平行翼ダンパの抵抗係数に及ぼす 羽根数および羽根角度の影響*

五 十 嵐 保^{*1}

Effect of the Number and Angle of Flaps on the Flow Resistance of Parallel Dampers in a Rectangular Duct

Tamotsu IGARASHI

Experiments were performed to clarify the effects of the number and angle of flaps on the flow resistance of parallel dampers in a rectangular duct. The number N of flaps ranged from 4 to 10 and the angle θ ranged from 10 to 75°. The resistance coefficient ζ of the damper increases in proportion to $(1-\beta)/\beta^2$ for $\theta=10\sim40^\circ$, $[(1-\beta)/\beta^2]^{0.5}$ for $\theta=45\sim60^\circ$ and $[(1-\beta)/\beta^2]^{0.45}$ for $\theta=70\sim75^\circ$, where β is the opening ratio of the duct. ζ is independent of the number N for $\theta\leq 20^\circ$, and decreases with an increase in N as $N^{-0.2}$ for $\theta>20^\circ$. A large separated region exists behind the lowest flap on the lower wall of the duct. The height of the separated shear layer increases with the angle θ . This is closely related to the flow resistance of the damper.

Key Words: Pipe Flow, Pipeline Component, Valve, Flow Control, Parallel Damper, Resistance Coefficient, Flow Visualization, Separation, Opening Ratio

1. ま え が き

著者⁽¹⁾は円管内乱流中に置かれた種々の形状を有する柱状渦発生体の抵抗係数 K を一般式として定式化した。すなわち、渦発生体の抵抗係数 K は、開口比 β の関数 $(1-\beta)/\beta^2$ と一様流中の抗力係数 C_D を用い次式で与えられる。ここで $1-\beta=\gamma$ は閉そく比である。

$$K=0.8C_D(1-\beta)/\beta^2 \cdots \cdots (1)$$

$$(Re_D=1.9\times 10^4\sim 2.7\times 10^5, \beta=0.236\sim 0.915)$$

なお、上式は $\pm 5\%$ 以内で実験値とよく一致する。その続報⁽²⁾では、この関数 $(1-\beta)/\beta^2$ を用い弁およびコックなどの管路内要素の流体抵抗の定式化に成功した。従来、図または表で与えられていた管路内要素の損失係数を、次の一般式で表示した。

$$\zeta=C[(1-\beta)/\beta^2]^n \cdots \cdots (2)$$

その後、日本機械学会の技術資料「管路・ダクトの流体抵抗」⁽³⁾に表示されている長方形ダクト内ダンパの抵抗係数は、信頼性に欠け羽根数 N の影響も不明であるとの指摘を受けた。そこで、前報⁽⁴⁾では先述の技術資料と他学協会の便覧やハンドブック^{(5)~(7)}を調

べ、各推奨値の比較検討を行った。その結果、ダクト内の平行翼複数ダンパの抵抗係数に関し、Erwin-Idelchik の「Flow Resistance」⁽⁶⁾の推奨値が信頼性が高いこと、羽根角度 θ や羽根数 N の影響を明らかにし、従来の推奨値を $\pm 10\%$ 以内で近似する推奨式を導いた。

しかし、羽根数 $N\geq 6$ の場合および羽根角度 $\theta=45\sim 50^\circ$ で傾向が異なる理由など不明な点が残った。本報では、羽根数 $N=4\sim 10$ のルーバ形ダンパまわりの流れを詳細に調べ、平行翼ダンパの抵抗係数に及ぼす羽根数および羽根角度の影響を明らかにした。抵抗係数 ζ を定式化し、推奨式を得た。

記 号

- A : 渦発生体および管路要素の投影面積
- A_0 : 流路面積
- a, b : 長方形ダクトの長辺, 短辺の長さ
- C_p : 壁面圧力係数 $=(p-p_o)/0.5\rho U_m^2$
- C_1, C_2, C_3, C_4 : 式(5)における実験定数
- D, d : 柱状物体の大きさ, ダンパの羽根の幅
- g : 重力の加速度
- H : ダンパ背後のはく離渦の高さ
- h : 損失ヘッド $=\zeta(U_m^2/2g)$

