ターボ分子ポンプの排気特性に関する研究*
(第1報, 有限翼高翼列の排気特性)関 屋 慎^{*1}, 木藤良 善 久^{*1}Study of The Performance of Turbomolecular Pumps
(1st Report, The Performance of Finite-Height Blades)

Shin SEKIYA and Yoshihisa KITORA

It is important to calculate accurately the pumping performance of the turbomolecular pump for the purpose of optimising the blade design. In this paper, the pumping performance of the finite-height blade with tip clearance is calculated accurately by the Monte Carlo method in the molecular flow range. To simplify this calculation, velocity components of molecules are given by random numbers. The influence of the two parameters, blade height ratio and tip clearance ratio, is investigated in several blades which are selected as optimum combinations of blade pitch ratio and blade angle. Consequently, the influence of these parameters on the maximum compression ratio is notable on the blade which has small blade pitch ratio and small blade angle. Finally, the results calculated by the present method agree well with the experimental results.

Key Words: Fluid Machine, Vacuum Pump, Turbomolecular Pump, Monte Carlo Method, Rarefied Gas Flow

1. 結 言

半導体分野を中心とした先端技術分野において, 近年クライオポンプや油拡散ポンプにかわって連続排気が可能なターボ分子ポンプ(以下TMPと表す)が利用されている。TMPに関する最近の傾向として, 高压側翼をねじ溝ポンプに近い形状まで翼高さを短くしてより高压域まで高い排気特性を得る試みがなされている。このような翼においては, 特に翼高さや翼端すきまが排気特性に大きく影響すると考えられる。分子流領域におけるTMPの排気特性に関してはいくつかの理論的研究^{(1)~(6)}がなされており, 無限翼高翼列⁽¹⁾⁽²⁾および有限翼高翼列^{(2)~(6)}についてモンテカルロ法や積分法などの手法による解析が実施されている。このうち, 翼端すきまの影響を考慮した排気特性については, Dabiri⁽³⁾やYang⁽⁶⁾らが翼端すきま部を翼部と分離し, 翼端すきま部の排気特性を翼部(有限翼高翼列)の計算結果に補正項として加える方法によって解析を行っている。しかしこの方法は近似的な手法であるため, 最適な翼設計を行う上で精度的に十分なものであると

は言いがたい。

このため本研究では, 翼端すきまを有する有限翼高翼列の分子流領域における排気特性について, モンテカルロ法を用いた高精度な解析を実施した。複雑な形状を対象とするため, 分子流領域ではあるが分子運動速度を乱数で与えることによって分子と翼およびハウジング内壁面などとの衝突の扱いを単純化した。ここでは, 翼高さ比および翼端すきま比などの形状パラメータの排気特性に及ぼす影響について, 本解析方法によって調べた結果を述べ, さらに翼端すきま比の影響についてはこれを実験的に調べた結果と比較する。

2. 記 号

a : 分子の最大確率速度
 b : 翼長
 C_0 : 比速度 $= V/a$
 h : 翼高さ
 K : 圧縮比
 $K_{\max}$: 最大圧縮比
 M : 通過確率
 N : 分子のサンプル数
 p_a : 吐出側圧力
 p_s : 吸込側圧力

* 平成元年11月7日 流体工学部門講演会において講演, 原稿受付 平成元年4月23日。

^{*1} 正員, 三菱電機(株)中央研究所 (〒661 尼崎市塚本町8-1-1)。

r : 0~1 の一様乱数
 S_0 : 翼間ピッチ比 $=s/b$
 S_h : 翼高さ比 $=h/b$
 S_δ : 翼端すきま比 $=\delta/h$
 s : 翼間ピッチ
 W : 排気速度効率
 $W_{\max}$: 最大排気速度効率
 x : 軸方向
 y : 翼列方向
 z : 翼高さ方向
 α : 翼角度
 δ : 翼端すきま

