは軸流式の斜流送風機の使用が望ましい。

著者らはこの観点から軸流送風機の延長として後置静翼を有する高負荷の翼形斜流送風機の研究を開始し、その翼素選定法を提案した⁽¹⁾。しかしオフ・デザイン性能も含めて高性能の翼形斜流送風機を開発するには、ハブからシュラウドまでのいわゆる子午面流れを制御する必要がある。本研究では、軸流羽根車で使用される設計うず形式(フローパターン)を高比速度の斜流羽根車に拡張する試みを行い、流出旋回速度一定

のうず形式の羽根車を試作して、その妥当性を確かめた。

2. 羽根車の設計法

2.1 子午面流れの決定法 本設計法では羽根車および後置静翼前後の条件を与えるので、子午面流れの計算には翼列を含まないダクト領域における準直交線(q 線)上の平衡条件式⁽²⁾を用いる。すなわち

$$\frac{dc_m^2}{dq} + A(q)c_m^2 = B(q) \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$A(q) = 2 \left(\frac{\cos \varepsilon}{r_m} - \frac{\sin \varepsilon}{c_m} \frac{\partial c_m}{\partial m} \right) + \frac{1}{Q^*} \frac{dQ^*}{dq} \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$B(q) = 2 \left\{ \frac{1}{Q^*} \frac{d(HQ^*)}{dq} - \frac{c_\theta}{r} \frac{d(rc_\theta)}{dq} \right\} + \frac{c_\theta^2}{Q^*} \frac{dQ^*}{dq} \quad \dots\dots\dots (3)$$

ここに、図1を参照して、 c_m : メリディアン速度、 q : 準直交線に沿う座標、 ε : 子午面流線の法線と q 線のなす角、 r_m : 子午面流線の曲率、 m : 子午面流線方向の座標、 H : オイラーの比仕事、 c_θ : 絶対速度の旋回速度成分、 r : 半径。また、 Q^* はエントロピー関数で、翼列前後の比 Q_2^*/Q_1^* と翼素の全圧損失係数 ζ_p の

* 昭和60年10月2日 第63期全国大会講演会において講演、原稿受付 昭和60年3月1日。

** 正員、福岡大学工学部 (〒814-01 福岡市城南区七隈8-19)。

*** 正員、九州大学工学部 (〒812 福岡市東区箱崎町)。

間に次の関係がある⁽³⁾。

$$\frac{Q_2^*}{Q_1^*} = \left[1 - \frac{\kappa}{2} M_1^2 \zeta_p / \left\{ 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \right. \right. \\ \left. \left. \times (M_1^2 - M_u^2)^{\kappa/(\kappa-1)} \right\} \right]^{(\kappa-1)/\kappa} \dots\dots\dots (4)$$

ここに、 κ ：比熱比、 M_1 ：相対流入マッハ数、 M_u ：周速マッハ数。また ζ_p は、子午面流れ計算によって翼列入口（添字 1）および出口（添字 2）の速度三角形が決めれば、次式により計算できる⁽⁴⁾。

$$\zeta_p = \frac{0.08}{1 - 1.17 \ln(D_{eq})} \frac{\sigma}{\cos \beta_2} \left(\frac{r_1 b_1 \cos \beta_1}{r_2 b_2 \cos \beta_2} \right)^2 \\ \dots\dots\dots (5)$$

$$D_{eq} = \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \frac{c_{m1}}{c_{m2}} \left[1.12 + 0.61 \frac{\cos^2 \beta_1}{\sigma} \right. \\ \left. \times \left\{ \tan \beta_1 - \frac{r_2}{r_1} \frac{c_{m2}}{c_{m1}} \tan \beta_2 - \frac{r_1 \omega}{c_{m1}} \left(1 - \frac{r_2^2}{r_1^2} \right) \right\} \right] \\ \dots\dots\dots (6)$$