* 原稿受付 1996年2月22日。

*¹ 正員、防衛大学校 (〒239 横須賀市走水1-10-20)。

K : 渦発生体の抵抗係数 $= \Delta p / 0.5 \rho U_m^2$

N : 羽根数

n : 指数

p, p_o : 壁面圧力および主流静圧

Δp : 管路要素およびダンパ前後の静圧差

Re_D : 柱状物体のレイノルズ数 $= U_m D / \nu$

Re_d : ダンパのレイノルズ数 $= U_m d / \nu$

U_m : ダクト内の平均速度

U : ダンパ出口の時間平均速度

β : 開口比 $= 1 - A/A_0, 1 - \sin \theta$

ζ : 抵抗係数, 損失係数 $= \Delta p / 0.5 \rho U_m^2$

θ : 管軸からの傾き角, 羽根角度

ν, ρ : 流体の動粘性係数および密度

添 字

exp, rec: 実験値, 推奨値および推奨式から求めた値

2. 実験装置および方法

図1に長方形ダクト内の平行翼ダンパの概略を示す。長方形ダクトは試験部寸法 400 mm×150 mm×800 mm の低速風洞である。すなわち、ダクトは $a=400$ mm, $b=150$ mm である。供試ダンパは回転軸をもたない固定式ルーバ形ダンパである。羽根数 N は 4 から 10 まで変化させた。したがって、ルーバ形平板翼ダンパの羽根の幅は $d=a/N=40\sim100$ mm (厚さ 2 mm, 長さ 146 mm), 側板は厚さ 2 mm である。平板翼の前縁, 後縁は直角に切り落とし, 角はばりを取っている。羽根角度は $\theta=10\sim70^\circ$ まで 10° おき, さらに $\theta=45, 75^\circ$ を加えて同一羽根数に対し 9 種類の羽根角度を有するダンパを用意した。ダクト内の平均速度の実験範囲は $U_m=5\sim15$ m/s であるが, 抵抗係数の測定はおもに $U_m=6$ m/s で行った。ダンパの羽根の幅 d で定義したレイノルズ数 ($Re=U_m d/\nu$) 範囲は $10^4 \leq Re \leq 10^5$ である。

まず, ダンパの上流側・下流側の壁面圧力分布を測定し, ほぼ圧力が一定になる 2 点 (ダンパ中心から上

Fig. 1 Flow geometry and a parallel damper

流側 130 mm, 下流側 270 mm) の圧力差 Δp を測定し, ダンパの抵抗係数 ζ を求めた。なお, ダンパ前後の圧力損失に比較し, ダンパの下流 270 mm 以降の圧力損失は無視できるほど小さい。

$$\zeta = \Delta p / 0.5 \rho U_m^2 \quad \dots\dots\dots (3)$$

次に, ダンパまわりの流れの概略を把握するため試験部寸法 600 mm×150 mm×1 200 mm の煙風洞で流れの可視化を行った。煙風洞用ダンパは別に製作した。ダクトのアスペクト比 a/b は本実験では 2.67 と 4.0 であるが, アスペクト比の影響がないことを ζ の測定から確認している。本実験結果はアスペクト比 1 まで適用可能と思われる。さらに羽根まわりの流れを解析するため, 低速風洞で羽根後流の油膜法による可視化および羽根出口の速度分布を測定し, 各羽根間の流量分配を求めた。

各種データを比較して, 本実験の範囲内でレイノルズ数の影響は見られなかった。なお, 本実験の測定精度は, 圧力分布は $\pm 1\%$, 速度は $\pm 3\%$, 抵抗係数は $\pm 2\%$ である。

3. 従来の平行翼ダンパの抵抗係数

前報⁽⁴⁾でダクト内の平行翼複数ダンパの羽根数 5 以下の抵抗係数に関し, Erwin-Idelchik⁽⁶⁾の推奨値をもとに, 次の推奨式を導いた。

$$\zeta = 1.93 N^{-0.58} [(1-\beta)/\beta^2]$$

$$(\theta = 10 \sim 45^\circ, \beta = 0.293 \sim 0.826) \quad \dots\dots\dots (3 \cdot a)$$

$$\zeta = 7.3 N^{-0.88} [(1-\beta)/\beta^2]^{0.5}$$

$$(\theta = 50 \sim 70^\circ, \beta = 0.060 \sim 0.234) \quad \dots\dots\dots (3 \cdot b)$$

ただし, $\beta = 1 - \sin \theta$ である。上記推奨式の値は推奨値を $\pm 10\%$ 以内で近似する。

Erwin-Idelchik⁽⁶⁾の推奨値を図示したのが図2で

Fig. 2 Ordinary resistance coefficients by Erwin-Idelchik⁽⁶⁾ [from Ref. (4)]