3. 解 析

3・1 解析方法 TMPの排気特性は、最大圧縮比 $K_{\max}$ および最大排気速度効率 $W_{\max}$ によって表現される。分子間衝突がなく等温であると仮定すると、これらは吸込側から吐出側への通過確率 M_s と吐出側から吸込側への通過確率 M_d を用いて

$$K_{\max} = \frac{M_s}{M_d} \dots\dots\dots (1)$$

$$W_{\max} = M_s - M_d \dots\dots\dots (2)$$

と表される。したがって M_s , M_d を求めれば $K_{\max}$ および $W_{\max}$ が得られる。図1に翼端すきまを考慮した有限翼高翼列解析モデルを示す。図中、括弧内の記号は翼諸元を b , 翼列移動速度 V を a で除して無次元化している。以下の解析では、長さは b , 速度は a で無次元化して扱う。モンテカルロ法による分子と翼面などとの衝突の扱いを容易にするため、図に示すように各面に番号を付す。面1は吸込面、面2は吐出面、面3および面4は翼面、面5は翼付根面、面6はハウジング内壁面である。翼は平板翼で、気体中を翼列方向 (y の正方向) に速度 $-C_0$ で移動する。なお、本モデルでは C_0 は一定として扱う。面6は静止しており、翼と面6間にはすきま δ が存在する。モンテカルロ法では、 M_s は吸込面1よりある確率に基づいて流入させた分子個数 N のうち、最終的に吐出面2に流出する分子数の割合によって計算される。 M_d は翼形状の対称性から、 C_0 を $-C_0$ で置換したときの M_s と等しくなる。したがって、以下は M_s についてのみ考える。

座標を翼列に固定すれば、吸込側においては y 方向速度 C_0 の上にとったマックスウェルの速度分布が成り立つ。吸込側から翼内部に流入する分子の速度 $C(C_x, C_y, C_z)$ (ただし、 $C_x > 0$) の確率密度 $f_{in}(C)(a^3$ を乗じて無次元化) は

$$f_{in}(C) = \frac{2}{\pi} C_x \exp[-C_x^2 - (C_y - C_0)^2 - C_z^2] \dots\dots\dots (3)$$

と表される。式(3)より、逆変換法を用いて速度成分を乱数 r で表現すると

$$\left. \begin{aligned} C_x &= \sqrt{-\ln r} \\ C_y &= A \cos \theta + C_0 \\ C_z &= A \sin \theta \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (4)$$

となる⁽⁷⁾。ここで、 $A = \sqrt{-\ln r}$, $\theta = 2\pi r$ である。分子の初期位置は、分子が面1に一様に流入すると考える

$$\left. \begin{aligned} x &= 0 \\ y &= S_0 r \\ z &= S_h(1 + S_\delta) r \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (5)$$

で与えられる。

式(4)および式(5)によって初期運動が決定された分子は次にいずれかの面に到達する。面 i ($i=1 \sim 6$) の方程式は、平面の一般式より

$$F_{xi}x + F_{yi}y + F_{zi}z + F_{0i} = 0 \dots\dots\dots (6)$$

と表される。各面の係数 F_{xi} , F_{yi} , F_{zi} , F_{0i} の値は表1に示す。分子運動を直線的とし、分子の現在位置を (x_0, y_0, z_0) とすれば、面 i に到達するまでの無次元時間 t_i は

$$t_i = \frac{-(F_{xi}x_0 + F_{yi}y_0 + F_{zi}z_0 + F_{0i})}{F_{xi}C_x + F_{yi}C_y + F_{zi}C_z} \dots\dots\dots (7)$$