ここに、 β ：相対流れと軸方向のなす角、 b ：回転流面の厚さ、 σ ：ソリディティ、 ω ：回転角速度。

設計時に与えられる流量 G と羽根車のオイラー仕事 $\bar{H}$ は、それぞれ

$$G = 2\pi \int_{q_h}^{q_c} \rho r c_m \cos \varepsilon dq \dots\dots\dots (7)$$

$$\bar{H} = \frac{2\pi}{G} \int_{q_h}^{q_c} \rho r c_m H \cos \varepsilon dq \dots\dots\dots (8)$$

ここに、 ρ ：密度、 q_c および q_h ：ケーシングおよびハブにおける q の値。羽根車および後置静翼の前後に設けた複数の q 線上において式(7)および(8)を満足するように、流線曲率法を用いて式(1)を解けば子午面流れが得られる。

しかし、設計うず形式が自由うず形式でない場合には羽根車後縁から流出する随伴うずにより翼の循環が変化するので、所要のうず形式を実現するためには流出随伴うずによる二次流れを考慮して c_θ の分布を補正する必要がある。従来斜流羽根車に対して二次流れの理論が適用された例はないが、文献(5)によれば平均流面が傾斜している場合にも軸流羽根車に用いられ

る理論が拡張適用できる。したがって本研究ではこの方法に従って二次流れの影響を補正した羽根車を試作し、上記理論の妥当性も併せて検討する。設計流れにおいては羽根車出口断面の二次うずは次式で表される⁽⁶⁾。

$$\Delta \zeta_{s2} = \frac{N}{2\pi r_2 \cos \beta_2} \left\{ \zeta_{r1} w_1 \frac{b_1}{b_2} \int \frac{ds}{w} - \frac{1}{\cos \varepsilon} \frac{d\Gamma}{dq} \right\} \\ \dots\dots\dots (9)$$

ここに、 N ：翼枚数、 ζ_{r1} ：羽根車入口の回転流面上で相対流れに垂直なうず度成分、 w_1 ：相対流入速度、 s ：回転流面上で翼面に沿う線素、 w ：翼面の流速、 Γ ：翼の循環。上式の二次うずを羽根車出口断面に分布させ、ハブ、ケーシングおよび翼後縁における境界条件を考慮して二次流れの流れ関数に対するポアソン方程式を解けば、二次流れによる c_θ の変化量 Δc_θ が得られる。設計問題においては Δc_θ を含む旋回速度分布が所要のうず形式になるようにする。

2・2 回転流面上の翼素選定⁽¹⁾ 子午面流れ線が決定すると、これを回転軸の周りに回転して得られる回転流面上で翼素を決定する。この際直線翼列資料を使用するために $dX/dm = r^*/r$ 、 $dY/d\theta = -r^*$ （ここに r^* は基準半径）なる写像関数を用いて二次元の XY 面に写像する。写像面上の相対速度の X, Y 方向成分は

$$W_x = \left(\frac{r}{r^*} \right) c_m, \quad W_y = -\frac{r}{r^*} (c_\theta - r\omega) \dots\dots (10)$$

となり、これから得られる翼列前後の速度三角形を用いて翼列を選定する。しかし流面傾斜や流面厚さの変化がある場合、この翼列は所要の設計性能を満足しないので、ポテンシャル理論を用いて流面傾斜および流面厚さの変化による影響を求め、所要の性能を満たすように翼列形状を補正し、しかる後に上述の写像関数を用いて物理面の形状に逆変換する。以上の詳細については文献(1)を参照されたい。

図 1 座標の説明

表 1 供試送風機の設計諸元

Flow coefficient	$\phi = 0.4$ ($Q = 82.9 \text{ m}^3/\text{min}$)
Pressure coeff.	$\psi = 0.7$ ($P_t = 1.497 \text{ KPa}$)
Speed of rotation	$n = 3000 \text{ rpm}$
Specific speed	$n_s = 723$ ($m, \text{ m}^3/\text{min}, \text{ rpm}$)
Hydraulic eff.	$\eta = 0.85$
Tip diameter	$D_t = 380 \text{ mm}$
Hub-tip ratio	$v = 0.7$ (at rotor exit)
Blade profile	NACA 65 series
Number of blade	Rotor 12 : Stator 13
Blade thickness	Rotor 10% ~ 6% : Stator 10%
Hub inclination	40°
Casing inclination	25°

