タービン周方向翼力に及ぼす境界層フェンスの効果*

河合達雄^{*1}, 篠木秀次^{*2}, 安達 勤^{*1}

Effect of Boundary Layer Fence on Turbine Blade Aerodynamic Force

Tatsuo KAWAI, Shuji SHINOKI, and Tsutomu ADACHI

Boundary layer fences were attached to end walls of a linear turbine rotor cascade, in order to increase the circumferential component of the aerodynamic blade force. Measurements were taken of the static pressure distribution on the channel-confining surface, for different heights and pitchwise locations of the fences. The pressure distribution correlated well with the secondary flow pattern visualized by the surface oil flow method. The fences diminished effectively the crossflow-induced local pressure rise in the tip region of the blade suction surface, but decreased the passage-vortex-induced local pressure drop also on the suction surface. The fences were most effective if they were 1/3 of the inlet boundary layer thickness high from the end wall and located half a pitch away from the blades, reducing the thickness of the force defect at the blade tip by 40 percent.

Key Words: Gas Turbine, Fluid Force, Secondary Flow, Separation, Boundary Layer Fence, Cascade, Pressure Distribution, Flow Visualization, Vortex

1. 緒 言

軸流タービンの翼列は、その上流に発達する側壁境界層のために、半径方向に非一様な流入速度分布のもとで作動する。このときプラントルの第1種の二次流れが生じ⁽¹⁾、鈍い翼前縁を巻く馬てい渦、側壁面と翼面との角に生じるコーナ渦、翼後縁から流出する随伴渦等と結び付いた複雑な二次渦の系が側壁近傍の流れ場を支配する⁽²⁾⁽³⁾。

翼列に二次流れが生じないとするならば、側壁境界層内の圧力は層外での値にほぼ等しく⁽⁴⁾、したがって層外の翼素に働く揚力は層の内部に侵透する。しかし直線翼列の実験結果は^{(5)~(9)}、翼面圧力が翼端近傍でスパン中央の圧力と大きく異なり、したがって二次流れが翼端近傍で翼力の重要な欠損をもたらすことを示している。

二次流れおよびこれに伴う損失係数が翼アスペクト比の減少あるいは翼負荷の増大につれて著しくなることは、よく知られている⁽¹⁰⁾。その場合、翼端付近での翼力欠損の重要性も増すと考えられる。本研究は境界

層フェンスが翼端付近の翼力の向上に及ぼす効果を明らかにすることにより、タービンの高出力・コンパクト化に寄与しようとする。

図1に、直線タービン動翼列の側壁面と翼背面近傍の流れを油膜法で可視化した結果が再録⁽³⁾されている。図1(a)で側壁面上には、翼前縁を巻く馬てい渦の三次元的な離泡が第1はく離線と第2はく離線との間の白い顔料集積帯となってみられる。翼間の圧力こう配のため、この帯の翼背面側の足は翼背面の前縁近くに衝突し、一方翼腹面側の足は隣りの翼の背面に衝突している。第2はく離線の下流では、限界流線はほぼピッチ方向(翼列軸方向)をあるいはスロート付近ではそれよりもさらに上流側を向き、翼間側壁面上を正圧側から負圧側に向かう強い横断流がある。翼の背面上には流路渦の三次元的な離線が認められる。

著者らは、境界層フェンスを翼背面上に⁽¹¹⁾あるいは側壁面上に⁽¹²⁾⁽¹³⁾取付けることにより二次流れおよび二次損失が抑制されることを示し、これらの抑制に最適なフェンスがあることを報告した。図1(b)には側壁面上の最適な位置(翼間の中央)に最適な高さ(流入境界層厚さの1/3)でフェンスを設けたときの油膜の軌跡を示している。側壁上の馬てい渦はく離泡の腹面側の足はフェンスによって捕えられて、隣の翼の背面

* 平成元年3月18日 東北支部第24期総会講演会において講演、原稿受付 昭和63年7月27日。

*1 正員、筑波大学構造工学系(〒305 つくば市天王台1-1-1)。

*2 住友電気工業(株)(〒664 伊丹市昆陽北1-1-1)。

には達せずフェンスに沿って下流に流されている。フェンスの腹面と翼の背面との間の側壁上の限界流線は、フェンスなしに比べてより翼列出口方向を向き、側壁横断流が弱められている。翼背面での流路渦の三次元はく離も規模が縮小している。