と表される。実際に到達するときの無次元時間 t_0 は式

図1 有限翼高翼列解析モデル

(7)より得られた各面に対応する t_i のうち正の最小値であり⁽⁸⁾、到達位置 (x_c, y_c, z_c) は

$$\beta_c = \beta_0 + C\beta t_0, (\beta = x, y, z) \dots\dots\dots (8)$$

で表される。以下、添字 i は省略する。式(8)で求めた到達位置での衝突、通過の判定は次のように行う。到達面が面1、面2のときは通過(計算終了)、面3、面4のときは $z_c < S_h$ のとき衝突、それ以外では隣の翼間に流入するため周期条件を適用、面5、面6では衝突とする。ここで周期条件は、図2に示すように y_c を $y_c \pm S_0$ で置換(面3は正、面4は負符号)し、到達面を面3と面4で相互に置き換えればよい。

衝突後の反射速度は、拡散反射則を仮定すると乱数によって次のように表される。

$$\left. \begin{aligned} C_x &= \sqrt{-\ln r} \\ C_y &= A \cos \theta \\ C_z &= A \sin \theta \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (9)$$

ここで (C_x, C_y, C_z) は、衝突面に固定した座標系 (x', y', z') (図3)における速度である。 C_x は衝突面に対して法線方向の成分であり、 $A = \sqrt{-\ln r}$ 、 $\theta = 2\pi r$ である。基本座標系 (x, y, z) の衝突面座標系 (x', y', z') に対する方向余弦を (l_x, l_y, l_z) 、 (m_x, m_y, m_z) 、 (n_x, n_y, n_z) とすると、

表1 各面の方程式の係数(添字 i は省略)

Plane	Fx	Fy	Fz	Fo
1	1	0	0	0
2	1	0	0	$-\sin \alpha$
3	$-\cot \alpha$	1	0	0
4	$-\cot \alpha$	1	0	$-S_0$
5	0	0	1	0
6	0	0	1	$-S_h(1+S_g)$

図2 周期条件(衝突点が面4にある場合)

$$C_j = C_x l_j + C_y m_j + C_z n_j, (j = x, y, z) \dots\dots\dots (10)$$

が成り立つ。なお、面6における C_y については、式(10)の右辺に C_0 を加えた式を用いる。 $y = y_c$ 面と衝突面との交線を y' 軸とすると、各方向余弦は式(6)および方向余弦間の関係式より

$$\left. \begin{aligned} l_j &= \xi F_j F_a^{-1}, \\ (j &= x, y, z) \\ m_x &= -F_z F_b^{-1} \\ m_y &= 0 \\ m_z &= F_x F_b^{-1} \\ n_x &= \xi F_x F_y F_a^{-1} F_b^{-1} \\ n_y &= -\xi F_b F_a^{-1} \\ n_z &= \xi F_y F_z F_a^{-1} F_b^{-1} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (11)$$

と表される。ここで、 $F_a = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2}$ 、 $F_b = \sqrt{F_x^2 + F_z^2}$ である。 ξ は面3、面5で1、面4、面6で-1ととれば、翼間内部に向かう反射となる。以上の衝突・反射の計算を繰返し、分子が面1または面2から流出すれば次の分子の計算に移る。

モンテカルロ法によって計算される真の M の推定値 M' は統計上は二項分布に従うが、 N が十分大きければ正規分布で近似できる。そうすると、 M の計算誤差 $\varepsilon (= |1 - M/M'|)$ は

$$\varepsilon = k \sqrt{\frac{1 - M'}{NM'}} \dots\dots\dots (12)$$

となる。95%信頼区間では、 $k = 1.96$ である。式(12)より M が小さいほど ε は増大するが、本計算においては M が小さい場合でも $\varepsilon < 0.05$ は確保するように N を決定した。そうすると、 M_d が小さいときの計算誤差は $K_{\max}$ に対して約10%以下、 $W_{\max}$ に対して約5%以下となる。

3・2 解析結果 以上の解析手法を用いて、排気特性に及ぼす翼形状パラメータ S_h 、 S_g の影響について調べる。まず、 α および S_0 の最適な組合せを見出す