3. 試作送風機の概要

上記の設計法に基づいて、自由うず形式の羽根車 (F4), 流出旋回速度一定のうず形式で流出随伴うずを考慮しない羽根車 (F5) および流出随伴うずの影響を補正した羽根車 (F6) を試作し、性能試験および内部流動の計測を行って設計法の検討を行った。

試作機の設計諸元を表1に、子午面形状を図2に示す。単段軸流式では設計困難な領域で大形送風機に要求される仕様を考慮し、流量係数 ϕ および圧力係数 ψ (いずれも定義式は後述) はそれぞれ0.4および0.7とした。また大形機を製作する場合のことを考慮して羽根車部のハブおよびケーシングは円すい面、後置静翼部は円筒形とし、強度上の観点から動翼の積重ね中心は径方向とした。したがって子午面流れ計算に用いる q 線は、図2の①～⑦のようにすべて径方向とした ($q=r$)。 q 線上の条件については、羽根車前方の①および②で $c_\theta=0$, $H=0$, 羽根車後方の④でそれぞれのうず形式に相当する c_θ と H の分布、静翼後方の⑥および⑦で $c_\theta=0$, H は④と同じ子午面流線上の値とした。また流線曲率法の精度を上げるため動翼および静翼の積重ね中心に q 線③および⑤を設けたが、この線はほぼ翼面上にあるので q 線に沿う平衡条件に翼力の及ぼす影響は小さく、近似的に式(1)が適用できる。そこで③においては H は各翼素の比仕事の1/2になると仮定し、⑤においては静翼の子午面翼幅に対する比例配分で c_θ の分布を与えた。さらに旋回速度一定のうず形式の場合 $d\Gamma/dr_2=(2\pi/N)c_{\theta 2}$ であるので、羽根車出口の二次流れの流れ関数 Ψ' に対するポアソン方程式は⁽⁴⁾

$$\nabla^2 \Psi' = c_{\theta 2} / (r_2 \cos^2 \beta_2)$$

となり、上式を解いて二次流れによる $c_{\theta 2}$ の変化量を計算した。なお、以上の方法により求めたハブおよびケーシング面の子午面流線と実際の境界とのずれを図

2に破線で示す。

翼素選定に関しては、動翼が回転流面に対して後退角を有するのでスweepの影響を考慮して、2・2節の写像関数は $dX/dz=r^*/r$, $dY/d\theta=-r^*$ (ここに z : 回転軸方向の座標) とし、式(10)の第1式の代わりに $W_x=(r/r^*)c_x$ (ここに c_x : 絶対速度の軸方向成分) を使用した⁽¹⁾⁽³⁾。写像面上の翼素選定にはNACA 65系統圧縮機翼列のカーペット線図を使用した。

図3に本設計法により計算した羽根車後方における $c_{\theta 2}$ と $c_{z 2}$ の分布を示している。自由うず形式(羽根車F4)の場合、軸流式と異なり $c_{z 2}$ 分布は一樣にならず、ケーシング側で軸流速度が減少する。これは軸方向に曲げられる子午面流線の曲率の影響による。 $c_{\theta 2}=$ 一定のうず形式の場合には $c_{z 2}$ は図の太線のようにハブ面近くを除いて一樣な分布に近くなる。羽根車F5は太線の分布に対応する速度三角形を基準に翼素を選定する。しかし流出随伴うずによる二次流れを計算して $c_{\theta 2}$ の変化量 $\Delta c_{\theta 2}$ を見積もると、図の点線に示すように自由うず形式の分布に近づく。したがって二次流れによる $\Delta c_{\theta 2}$ の補正を行った後に $c_{\theta 2}=$ 一定のうず