側壁境界層フェンスのこのような効果は、フェンスが翼端付近の翼力欠損をも減らす可能性を示唆している。また、そうであるならば、二次損失の低減に最適のフェンスは翼力の増大についても最適であるかという点も興味深い。以下ではこのような点を解明する。

記 号

C_p : 圧力係数 $= (p - p_1) / \frac{1}{2} \rho U^2$

C_r : 翼素に働くピッチ方向分力の係数

$$= Y / \frac{1}{2} \rho U^2 l$$

h : 翼スパン

h_f : フェンスの高さ

l : 翼弦長

l_x : 軸流方向翼弦長

p : 圧力

T_u : 一様流方向の乱れ強さ

t : 翼ピッチ

U : 一様流の速度

u : 流速

x, y, z : 軸流方向, ピッチ方向, スパン方向の座標

Y : 翼素に働くピッチ方向分力

y_f : フェンスのピッチ方向位置(図3)

δ : 境界層厚さ

Δ : ピッチ方向分力の欠損厚さ(図8)

ρ : 空気密度

添 字

0: 翼端

1: 翼列上流

b: 翼面

e: 側壁面

m: スパン中央

2. 実験装置と方法

図2に示す低速翼列風洞を用いて実験を行った。二次元ノズル下流で側壁上に発達する境界層を伴う流れは、タービン動翼形状をもつ11枚の翼から成る直線翼列に導かれ、90°転向する。翼列パラメータが表1にまとめられている。流れは正の入射角で翼列に入り、翼背面は放物線形状で、翼間通路幅は下流方向に直線的に先細となっている。

フェンスは図3に示すように側壁面(xy面)上に側壁に対して垂直に取付け、翼列前縁面に始まり後縁面で終わる。フェンスの側壁面からの突出高さ h_f は一様で、フェンス厚さは0.5 mm(ただし前・後縁は鋭利)である。フェンスの反り線および食違い角は翼の平均反り線のものに等しく、両者の反り線の間のピッチ方向距離を y_f で表す。

図3で側壁面上および樹脂製二次元翼の表面上にあげられた直径1 mmの圧力孔 1e~58e および 1b~26bの位置が示されている。翼列前縁面より0.95 翼弦長上流の側壁面上には、1ピッチ間に6個の圧力孔(直径1 mm)をさらに設けて、これら6孔での圧力の平均値

(a) フェンスなし

(b) フェンス付($y_f/t=0.5$, $h_f/\delta_1=1/3$)

図1 側壁面上と翼背面上の油膜の流れ⁽³⁾

図2 翼列風洞およびデータ処理

を翼列上流静圧とした。翼面の圧力孔群は側壁に平行な平面上に配列し、翼は両側壁を貫通して、貫通部分は外部からシールされている。この翼をスパン方向にスライドすることにより、翼面全体にわたる圧力分布を得た。

翼列より1翼弦長上流で熱線によって測定された平均流速と乱れ強さが図4に示されている。流入境界層は厚さ29.3 mmで1/7乗則分布によく従い、乱流である。流入境界層の積分量を含む詳細を表2に示す。これらは側壁面静圧を測定した側の半スパン領域についての結果であるが、他方の半スパン領域でもほぼ同じ値が得られ、スパン中央に関する流れの対称性は良好であった。

実験はフェンスのない場合、およびフェンスの位置と高さを $y_f=20\sim70$ mm, $h_f=5, 10, 20$ mmの6×3通りに変えた場合について行われた。それぞれの場合、翼面圧力は半スパンの翼面上26×13点で測定された。すべての圧力はスキュナに導かれ(図2)、圧力変換器を通してコンピュータに収録され、解析された。

3. 結果と検討

3.1 通路表面の圧力分布 図5に、翼の両面および側壁面上の静圧分布を実線の等圧線で示す。等圧線に添えた数値は $4C_p+17$ の値を表す。翼の両面は xz 面へ投影されていて、したがって翼面等圧線図において横方向距離は軸流方向距離に一致する。図中の