ある。羽根角度 $\theta=40\sim50^\circ$ で、抵抗係数 ζ に対する因子 $(1-\beta)/\beta^2$ の依存性、すなわち前述の式(2)の指数 n の値が1から0.5に減少する。前報⁽⁴⁾では、「この現象はダンパ後流の渦列形成の有無に起因すると考えられる」と述べるにとどまったが、4章以降でこの原因を調べる。また、羽根数 $N\leq 5$ では、抵抗係数は羽根数 N が増加すると減少している。しかし、羽根数 $N=6$ の抵抗係数は羽根数 $N=5$ の値を上回り(前報⁽⁴⁾の図3)、現象論的に考えられない。この羽根数の影響についても明らかにする。

4. 実験結果および考察

4.1 平行翼ダンパの抵抗係数 ダクト側壁中心線上のダンパ前後の圧力分布の一例を図3に示す。ダンパの上流側の圧力係数はほぼ一定で $C_p=0$ である。ダンパ部で C_p の値は急激に低下し、その下流側でさらに低下し、 $X=300\text{ mm}$ でほぼ一定値に達する。この上流側と下流側の圧力差 Δp は羽根数が増加すると減少している。このようにして求めた抵抗係数 ζ の実験値一覧を表1に示す。羽根角度 $\theta\leq 20^\circ$ では、抵抗係数は羽根数に無関係に一定である。 $\theta\geq 30^\circ$ では羽根数が増加すると抵抗係数は一定の割合で減少している。前述の Erwin-Idelchik⁽⁶⁾ の $N=6$ の推奨値 ζ が $N=5$ の推奨値を上回っている。抵抗係数に及ぼす羽根角度の影響を図4に示す。前報⁽⁴⁾と同様に、 $N=4\sim 10$ に対しても抵抗係数 ζ に対する因子 $(1-\beta)/\beta^2$ の依存性、 $[(1-\beta)/\beta^2]^n$ の指数 n の値が $\theta=45^\circ$ において1から0.5に減少している。さらに $\theta=70^\circ$ において0.45となっている。羽根数による抵抗係数の変化は、羽根角度に比べてわずかである。抵抗係数 ζ と羽根角度 θ の関係は次式で与えられる。

$$\zeta \propto (1-\beta)/\beta^2 : \theta=10\sim 40^\circ, \dots\dots\dots (4\cdot a)$$

$$\zeta \propto [(1-\beta)/\beta^2]^{0.5} : \theta=45\sim 60^\circ, \dots\dots\dots (4\cdot b)$$

$$\zeta \propto [(1-\beta)/\beta^2]^{0.45} : \theta=70\sim 75^\circ, \dots\dots\dots (4\cdot c)$$

次に、抵抗係数に及ぼす羽根数の影響を図5に示す。羽根角度 $\theta\leq 20^\circ$ では、抵抗係数はほぼ一定である。 $\theta\geq 30^\circ$ では、羽根数が増加すると羽根角度によらず $\zeta \propto N^{-0.2}$ の関係がある。したがって、上式は次のように書き換えられる。

$$\zeta = C_1(1-\beta)/\beta^2 : \theta=10\sim 20^\circ, \dots\dots\dots (5\cdot a)$$

Table 1 Experimental values of ζ and calculated values by eqs. (6·a) to (6·d)

$\zeta_{\text{exp}}, \zeta_{\text{rec}}$							
θ	N	ζ_{exp}	ζ_{rec}	θ	N	ζ_{exp}	ζ_{rec}
10	4	0.234	0.239	45	4	7.63	7.94
	5	0.240	0.239		5	7.35	7.59
	6	0.237	0.239		6	6.88	7.32
	8	0.240	0.239		8	6.60	6.91
	10	0.243	0.239		10	6.37	6.61
20	4	0.744	0.738	50	4	10.7	10.35
	5	0.744	0.738		5	10.1	9.90
	6	0.729	0.738		6	9.44	9.54
	8	0.740	0.738		8	9.02	9.01
	10	0.734	0.738		10	8.70	8.61
30	4	2.37	2.30	60	4	20.4	19.21
	5	2.28	2.20		5	19.4	18.37
	6	2.19	2.12		6	18.0	17.71
	8	2.09	2.01		8	17.5	16.72
	10	2.05	1.92		10	16.3	15.99
40	4	5.49	5.80	70	4	39.5	39.0
	5	5.35	5.55		5	37.9	37.3
	6	5.12	5.36		6	36.1	36.0
	8	4.80	5.05		8	34.2	34.0
	10	4.60	4.83		10	32.0	32.5
				75	4	68.3	68.7
					5	64.9	65.7
					6	55.7 *	63.4
					8	51.2 *	59.8
					10	46.9 *	57.2