図3 羽根車後方(断面Ⅳ)の設計速度分布

図2 供試送風機の子午面形状

図4 羽根車の反りとスタガ角の分布

形式を実現するためには、補正前の $c_{\theta 2}$ を図の一点鎖線の分布で与えなければならない。この $c_{\theta 2}$ 分布に対応する速度三角形に基づいて翼素を選定した羽根車が F6 で、二次流れの影響を補正すると図の二点鎖線の分布が得られる。

図4に3種の羽根車の翼素の反り c_{10} およびスタック角 γ の分布を示す。流出旋回速度一定のうず形式を採用すると自由うず形式に比べて羽根のねじれは小さくなり、強度および製作上有利である。

なお、流線曲率法によれば羽根車前方の境界子午面流線は図2の点線に示ようになるが、供試送風機のケーシングおよびハブは製作上実線で近似してある。また羽根車の先端すきまは 0.8 mm とした。

4. 実験結果と考察

4.1 実験方法 試作送風機の性能試験は JIS B 8330 に従って行った。送風機の圧力上昇については、あらかじめ羽根車と後置静翼を除いた試験管路の圧力損失を計測して、それを測定圧力に加えて動・静翼のみの全圧上昇 ΔP を求めた。また軸動力 L は軸受などの機械損失を差し引いて求めた。流量、圧力上昇、軸動力および効率の無次元表示は次の定義式に従った。

$$\text{流量係数: } \phi = Q / \left\{ \frac{\pi}{4} D^2 (1 - \nu^2) U_t \right\}$$

$$\text{圧力係数: } \psi = \Delta P / \left(\frac{1}{2} \rho U_t^2 \right)$$

$$\text{軸動力係数: } \lambda = L / \left\{ \frac{\pi}{8} \rho D^2 (1 - \nu^2) U_t^3 \right\}$$

図5 送風機特性の比較

$$\text{効率: } \eta = \phi \psi / \lambda$$

ここに、 Q : 体積流量、 D : 羽根車直径、 ν : ハブ比、 U_t : 羽根車先端の周速。

さらに羽根車前後および静翼後方の流動状態を調べるため、図2の q 線⑩、⑪および⑫に沿って5孔ピトー管のトラバースを行った。

4.2 送風機特性 羽根車 F4、F5 および F6 の後置静翼を含む段落特性を図5に示す。いずれもほぼ設計点の圧力係数を満足しており、本設計法の妥当性が示されている。圧力特性については自由うず形式の F4 のほうが $c_{\theta 2}$ = 一定の F6 よりも大流量域における圧力低下が小さく、F5 はその中間の特性を示す。一方小流量域では F4 に比べ、F5 および F6 の失速点が若干少流量側へ移動する。

軸動力係数については大流量域でうず形式による差が顕著になる。すなわち、自由うず形式の場合流量が増加するにつれて軸動力係数が増加するのにに対し、 c_{θ} = 一定の場合にはリミットロード特性を示している。この理由については4.4節で述べる。

効率はいずれも設計流量付近で平坦な特性を示し、90%程度であった。

4.3 羽根車前方の流れ 羽根車前方の断面⑪で、測定した軸流速度 c_{z1} の分布を F4 と F6 について図6に示す。いずれも設計流量 ($\phi = 0.4$) 近傍で設計速度分布と一致する。また $\phi = 0.3$ 以上では流量の変化に応じて速度分布はほぼ相似形に変化するが、ケーシング近傍で c_{z1} が低下する領域は F4 のほうがやや広い。失速点付近の流量ではいずれもケーシング近傍の

図6 羽根車前方の軸流速度分布

図 7 羽根車後方における軸流速度、旋回速度および流出角の分布

流量の減少が著しく、翼先端から失速がはじまることがうかがえる。

4.4 羽根車後方の流れ 図 7(a)～(c)に3種の羽根車の、後方断面Ⅳにおける軸流速度 c_{z2} 、旋回速度 $c_{\theta 2}$ および相対流出角 β_2 の分布を示す。