破線および二点鎖線は油膜パターン⁽³⁾から判断された流れの三次元的な離線および岐点流線を表し、以下のようである。 $S1_p, S2_p$ =馬てい渦の腹面側の足の第1および第2はく離線, $S1_s, S2_s$ =馬てい渦の背面側の足のはく離線, $S5, S3_s$ =翼端背面側のコーナ渦のはく離線, $S6, S7$ =翼端腹面側のコーナ渦のはく離線, $S4$ =流路渦の翼背面ではく離線, $S5_r, S3_r$ =フェンスのコーナ渦のはく離線, $R1$ =側壁面上の岐点流線。

3.1.1 通常翼列 フェンスなしの場合の圧力分布が図5(a)に示されている。翼腹面(下段の図)の圧力は馬てい渦の影響により側壁付近でやや低いものの、スパン方向について比較的一様である。

図5(a)の中段には側壁面上の圧力を示している。翼間の圧力こう配が顕著である。しかし従来指摘されているように⁽⁵⁾⁻⁽⁹⁾、スロート付近での圧力の最小は、等圧線8が示すように、翼背面との交線上には生じない。図は、この圧力最小がコーナ渦第1はく離線 $S5$ のすぐ翼間中央側で生じることを示している。この一帯の低圧領域は、馬てい渦腹面側の足が発展した流路渦の中心の低い圧力を反映している。事実、等圧線17~12は $S2_p$ 線のすぐ下流で下方へわずかにふくらみ、このふくらみを連ねる馬てい渦低圧帯はスロート付近の圧力最小点に達している。しかし一方で、最小圧力点を囲む等圧線11および10は馬てい渦低圧帯から外れ、 $S5$ 線に平行に上流へ伸びて馬てい渦はく離泡付近にまで至り、そこでも上記最小圧力点におけると同様に圧力は翼背面に向けて高まる。この昇圧ははく離泡内を翼背面に向かう流れおよび $S2_p$ 線下流の

表1 翼列の諸元

Axial chord	115 mm
Chord/axial chord	1.24
Blade aspect ratio	1.41
Pitch/chord	0.699
Maximum thickness/chord at 21 percent chord	0.148
Leading edge radius	8 mm
Trailing edge radius	0.5 mm
Inlet flow angle	-30°
Outlet flow angle	60°
Incidence	10.5°
Inlet Reynolds number based on chord	2.7×10^5
Inlet freestream turbulence	0.4%

図3 フェンスおよび圧力孔

表2 流入境界層パラメータ

Thickness/blade span	0.147
Displacement thickness/blade span	0.0201
Displacement thickness/momentum thickness	1.38

図4 翼列上流の平均流速と乱れの分布

側壁横断流が翼背面に衝突する [図 1(a)] ことによると考えられ、実際は離コーナ渦の開始点がこの昇圧部の上流端にほぼ一致することは、このことを支持している。したがって、これら二つの効果すなわち流路渦の影響および横断流の衝突効果が、スロート付近

での圧力最小点を翼背面から離れた位置に生じさせていると考えられる。

図 5(a)の上段には翼背面の圧力分布を示している。スパン中央と比較した場合、(i)側壁端近傍で前縁から 1/4 軸流翼弦長位置までの第 1 昇圧部、(ii)そ

(a) フェンスなし

(b) フェンス付 ($y_f/t=0.5$, $h_f/\delta_1=1/3$)

図 5 翼間通路表面の圧力分布(上段は翼背面, 中段は側壁面, 下段は翼腹面)

の下流 1/2 軸流翼弦長付近での第 2 昇圧部, および (iii) $z=0.6\delta_1$ で 65% 軸流翼弦長位置を中心とする低圧部が顕著に認められる。第 1 昇圧部は前縁から背面側馬てい渦はく離泡の翼背面への衝突位置までの区間にほぼ対応する。第 2 昇圧部の位置は腹面側馬てい渦はく離泡の翼背面への衝突位置に一致している。(iii) の低圧部は流路渦はく離線 S4 の側壁側にあって S4 線に沿うようにして後縁へ向けて伸び、流路渦によるものである⁽⁵⁾⁽¹⁴⁾。この低圧領域のすぐスパン中央側で等圧線 7~9 ははく離線 S2₂ にほぼ沿って上流へふくらみ、流路渦の翼背面での三次元的はく離に伴う弱い昇圧帯がみられる。