Fig. 3 Pressure distribution on the wall upstream and downstream damper

Fig. 4 Resistance coefficients of damper : Effect of angle of flaps

Fig. 5 Resistance coefficients of damper
: Effect of number of flaps

Fig. 6 Constant C_1, C_2, C_3, C_4

$$\zeta = C_2 N^{-0.2} (1-\beta) / \beta^2 : \theta = 30 \sim 40^\circ, \dots (5 \cdot b)$$

$$\zeta = C_3 N^{-0.2} [(1-\beta) / \beta^2]^{0.5} :$$

$$\theta = 45 \sim 60^\circ, \dots (5 \cdot c)$$

$$\zeta = C_4 N^{-0.2} [(1-\beta) / \beta^2]^{0.45} :$$

$$\theta = 70 \sim 75^\circ, \dots (5 \cdot d)$$

上式に表1に示した各実験値を代入し、実験定数 $C_1 \sim C_4$ を求め図6に示した。各定数の値の平均値は次のとおりである。

$$C_1 = 0.934, C_2 = 1.52, C_3 = 3.65, C_4 = 4.4$$

4.2 抵抗係数の推奨式 羽根数 $N=4 \sim 10$ の平行翼ダンパの抵抗係数の推奨式として次式が得られる。

Fig. 7 Comparison of experimental values with
calculated values by eqs. (6·a) to (6·d)

Fig. 8 Comparison of present experiments with
ordinary resistance coefficients

$$\zeta = 0.934 (1-\beta) / \beta^2 :$$

$$\theta = 10 \sim 20^\circ, \beta = 0.658 \sim 0.826, \dots (6 \cdot a)$$

$$\zeta = 1.52 N^{-0.2} (1-\beta) / \beta^2 :$$

$$\theta = 30 \sim 40^\circ, \beta = 0.357 \sim 0.50, \dots (6 \cdot b)$$

$$\zeta = 3.65 N^{-0.2} [(1-\beta) / \beta^2]^{0.5} :$$

$$\theta = 45 \sim 60^\circ, \beta = 0.134 \sim 0.303, \dots (6 \cdot c)$$

$$\zeta = 4.4 N^{-0.2} [(1-\beta) / \beta^2]^{0.45} :$$

$$\theta = 70 \sim 75^\circ, \beta = 0.034 \sim 0.060, \dots (6 \cdot d)$$

推奨式(6·a)～(6·d)から求めた推奨値と実験値との比較を図7に示す。上記推奨値(表1に示してある)と実験値との誤差は±6%以下である。

なお、 $\theta = 25^\circ$ は実験データがないが、表1の $\theta = 20^\circ, 30^\circ$ の実験値から $\theta = 25^\circ$ の ζ の値を内挿して求める。 $N = 10 \sim 4$ に対し $1.2 \leq \zeta \leq 1.3$ が得られる。したがって、 $\theta = 25^\circ$ は式(6·a)で与えるのが妥当である。この

 Fig. 9 Flow visualization by smoke tunnel: ($N=6$, $d=66$ mm, $U_m=4$ m/s)

 Fig. 10 Stagnant separated region behind the lowest flap: ($N=6$, $d=100$ mm, $U_m=6$ m/s)

 Fig. 11 Surface oil-flow pattern of the wake of the flaps ($N=6$, $d=100$ mm, $U_m=16$ m/s)

場合の最大誤差($N=4$)は10%以下である。

前報⁽⁴⁾で採用した Erwin-Idelchik⁽⁶⁾の推奨値と本実験値($N=4\sim6$)との比較を図8に示す。 $\theta=10\sim20^\circ$ における Erwin-Idelchik の $N=6$ の推奨値はやや高い。また、 $\theta=30\sim70^\circ$ においては Erwin-Idelchik の $N=4, 5$ の推奨値は低めであり、 $N=6$ の推奨値は本実験値とほぼ一致する。前報⁽⁴⁾の推奨式から求めた推奨値は低めの値を与えることに注意する必要がある。