まず、設計流量付近の分布 (○印) について考察する。F4 および F6 の β_2 分布は設計値とよく一致しているが、F5 の β_2 分布は設計値 (一点鎖線) から自由うず形式の分布 (破線) に近づく傾向にあり、二次流れの補正を行った二点鎖線の分布に一致する。このことから軸流羽根車の設計に用いられるうず形式は斜流羽根車にも適用できること、および自由うず形式以外の羽根車では流出随伴うずによる二次流れの補正が必要であることが分かる。

c_{z2} 分布はハブ側で設計値よりやや高くケーシング側で低くなる傾向にあり、流路中央では壁面境界層の影響により設計値より大きくなるが、F4 および F6 の場合設計値のこう配に近い。ハブ側の増速は羽根車後方で粘性の影響により流線がハブ面の曲率に追従しなかった結果と考えられ、ケーシング側の減速は翼先端すきまの影響と考えられる。後者については、F6 の c_{z2} 分布が最もケーシング近くまで設計値の傾向に近く、先端すきまの影響を受け難い。

$c_{\theta 2}$ 分布はケーシング側では翼先端すきまの影響により設計値より著しく大きく、中央からハブにかけては c_{z2} の増加に応じて設計値より若干小さくなるが

図 8 β , c_z , c_θ の増減関係の説明

(図 8 の一点鎖線参照)、分布の傾向はいずれも設計値と一致する。なお F5 については β_2 および c_{z2} のこう配は設計値と異なるが $c_{\theta 2}$ 分布では両者の違いが相殺される。

次に設計点以外の分布について考察する。流量が増加すると平衡条件により子午面流線の傾斜角は設計値より小さくなり、 c_{z2} 分布はハブ側で大きくなる。ところで、図 4 に示すように F4 の羽根車はハブ側に近づくほど翼の反りが大きくスタック角が小さいので、子午面流線の傾斜に対応して回転流面上の翼形が変化して転向角が大きくなる。しかし F6 では子午面流線の傾斜の変化による翼形の変化は小さい。このため大流量域で F4 の β_2 の減少量は F6 の減少量よりも大きく、 $c_{\theta 2}$ の減少量は小さい (図 8 の破線参照)。このことは、例えば $\phi=0.55\sim0.56$ において、図 7(a) の △印と図 7(b) の ◇印を比較すれば明らかである。したが

図9 羽根車前方のケーシング形状および翼先端すきまが特性に及ぼす影響

って図5に示したようにF4では流量の増加とともに軸動力が増大するのに対し、F6ではリミットロード特性が得られ、大流量域における圧力係数もF4のほうが大きくなる。

一方設計点より小流量側では、翼面境界層の増大により流出角は大きくなり、流量が減少しても c_{a2} はそれほど増大しないので、圧力-流量特性のこう配は小さくなる。

4.5 ケーシング形状および翼先端すきまの影響

図6および図7で示したように、ケーシング近傍で c_x 分布が設計値からはずれる領域はF4のほうがF6より大きい。この現象は羽根車前方のケーシングの角および翼先端すきまの影響と考えられるので、ケーシング前方を設計計算における子午面流線に合わせて図2の点線のように製作し、翼先端すきまを0.4mmに調節してF4およびF6の羽根車について性能試験を行った。この送風機をそれぞれF4BおよびF6Bと呼ぶことにする。またF4についてはケーシングはそのままとし翼先端すきまのみを0.4mmに調節して再試験を行った。

図9にこれらの送風機特性の比較を示す。図中の○印はF4で翼先端すきまのみを0.4mmにした場合の特性である。図よりF4では上流のケーシングの角の影響はほとんどなく、翼先端すきまが小さくなると、失速点の流量が減少しF6の場合とほぼ同程度になることがわかる。これに対しF6Bの失速点はF6とほ

んど変わらず、特性はほとんど改善されない。このことは内部流動の測定結果によっても確かめられ、F4Bではケーシング付近で c_x 分布が設計値からはずれる領域はF6と同程度であったが、F6Bの場合にはあまり変化がなかった(図略)。