図3 衝突面座標系

ために、無限翼高翼列モデルでの解析を行う。無限翼高翼列モデルにおける計算は、3・1節の計算において面1~4のみを対象とし、分子速度および位置などの z 成分を省略してやればよい。なお方向余弦は、 $l_x = -m_y = \xi F_x / \sqrt{F_x^2 + F_y^2}$, $l_y = m_x = \xi F_y / \sqrt{F_x^2 + F_y^2}$ で与えられる。図4に S_0 を0.4~1.2, α を $10^\circ \sim 50^\circ$ と変化させたときの $K_{\max}$ と $W_{\max}$ の関係を示す。 C_0 は0.5である。 S_0 が小さいほど、また α が小さいほど $W_{\max}$ は小さく $K_{\max}$ は大きくなる傾向にある。ここで、 S_0 一定の曲線(一点鎖線)と α 一定の曲線(破線)の包絡線が α と S_0 の最適組合せ曲線(実線)となる。なお、 $C_0=1.0$ および0.2の場合についても同様の計算を行ったが、 C_0 が大きいほど同じ α に対する最適な S_0 は若干増加するものの、実用の範囲($C_0 < 1$)では図4の線図より選定してもほぼ問題ない。

以下に、図4より選定した特性の異なる3種類の翼(A翼: $S_0=1.0$, $\alpha=30^\circ$, B翼: $S_0=0.8$, $\alpha=20^\circ$, C翼: $S_0=0.4$, $\alpha=10^\circ$)について、 S_h および S_g の影響を調べる。計算は $C_0=0.5$ 一定で行う。図5および図6に、それぞれ $K_{\max}$ および $W_{\max}$ と S_h の関係を示す。 S_g は零であり、破線は無限翼高翼列モデル(二次元モデル)での計算値を示す。いずれの翼も $K_{\max}$ は S_h の減少とともに増加し、その増加割合も増大している。これはC翼において顕著である。一方、 S_h の $W_{\max}$ に対する影響は、 $K_{\max}$ と比べるといずれの翼についても小さく現れている。

図7および図8に、 $K_{\max}$ および $W_{\max}$ と S_g の関係

図4 S_0 と α の最適組合せ曲線
(無限翼高翼列モデルによる計算結果)

を S_h をパラメータとして示す。図より、 S_g の影響も S_h と同様 $W_{\max}$ よりも $K_{\max}$ のほうに大きく現れることがわかる。また、いずれの翼においても $K_{\max}$ および $W_{\max}$ は S_g の増加とともに減少するが、その減少割合は $K_{\max}$ に対してはC翼、 $W_{\max}$ に対してはA翼において大きくなっている。特にC翼については S_g が0.1程度に大きくなると $K_{\max}$ が他の翼よりも小さくなるまで低下するのに対し、 $W_{\max}$ は $S_g=0$ のときと比べてそれほど低下していない。

$C_0=1.0$ と0.2の場合についても S_h および S_g の排気特性に及ぼす影響について調べたが、上述と同様の傾向が得られた。ちなみに上記計算において要した分子個数は、最大で(C翼, $S_h=0.1$, $S_g=0$ における M_d の計算時)約400,000個(このとき $M_d=0.00391$)であった。

4. 実験

動翼の S_0 , α , S_h が小さい多段翼から構成されるTMPについて、動翼の δ を変えて $K_{\max}$ および $W_{\max}$ を調べる実験を行った。

図5 最大圧縮比に及ぼす S_h の影響

図6 最大排気速度効率に及ぼす S_h の影響

4.1 実験装置および方法 供試 TMP の翼配列を図9, 翼諸元を表2に示す。供試 TMP は動翼5段と静翼4段から構成される。動翼および静翼はそれぞれ同一形状であるが, 静翼の δ (δ_s とする) は 1 mm, 動翼の δ (δ_r とする) は 0.5, 1.0, 1.5 mm の3種類とした。なお, 動翼は前章で計算した C 翼に近い翼形状となっている。