る。

4・3 節で、なぜ羽根数が増加すると抵抗係数が減少するのか、また羽根角度 $\theta=45^\circ$ で因子 $(1-\beta)/\beta^2$ の指数が低下することと流れ特性との関連を検討する。

4・3 ダンパまわり流れの可視化 羽根数6のダンパの羽根まわりの流れの煙風洞写真を図9に示す。羽根の上面には層流境界層流れが形成され、流れの岐点は羽根の前縁近傍である。羽根角度が増大すると、

Fig. 12 Surface oil-flow pattern of the wake of flaps: ($U_m=10$ m/s)

岐点はわずかに移動し、 $\theta=70^\circ$ で岐点は辺長の $1/5$ の位置である。背面側ははく離領域である。羽根角度 $\theta \leq 40^\circ$ では、羽根の前縁と後縁からはく離れた両はく離せん断層が後流で渦列を形成している。羽根の上部後端からのせん断層と、その上側の羽根の前縁下部からのせん断層の相互干渉はかなり後流まで見られない。 $\theta \geq 45^\circ$ では同一羽根からの上下のせん断層が羽根直後で干渉し、合体している。ここで、注目すべきは最下部の羽根の背後に大きなはく離領域が形成されていることである。ただし、 $\theta \leq 20^\circ$ では最下部の羽根から渦放出が行われている。

そこで、このはく離領域の広がり羽根数および羽根角度との関係を調べるため、二つの方法でこのはく離領域を可視化した。一つは煙を最下部の羽根の背面に沿って噴出した場合、二つめはダンパの中央断面にスプリッタープレートを挿入した油膜法による後流の可視化である。得られた煙風洞写真および油膜模様を図 10, 11 に示す。このはく離域は最下段の羽根からはく離せん断層により形成されている。その広がり羽根角度に比例して急増している。言い換えれば、ダンパ直後の実際の流路幅の縮小がダンパの抵抗係数の増加と密接に関係していると考えられる。

図 12(a), (b) は羽根角度 $\theta=40, 50^\circ$ における羽根数 4~10 のダンパの後流の油膜模様である。羽根数が増加すると、はく離領域の広がりが減少している。これは、ダクト高さ a が一定の場合、羽根数 N が増加すると各羽根の長さ $d(=a/N)$ が短くなり、かつ最下段の羽根の位置がダクト下面に近づくためである。これが羽根数が増加するとダンパ抵抗係数が減少する主

Fig. 13 Height of the stagnant separated region behind the lowest flap

因である。そこで、煙風洞写真や油膜模様からはく離せん断層が明りょうな位置として、ダンパ位置より下流のダクト高さ(流路高さ a)の $1/2$ の位置のはく離領域の高さ H を調べた。羽根角度および羽根数による高さ H/a の変化を図 13 に示す。横軸の $\beta=1-\sin \theta$ は上流側から見た開口比であり、縦軸の $1-H/a$ は下流側から見た流路の開口比である。両者は比例関係にあるが、 $\theta \geq 45^\circ$ で $1-H/a$ は不連続的に減少している。羽根角度の影響に比べて羽根数の影響は少ない。羽根角度が増加するとはく離域の高さ H/a が著しく増加し、流路幅 $1-H/a$ は減少しダンパの抵抗係数の増加とよく対応している。羽根角度 $\theta=45^\circ$ を境にダンパの抵抗係数の推奨式(6・b), (6・c)の因子 $(1-\beta)/\beta^2$ の

Fig. 14 Distributions of the mean velocity near the wake of damper

指数が1.0から0.5に変化することと流路幅(1-H/a)の不連続的变化との間の定量的関係を見いだせない。

4・4 ダンパの後流 羽根間の流れの詳細を把握するためダンパ出口近傍の $X=50$ mm の位置の速度分布を図14に示す。羽根数5, 羽根角度 $\theta=40^\circ, 50^\circ$ の場合である。速度分布はI形熱線プローブの出力と煙風洞写真を組合せて速度ベクトルで表示している。各羽根間の最大速度を図14中に表示している。ただし、速度ベクトルの極小部(谷間)は羽根の後流のはく離領域内でありベクトル表示するのは間違いであるが、両側のせん断層と同じ方向に熱線の出力を表示している。速度分布の高速領域は上・下のせん断層の外側の流れで噴流となっている。羽根間の速度は下部ほど高速で上部に向かってわずかに減少している。最大速度 $U_{\max}$ は羽根角度の増大に比例して著しく増大する。