以上のように、二次流れは一般に翼腹面を減圧し翼背面を昇圧する結果、翼に作用する力を減少させるが、例外的に流路渦が翼背面の一部を減圧することによって翼力を増すことは興味深い。

3・1・2 フェンス付翼列 図 5(b)に、翼間中央に高さ $(1/3)\delta_1$ のフェンスを取付けた場合の圧力分布を示す。翼腹面(下段の図)の圧力は通常翼列と比べてほとんど変わらない。側壁面(中段の図)では、スロート付近の圧力最小点はもはや翼間ではなく、ポテンシャル流の場合にそうであるように⁽⁵⁾翼背面との交線上に位置する。しかも圧力は、通常翼列の場合に比べて、背面に近い一帯でより減少している。翼背面の圧力は(上段の図)、通常翼列に比べてスパン方向により一様となる。すなわち、通常翼列でみられた昇圧(i), (ii)は弱まり、特に第 2 昇圧のほうが緩和されている。流路渦による減圧(iii)はほとんど消滅し、したがってそのスパン中央側での流路渦三次元はく離に伴う昇圧も極めて弱い。

フェンスの以上のような効果は、図 1(b)あるいは図 5(b)のはく離線さらには翼列出口での流れ方向渦度の分布⁽¹²⁾から明らかなように、フェンスが馬てい渦の腹面側の足を捕えてこれを翼背面から隔離し、同時にフェンスと翼背面との間の側壁横断流を弱めることに基づいている。フェンス付翼列でも側壁横断流は翼背面近傍に巻き上がるが、この新たな流路渦は今の場合弱く⁽¹²⁾、翼背面での顕著な局所減圧を生じるには至らない。

3・2 翼素まわりの圧力分布 図 6(a)に通常翼列について、流入境界層厚さ以内の翼素およびスパン中央翼素についての翼素まわり圧力分布を示す。10% スパン($z/\delta_1=2/3$)の翼素では、スパン中央に比べて翼弦前半部で負荷が減少するが、翼弦後半部では流路渦の減圧効果のため負荷は増大する。5% スパン($z/\delta_1=1/3$)の翼素では翼弦前半部で負荷がさらに減少する

が、後半部ではスパン中央値と変わらない。翼端 $z=0$ では馬てい渦および側壁横断流の影響が重畳されて、翼弦全体で負荷が大幅に減少する。

高さ $(1/3)\delta_1$ のフェンスを翼間中央に設けるとき[図 6(b)], 背面側の圧力は流入境界層厚さ以内でもスパン中央値に近く、また腹面でも前縁部で同様の傾向がわずかながら認められて、流入境界層厚さ以内での翼負荷増大が明らかである。しかしこの場合フェンスによって馬てい渦腹面側の足を翼背面から隔離することは、図 6(a)の $z/h=0.10$ でみられた流路渦による負荷増大効果をも消滅させている。

3・3 翼素に働くピッチ方向分力 翼面圧力を翼素まわりに、1 周積分することにより、ピッチ方向分力係数

$$C_r = \frac{l_x}{l} \oint C_p d\left(\frac{x}{l_x}\right) \dots\dots\dots (1)$$

を求めた。ここで、後縁での圧力係数は、図 6 に破線で示すように、翼列下流の側壁圧力孔 51e~58e(図 3)での値の平均値に等しいものとした。図 7(a)には高さ $(1/3)\delta_1$ のフェンスを異なる位置 y_f に取付けた場合について、ピッチ方向分力のスパン分布を示す。フェ

(a) フェンスなし

(b) フェンス付 ($y_f/l=0.5$, $h_f/\delta_1=1/3$)

図 6 翼素まわりの圧力分布

ンスなし翼列($y_f=0$ に相当)のピッチ分力は、スパン中央から側壁端に向かうにつれて、 $z=0.20h(=1.3\delta_1)$ 付近で背面での流路渦三次元はく離線近傍の昇圧のためやや低下し、 $z=0.13h(=0.8\delta_1)$ 近辺で流路渦の翼背面での減圧効果のためピッチ分力は極大となる。さらに側壁に向けて、ほとんど翼背面での昇圧のためにピッチ分力は急減少し、側壁端ではスパン中央値の68%に低下している。