図10に実験装置の構成を示す。供試 TMP は, 高周波モータによって 462.5 Hz で駆動される。供試 TMP の吸込側には JIS に準拠⁽⁹⁾した真空槽を設け, 吐出側には排気速度 650 L/min の油回転真空ポンプを配した。試験は種々の流量, 圧力条件で行うため, 吸込側および吐出側よりリーク弁を介して試験ガスを供給する。排気特性を調べるには, 吸込側圧力 p_s , 吐出側圧力 p_d およびエネルギー流量 Q (体積流量と圧力の積) を測定する必要があるが, 実験精度は特に真空計の測定精度に大きく依存する。本実験では高精度な圧力測定を目指すため, 0.1 Pa 以上の圧力は絶対圧を測定できるキャパシタンス形マノメータによって測定し, 0.1 Pa 以下の圧力についてはキャパシタンス形マノ

メータによって校正した電離真空計によって測定した。また, 流量測定にはビュレット法⁽⁹⁾を用いた。実験では K は p_d/p_s によって, W は

$$W = \frac{2\sqrt{\pi}Q}{p_s A_r} \dots\dots\dots (13)$$

により得られる。ここで A_r は動翼の流路断面積である。 $W_{\max}$ は, 種々の p_s において Q を測定し, K と W の直線的な関係を用いて $K=1$ のときの W を外挿すれば求められる。ただし, $K \ll K_{\max}$ であれば $W \approx W_{\max}$ とできるため, 試験ガスとして分子量の比較的大きい窒素ガスを用い, $W_{\max}$ を調べる試験を行う前に窒素ガスの $K_{\max}$ を測定しておくことにした。一方 $K_{\max}$ は, 吸込側リーク弁 (LV1) 閉時の圧力比より求められるが, このとき p_s が低すぎるとガス放出の影響が大きくなるため, 試験ガスとして分子量の小さいヘリウムガスを用いた。なお, 翼平均径における C_0 の値は, ガス温度 15°C においては窒素ガスに対して

表2 供試 TMP の翼諸元

	mm d	mm h	mm b	mm t	° α	mm δ
Rotor	120	5.5	69.7	1.4	9.5	δ_r 0.5, 1.0, 1.5
Stator			5.6	0.5	20	δ_s 1.0
	Number of blades		S_o	S_h	S_g	
Rotor	12		0.37	0.079	0.091, 0.18, 0.27	
Stator	60		0.96	0.98	0.18

図7 最大圧縮比に及ぼす S_g の影響 図8 最大排気速度効率に及ぼす S_g の影響

図9 供試 TMP の翼配列および主要記号

IG: Ionization gauge

CM: Capacitance manometer

図10 実験装置の構成

0.44, ヘリウムガスに対して0.17となっている。

4.2 実験結果 図11に $K_{\max}$ の p_d に対する測定結果(ヘリウムガスに対して)を示す。低圧側では $K_{\max}$ がほぼ一定であり、この領域が分子流領域であることを示している。 $K_{\max}$ に対して S_g の影響は顕著であり、また S_g が小さいほど分子流領域は高圧側に広がっている。実線は、本解析手法と直接重ね合わせ法⁽¹⁾(個々の単段翼列の特性から直接多段翼列としての特性を求める一般的な手法)とを用いて求めた計算値である。これは実験値より低めに見積もるものの、両者の差異は最大で30%程度である。なお、計算値は動翼の遠心力変形による S_g の減少を考慮している。変形量計算は有限要素法による構造解析プログラムNASTRANにより求め、その結果 δ の減少量は各翼で異なるが30~50 μm 程度となった。