このことから次のことがいえる。本設計仕様においては、翼先端の負荷が大きい c_{a2} = 一定のうず形式を採用しても自由うず形式の場合と比較して低流量域特性を改善することはできない。しかし自由うず形式の場合には翼先端すきまを0.4mmから0.8mmにするだけで小流量の性能が劣化するが、翼先端負荷形の場合には性能は劣化せず、製作上実用的である。またケーシング前方の若干の形状の差異は特性にはあまり影響しない。

5. 結 論

流線曲率法と翼列資料を用いて、任意のうず形式の斜流羽根車を設計する方法を提案し、流量係数0.4、圧力係数0.7の斜流送風機を自由うず形式および旋回速度一定のうず形式で設計試作して性能試験および内部流動の計測を行い、次の結論を得た。

(1) 著者らが提案した流線曲率法と翼列資料による翼素選定法によれば、自由うず形、旋回速度一定形のいずれの場合も設計点を満足し高効率の高負荷翼形斜流送風機を設計することができる。

(2) 斜流羽根車の場合にも、軸流羽根車における二次流れの理論により流出随伴うずの影響を評価できる。

(3) 旋回速度一定のうず形式を用いると次の利点がある。

(i) 翼の反りやねじれの小さい翼形状を得ることができ、翼の製作上好都合である。

(ii) 動翼先端すきまが羽根車性能に及ぼす影響が小さくなる。

(iii) リミットロードの特性が得られる。

文 献

- (1) Inoue, M. ほか3名, *Proc. of 10th Sym. IAHR*, 1 (1980), 403.
- (2) Novak, R. A. and Hearsey, R. M., *Trans. ASME, Ser. I*, 99-1 (1977), 154.
- (3) 鎌田ほか3名, *ターボ機械*, 9-4 (昭56), 195.
- (4) Klapproth, J. F., *Trans. ASME, Ser. D*, 81-3 (1959), 398.
- (5) 井上・九郎丸, *機論*, 48-435 B (昭57), 2171.
- (6) 井上・九郎丸, *ターボ機械*, 9-7 (昭56), 421.

討 論

〔質問〕 山口 信 行

〔三菱重工業(株)高砂研究所〕

丁寧な設計と研究結果は実用上も参考になる。

(1) 最高効率が渦設計によってかなり異なっている(図5)が、これは渦パターンの優劣を示すものと考えてよいか。

(2) 図7において動翼先端付近で c_{x2} が低下し、 $c_{\theta 2}$ が増加している。本文中では翼端すきま流れの影響と説明されているが、先端翼素が失速に近づいているのではないか。

(3) 出口案内翼はF4,F5,F6各々に対してマッチした Blading を使われているか、あるいは同一のものか。

〔回答〕 (1) 図5は、先端すきま0.8mmでの値を示している。一方図9において先端すきま0.4mmの場合の効率と比較すると、F4とF6はほとんど同じ値となっている。すなわち、先端すきまの影響を受けやすいF4では漏れ渦が大きく形成されて損失が増加したのではないかと見られる。先端すきまの影響により効率が低下しやすいという意味で、渦形式による優劣と考えることもできる。

(2) 式(6)による試作機の動翼前後の D_{eq} 分布を付図1に示す。渦形式によって、傾向は異なるが、高々1.6程度である。本機のケーシング子午面形状は計算流線の曲率とは一致せず、動翼出口で角を有するために実際の流れがケーシング側で遅く、はく離しやすいとも考えられる。しかし、計算流線に完全に一致するケーシング形状を有する別の実験(付1)においても、設計流量で C_{m2} が先端で低下し、動翼後方で測定

付図1 動翼の設計 D_{eq}

した相対流れ場の損失分布は、漏れ渦特有の分布となったことから、本実験の場合も漏れ渦による可能性が強い。

(3) 静翼は各羽根車でそれぞれ設計した。ただし、F5とF6で設計流れは同一であるので静翼も同一形状である。しかし、実際の流出流れが二次渦のため設計流れと大きく異なるF5では、静翼は流れにマッチしていない。

(付1) Inoue, M., ほか5名, *Proc. China-Jp. Joint Conf. Hydraul. Mach. Equip.*, (1984-10), 21.