フェンス距離 y_f が増すにつれて、第1スパン区間 $0 \leq z/\delta_1 \leq 0.5$ では翼背面昇圧の軽減により翼力は増し、第2区間 $0.5 \leq z/\delta_1 \leq 1.2$ では流路渦減圧効果の弱まりによって翼力はかえって低下し、さらに第3区間 $1.2 \leq z/\delta_1$ では流路渦はく離帯での昇圧が緩むことにより翼力はわずかに増大する。その結果、翼力はスパン方向により一様化され、フェンスが最も翼背面に近い場合では側壁端での翼力はスパン中央値の88%にまで回復する。

図7(b)は、翼間中央に設けられたフェンスの高さがピッチ分力に及ぼす影響を示している。通常翼列

($h_f=0$ に相当)に比べてどの高さのフェンスも第1スパン区間で翼力を増し、第2区間では減らし、第3区間では増大させる。図7(a)で y_f が増すとき翼力は第1および第2区間でそれぞれ増大一方および減少一方であったのと対照的に、 h_f を増す場合は第1区間では $h_f/\delta_1=1/3$ で翼力は極大となり、第2区間では $h_f/\delta_1=1/6$ が翼力を極小としている。

3.4 翼力欠損厚さ 翼端付近での翼力低下の尺度として、ピッチ分力の欠損厚さ

$$\Delta = \int_0^{h/2} \left(1 - \frac{Y}{Y_m}\right) dz \quad \dots\dots\dots (2)$$

を定義する。これは図8のように翼力分布を等価一様分布で置き換えたときの、零翼力部分の厚さを表す。

図9に、欠損厚さを流入境界層厚さで無次元としたものを y_f/h_f 面に等値線表示する。翼腹面寄りの高いフェンスの場合を除いて、フェンスは翼力欠損厚さを通常翼列($h_f=0$)に比べて薄くし、したがって全翼力を増大している。特に翼間中央取付けの高さ $(1/3)\delta_1$ のフェンスは、通常翼列より40%薄い最小欠損厚さを与える。この最適フェンスは前報⁽¹³⁾において二次損失、二次運動エネルギー、転向角減少量、および二次流れ領域厚さをすべて最小としたフェンスに一致しており、このことは前報における「最適」の意味を全翼力にまで拡大するものである。

図9での全翼力の増大は、図7で側壁側第1スパン区間とスパン中央側第3区間での背面昇圧緩和に基づく翼力増大効果が第2区間での流路渦減圧の緩和に基づく翼力減少効果を上まわることで生じている。このうち、第1区間における翼力を代表するものとして、翼端 $z=0$ でのピッチ分力 $C_r=C_{r0}$ を図10に y_f/h_f 面上に等値線で示す。これを図9と比較して、極値の有無の違いを除いて、両者の傾向は良く一致している(極値に関する違いは、全翼力が上記二つの相反する効果の相殺の結果として決まることに由来する)。翼端の翼力と全翼力とのこのような良好な相関は、図9での全翼力の増大がほとんど翼背面の側壁端近傍での昇圧の緩和によるものであること、したがって側壁面近

(a) フェンス位置の影響

(b) フェンス高さの影響

図7 翼素に働くピッチ方向分力のスパン分布

図8 ピッチ方向分力の欠損厚さ

図9 ピッチ分力欠損厚さに及ぼすフェンスの位置と高さの影響

図10 翼端でのピッチ分力に及ぼすフェンスの位置と高さの影響

くを翼背面に向かう二次流れの翼背面への衝突の緩和によることを示している。

4. 結 論

本研究により得られた結論は以下のようである。

(1) 翼間の側壁面に境界層フェンスを設けることにより、翼に働くピッチ方向の力を増大させることができる。

(2) 流入境界層厚さの1/3の高さで翼間中央に取付けられたフェンスは翼力を最大とし、翼力欠損厚さを通常翼列値に比べて40%減少させる。この最適フェンスは、二次流れと損失を最小とするフェンスに一致する。

(3) 通常翼列の翼背面では、二次流れの翼背面への衝突および流路渦の三次元はく離に伴う局所昇圧と、流路渦による局所減圧が生じる。

(4) フェンスによる翼力の増大は、上記局所昇圧の緩和効果が局所減圧の緩和効果を上まわることにより生じる。このうち、翼端への二次流れの衝突による昇圧が緩和される効果が主要である。