次に $W_{\max}$ を調べるため、まず試験ガス(窒素ガス)の $K_{\max}$ を求めた。この結果を図12に示すが、ヘリウムガスと同様 S_g の影響は大きく現れている。 $\delta_r=0.5\text{mm}$ と 1.0mm の場合は、ガス放出の影響が大きく分子流領域における $K_{\max}$ を知ることはできないが、いずれも 10^3 以上と大きくなっている。

図13に $\delta_r=1.5\text{mm}$ における W - K 特性の測定結果を示す。測定は $p_d=0.5\text{Pa}$ (図12より明らかに分子流領域)として行った。測定値(黒丸印)はほぼ直線(実線)に乗っており、これから $W_{\max}=0.082$ が外挿できる。破線は計算値で、これは $W_{\max}$ を実験値より若干高めに見積もる。図14に、 $\delta_r=0.5\text{mm}$ と 1.0mm の場合において、吐出側リーク弁(LV2)を閉じたとき

の p_s に対する W の測定結果を示す。図中の数字は、いくつかの測定点における K の値を示す。いずれも低圧において W がほぼ一定(分子流領域)で、かつ $K \ll K_{\max}$ (図12より明らか)であるため、この領域では $W \approx W_{\max}$ として問題ない。破線は計算値で実験値より若干高めに見積もるが、その差異は最大10%程度である。以上の結果から、供試TMPの翼形状においては S_g の排気特性に及ぼす影響は $K_{\max}$ に対して顕著で、 $W_{\max}$ に対しては比較的小さいことが実験的にも明らかにされた。

以上における計算値と実験値との差については、解析モデルにおける C_0 の翼高さ方向変化の無視、面5および面6の曲率の無視および翼厚の影響の無視(流路断面積の減少は考慮)などの要因もあるが、多段翼列における他の翼との干渉および低圧域での圧力測定誤差が大きな要因と考えられる。しかし、この差は実用上の範囲内においては小さいものであり、計算値は

図11 吐出側圧力に対する最大圧縮比測定結果(ヘリウムガス)

図12 窒素ガスに対する最大圧縮比測定結果

図13 K - W 特性測定結果($\delta_r=0.5\text{mm}$, 窒素ガス)

図 14 吸込側圧力に対する排気速度効率測定結果
(吐出側リークバルブ閉時, 窒素ガス)

十分な精度を有していると言える。

5. 結 論

TMP に用いられる平板翼の分子流領域における排気特性を、翼端すきまを考慮した有限翼高翼列モデルを用いてモンテカルロ法により解析した。まず無限翼高翼列モデルでの解析を実施し、翼間ピッチ比 S_0 、翼角度 α は本論文で示した最適組合せ曲線より選定すればよいことを示した。さらに、これから選定した3種類の翼について有限翼高翼列モデルでの解析を実施し、排気特性におよぼす翼高さ比 S_h と翼端すきま比 S_g の影響を調べた。

一方、動翼の S_0 、 α 、 S_h が小さい9段の翼から構成される TMP について、翼端すきまの $K_{\max}$ および $W_{\max}$ に対する影響を実験的に調べ、さらにこの結果を上記解析手法による結果を直接重ね合わせて求めた多段翼列の計算値と比較した。これらの結果は、以下

のようにまとめられる。

(1) S_h が小さいほど $K_{\max}$ の増大は大きく、これは S_0 、 α の小さい翼で顕著である。一方 $W_{\max}$ に対する S_h の影響は、 $K_{\max}$ に比べて小さい。

(2) S_g の増加は明らかに $K_{\max}$ および $W_{\max}$ を減ずるが、この影響も $W_{\max}$ より $K_{\max}$ のほうに大きく現れる。

(3) $K_{\max}$ に対する S_g および S_h の影響は、 S_0 、 α が小さい翼ほど増大する。

(4) 供試 TMP の翼形状においては、解析と同様実験でも S_g の $K_{\max}$ に及ぼす影響は大きく、 $W_{\max}$ に及ぼす影響は小さくなる。