$\theta=40^\circ, 50^\circ$ では $U_{\max}/U_m$ の値は2~3に達している。また下部の噴流は羽根に沿ってほぼ直線的であるが、上部の噴流ほど湾曲している。このため上・下部の噴流の $U_{\max}$ の流れ方向成分がほぼ等しい。この噴流の乱れ度については図示しないが、煙風洞写真からも明らかのように乱れ度は低く最下部では3%であるが、上部では6%に増加している。なお、 $X=100$ mm の位置では羽根のはく離領域が消滅し、各噴流が合体するため速度分布は平滑化される。速度分布から各羽根間の流量分配を見積もると、最下部から1, 2 番め羽根間流量が最も大きく、上部ほど減少し、最下部の羽根の下側が最も少ない。各羽根間の流量分配は噴流の最大速度 $U_{\max}$ の大きさに比例している。

5. 結 論

ダクト内の平行翼複数ダンパの抵抗係数に及ぼす羽根数および羽根角度の影響を実験レイノルズ数 $10^4 \leq Re \leq 10^5$ で調べ、定式化した。さらに流れの可視化や羽根まわりの流れを詳細に調べ、抵抗係数と流れ場との関連を明らかにした。

(1) 羽根角度 $\theta \leq 20^\circ$ では最下段の羽根からの両はく離せん断層が渦列を形成している。 $\theta \geq 30^\circ$ では最下段の羽根からの上側せん断層がダンパ背後に大きなはく離領域を形成する。

(2) このはく離領域の高さは羽根角度に比例して急増するが、 $\theta=45^\circ$ で不連続的变化を示す。はく離領域の高さはダンパの抵抗係数と比例関係にある。

(3) 抵抗係数 ζ に及ぼす羽根角度 θ の影響は開口比 $\beta=(1-\sin \theta)$ の因子 $[(1-\beta)/\beta^2]^n$ で表される。

(4) 羽根角度 $\theta \leq 20^\circ$ では抵抗係数 ζ に及ぼす羽根数 N の影響はなく、 $\theta \geq 30^\circ$ では ζ は羽根数が増加すると減少し、 $N^{-0.2}$ に比例する。

(5) 羽根数 $N=4 \sim 10$ のダンパの抵抗係数は次式で与えられる。次式と実験値との誤差は $\pm 6\%$ 以下である。

$$\zeta = 0.934(1-\beta)/\beta^2 :$$

$$\theta = 10 \sim 25^\circ, \beta = 0.658 \sim 0.826,$$

$$\zeta = 1.52N^{-0.2}(1-\beta)/\beta^2 :$$

$$\theta = 30 \sim 40^\circ, \beta = 0.357 \sim 0.50,$$

$$\zeta = 3.65N^{-0.2}[(1-\beta)/\beta^2]^{0.5} :$$

$$\theta = 45 \sim 60^\circ, \beta = 0.134 \sim 0.303,$$

$$\zeta = 4.4N^{-0.2}[(1-\beta)/\beta^2]^{0.45} :$$

$$\theta = 70 \sim 75^\circ, \beta = 0.034 \sim 0.060.$$

終わりに本実験にご協力いただいた当時本学学生の長 克大君に謝意を表す。

文 献

- (1) 五十嵐保・稲垣進・西田幸造, 直円管内の渦発生体の抵抗係数, 機論, 58-550, B(1992), 1655-1660.
 - (2) 五十嵐保・稲垣進, 管路要素の流体抵抗, 機論, 59-561, B(1993), 1480-1485.
 - (3) 日本機械学会, 技術資料, 管路・ダクトの流体抵抗, (1979), 64-66, 丸善.
 - (4) 五十嵐保, 長方形ダクト内平行翼ダンパの抵抗係数, 機論, 61-589, B(1995), 3205-3209.
 - (5) 空気調和・衛生工学会編, 空気調和・衛生工学便覧 I, (1968), 416.
 - (6) Fried, E., and Idelchik, I. E., *Flow Resistance: A Design Guide For Engineers*, (1989), 304-306, Hemisphere Pub. Corp.
 - (7) ASHRAE, *ASHRAE Handbook, Fundamentals*, (1981), 33-42.
-