(5) 最適フェンスを設けることにより、側壁面上スロート付近の圧力最小点は翼間から翼背面との交線上へ移る。

実験に協力されたトヨタ自動車(株)、堀之内貴司氏に感謝の意を表する。

文 献

- (1) Lakshminarayana, B. and Horlock, J. H., *J. Fluid Mech.*, **59**-1 (1973), 97.
- (2) Sieverding, C. H., *Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbines Power*, **107**-2 (1985), 248.
- (3) Kawai, T., Shinoki, S. and Adachi, T., *Proc. 2nd Int. Symp. Fluid Control, Measurement and Visualization*, (1988-9), Sheffield, 421.
- (4) Schlichting, H., *Boundary Layer Theory*, 6th ed., New York, (1968), 119, McGraw-Hill.
- (5) Langston, L. S., Nice, M. L. and Hooper, R. M., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, **99**-1 (1977), 21.
- (6) Moore, J. and Ransmayr, A., *Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbines Power*, **106**-2 (1984), 400.
- (7) Graziani, R. A., Blair, M. F., Taylor, J. R. and Mayle, R. E., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, **102**-2 (1980), 257.
- (8) Yamamoto, A., *Trans. ASME, J. Turbomach.*, **109**-2 (1987), 187.
- (9) 文献(8)の194ページ。
- (10) Dixon, S. L., *Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery*, 3rd ed., Pergamon, (1978), 85.
- (11) Kawai, T. and Adachi, T., *Proc. 1987 Tokyo Int. Gas Turbine Congr.*, **2** (1987), 115.
- (12) 河合・安達・篠木, 機論, **54**-505, B (1988), 2492.
- (13) 河合・篠木・安達, 機論, **54**-508, B (1988), 3432.
- (14) Gregory-Smith, D. G. and Graves, C. P., *AGARD CP*, **351** (1983), Paper 17.

討 論

〔質問〕 速 水 洋

〔九州大学機能物質科学研究所〕

(1) 側壁境界層内の二次流れは、側壁境界層を薄くする傾向にあると思われる。したがって、二次流れの衝突による昇圧緩和がフェンスの主要な効果だとすれば、最適フェンス高さは、流入境界層厚さでなく、側壁境界層厚さと関係づけられなければ一般性はないように思われるがどうか。

(2) 図5(b)の側壁面圧力分布によれば、二次流れがフェンスに衝突しているにもかかわらず、フェンスには圧力差がない。フェンスの翼端（主流側）には圧力差は生じないが、根元側すなわち側壁面には圧力差が生じ、フェンスにもわずかながら翼力が生じるのではないか。

〔回答〕 (1) 側壁横断流には、馬てい渦の腹面側の足による誘起速度と、翼間圧力こう配（いわゆる古典二次流れ理論）との二つが寄与している。図1(b)に見られるフェンス凹面から翼背面までの領域での横断流の弱まりは、フェンスが馬てい渦の足をとらえることで、上記寄与のうちの前者が問題の領域で消滅したためである。したがって、最適フェンス高さは明らかに、馬てい渦はく離泡下流の側壁境界層厚さではなく、とらえるべき馬てい渦の大きさ（直径）に関係づけられねばならない。ところで馬てい渦の直径は、渦の成因から、流入境界層厚さに依存すると考えられる。したがって最適フェンス高さは、本文のように、流

付図1 フェンス付き翼列 ($y_f/t=0.5$, $h_f/\delta_i=1/3$) における側壁面圧力のピッチ方向分布

入境界層厚さに関係づけられるべきものと考えられる。

なお、馬てい渦はく離泡下流での側壁境界層厚さは、最適フェンス高さより1オーダー小さい値である⁽¹³⁾。図9および図10に見られるように、この厚さ程度に低いフェンスはほとんど効果がないことも、上述のことを支持している。

(2) 付図1に、側壁面圧力のピッチ方向分布を、フェンスの両側について示す。それぞれの側で測定値をフェンス面まで外挿すると、フェンスにはわずかに圧力差があるように見える。もし外挿を直線的とし、圧力差がフェンス主流側の端での値零まで高さ方向に直線的に変化するものとする、フェンスに働くピッチ方向の力は y の正方向に $0.02 h_f l q_1$ (q_1 は流入動圧) となる。この大きさは、フェンス設置により得られるピッチ方向翼力増大量のわずか4%程度である。