(5) 供試 TMP の排気特性について、計算値は実験値より $K_{\max}$ を最大で約 30% 低く、 $W_{\max}$ を最大で約 10% 高く見積もるが、実用上の範囲内ではこの差は小さいと言える。

文 献

- (1) Kruger, C. H., and Shapiro, A. H., *Rarefied Gas Dynamic Supplement 1*, (1961), 117, Academic Press.
- (2) 谷口・ほか2名, 機論, 34-260 (1968), 708.
- (3) Dabiri, A. E., *AIAA J.* 15-11 (1977), 1537.
- (4) Chu, J. G., and Hua, Z. Y., *Journal Vacuum Science Technology*, 20-4 (1982), 1101.
- (5) Pereslavitsev, A. V., *Atomnaya Energiya*, 61-2 (1986), 139.
- (6) Yang, N., ほか3名, *Journal Vacuum Science Technology*, 5-4 (1987), 2594.
- (7) 例えば, Bird, G. A., *Molecular Gas Dynamics*, (1976), 207, Oxford University Press.
- (8) 山川・楠本, 真空協会研究例会予稿集, (1986-2), 33.
- (9) 日本工業規格, JIS B 8317, (1959).

討 論

〔質問〕 沢田 雅〔秋田大学鉱山学部〕

ターボ分子ポンプの翼高および翼端すきまが排気特性におよぼす影響について詳細な計算をされたことに敬意を表す。以下の点についてご教示願いたい。

(1) 図4に示された最適組合せ曲線のもつ意義についてご説明いただきたい。実際の翼配列の設計においては、最大圧縮比や最大流量に対する最適翼形状より、ある流量において最大の圧縮比を与える翼形状が必要とされると思われるが、いかがお考えか。

(2) 計算および実験で扱われている翼の諸元は市販のターボ分子ポンプのものとは、かなり異なるようであるが、このような翼をとりあげられた意図は何

か。市販のターボ分子のポンプの翼 ($S_h \geq 10$, $1.5 \geq S_0 \geq 0.5$, $S_g \leq 0.02$) では S_g の $K_{\max}$ に対する影響は非常に小さいように思われるが、いかがお考えか。

〔回答〕 (1) ご指摘のように、実際の翼配列の設計(多段翼列設計)においては、設計排気速度(設計流量)に対して最大の圧縮比が得られるように、翼形状を決定する必要がある。このためには、単段翼列としての排気特性が異なる (S_0 , α の組合せが異なる) いくつかの種類の翼を有効に組合せて、多段翼列としての最適構成を図らなければならない。ただし、本論文での最大圧縮比および最大排気速度効率に対する最適翼形状という意味は、単段翼列に対してのものであり、

図4に示す最適組合せ曲線は、単段翼列として排気特性の優れた翼形状を与えるものである。したがって、多段翼列を構成する個々の翼を、本曲線に近い特性を与える種々の翼の中から選定すれば、より有効に多段翼列の設計ができるものとする。

(2) ご指摘のように、本実験で扱っている翼の諸元は、通常標準形と呼ばれる市販のターボ分子ポンプ翼の諸元とはかなり異なっている。しかし、諸言で述べたように、このような形状(翼高さが短く、翼長が長い)の翼は、通常の翼よりも高い圧力領域まで高い排気特性を維持するという利点を有している。このた

め、著者らは、吐出し側部分に本実験に用いた翼に近い諸元を持つ翼を配して、標準形よりも高い圧力領域まで作動可能なターボ分子ポンプ(一般に広域形と呼ばれる)を開発している(付1)。したがって、ここでは、上記形状の翼を研究の対象としているわけである。

なお、ご指摘のような標準形のターボ分子ポンプの翼形状においては、 S_0 の $K_{\max}$ に対する影響は小さいため、この場合には翼端すきままで考慮した解析の必要性は小さいものとする。

(付1) 佐々木・ほか4名、三菱電機技報, 62-2 (1988), 53.