

## 遷音速内部流中の振動翼まわりの流れ

— 計算と実験との比較 —

白鳥敏正\* 谷田好通\*\*

## Transonic Internal Flow About an Airfoil Oscillating in Pitch

— Comparisons between Computation and Experiment —

Toshimasa SHIRATORI

Metropolitan College of Technology

Yoshimichi TANIDA

Institute of Interdisciplinary Research, The University of Tokyo

## ABSTRACT

As a preliminary investigation into the relationship between the transonic flutter characteristics and the shock behavior of a transonic cascade, a numerical analysis using a finite-difference method was carried out for a cascade oscillating in pitch about its midchord anti-phase with each other and a zero stagger angle, based on an assumption of inviscid flow. The computational method was examined by comparisons of computational results with experimental results of the shock wave periodic movements due to oscillation of the cascade, unsteady surface pressure and aerodynamic instability. Although quantitative differences in both results exists, which were caused by the presence of shock-boundary interaction in real phenomenon, the present computation was useful in the investigation of qualitative aspects of the shock wave behavior, aerodynamic instability and the relations between them. In such computation, it is necessary to make the computational mesh size small in comparison to the displacement of the shock wave.

## 1. はじめに

遷音速翼列のフラッタ特性等の非定常空力特性を調べる上で、遷音速領域特有の現象である、翼間に発生する衝撃波の存在を無視するわけにはいかないため、最近、翼面上に発生する衝撃波の挙動がこれ

らに及ぼす影響に、注目が向けられるようになってきた。<sup>1)</sup>これは、翼面上の衝撃波が何等かの原因で変動した場合、大きな変動揚力、変動モーメントが作用するからである。そのため、遷音速翼列における複雑な非定常空力特性の特徴を明らかにする上で、翼振動に伴う衝撃波の変動と、これが翼の空力的安定性へ与える効果を明らかにしておく必要があると考えられる。

この問題を数値計算により調べる事は、非粘性計

\* 東京都立工科短期大学

\*\* 東京大学工学部境界領域研究施設

算であれば、十分可能である。ところが、実際の現象は衝撃波と翼面境界層との干渉を含み、その影響が無視出来ないものとも考えられ、さらに実験的研究<sup>2)</sup>が、その困難さのためきわめて少ないため、得られる数値解析結果の検証が行い難い状況である。

そこで衝撃波の挙動と翼列翼の空力的安定性との関連を明らかにするために、その第一歩として、最も簡単な、食い違い角 $0^\circ$ で互いに逆位相でねじり振動する翼列を想定し、非粘性数値計算を行い、また実験結果<sup>3)</sup>との比較を加え、衝撃波の挙動を中心にその妥当性を検討した。

### 2. 数値計算法

図1に示したように、食い違い角 $0^\circ$ で互いに逆位相でねじり振動する翼列と等価である、間隔 $H$ の対称境界で形成された流路の中央で二次元対称円弧翼が翼弦長の50%点まわりにピッチング振動する場合を取りあつかう。流れは二次元非粘性であると仮定し、基礎式としてEuler方程式を用いる。

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = 0 \tag{1}$$

$$U = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \end{Bmatrix}, G = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{Bmatrix}$$

$$p = (\gamma - 1) \left\{ e - \frac{\rho(u^2 + v^2)}{2} \right\}$$

境界条件の主なものとしてはこれらのものを用いる。

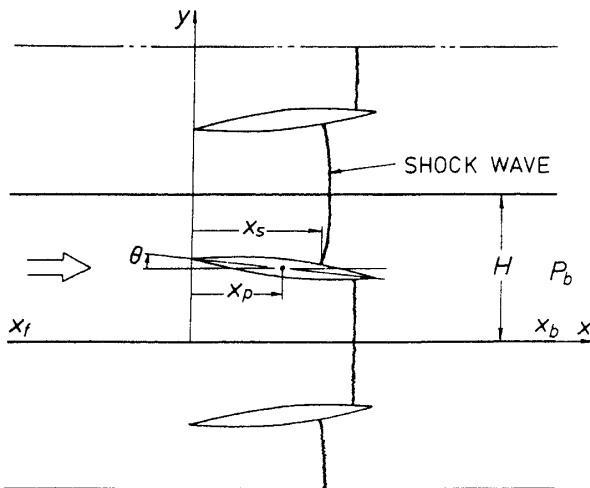


図1 解析モデル

$$y = 0, H \text{ で } v = 0, \partial f / \partial y = 0 : f = \rho, \rho u, e \tag{2}$$

$$y = y_s \text{ で } u \frac{\partial y_s}{\partial x} + \frac{\partial y_s}{\partial t} = v : y_s = \text{翼面} \tag{3}$$

$$x = x_f \text{ で } (u^2 + v^2) / 2 + a^2 / (\gamma - 1) = a_0^2 / (\gamma - 1) \tag{4}$$

$$x = x_b \text{ で } p = P_b \text{ (一定)} \tag{5}$$

数値解法としては、シンプルな一段階有限差分法を用いた<sup>4)</sup>

$$U_{i,j}^{n+1} = \beta U_{i,j}^n + \frac{1-\beta}{4} (U_{i+1,j}^n + U_{i-1,j}^n + U_{i,j+1}^n + U_{i,j-1}^n) - \frac{\Delta t}{2\Delta x} (F_{i+1,j}^n - F_{i-1,j}^n) - \frac{\Delta t}{2\Delta y} (G_{i,j+1}^n - G_{i,j-1}^n) \tag{6}$$

翼のねじり振動は振動境界として導入しており、また流れの状態は翼後方静圧と翼前方全圧との比により決めている。この圧力比を以後、背圧比 $P_b$ 、とすることにす。

以下に示す計算例では、 $\beta$ として0.90～0.92の範囲の値を用いた。計算プログラムは、解の収束状況を監視しながら $\beta$ を適当に選ぶようになっている。

### 3. 計算結果

図2に振動翼まわりの等Mach線を示す。振幅 $2^\circ$ 、無次元振動数 $K = 0.185$ 、背圧比 $P_b = 0.775$ の場合である。発生している衝撃波は、ほぼ垂直衝撃波で、正の迎角では上面側の衝撃波のほうが下面側の衝撃波より前に位置している。図3は静止翼におけるものではあるが、迎角 $1^\circ$ のときのシュリーレン写真であり、やはり正の迎角では上面側の衝撃波のほうが下面側の衝撃波より前に位置している。ただし、衝撃波直後では境界層のはく離が観察される。図4に、静止翼における衝撃波位置 $X_s$ の計算値と実験値との比較を示す。なお計算では、衝撃波位置は翼圧面の翼弦方向微分が最大となる点とし、求めている。実験のほうが、背圧比の小さなほうへシフトしているが、背圧比の変化に対する衝撃波位置の変化は定性的には同一である。

図5に、翼のピッチング振動一周期における衝撃波位置 $X_s$ の変化を示す。衝撃波の挙動の基本的な

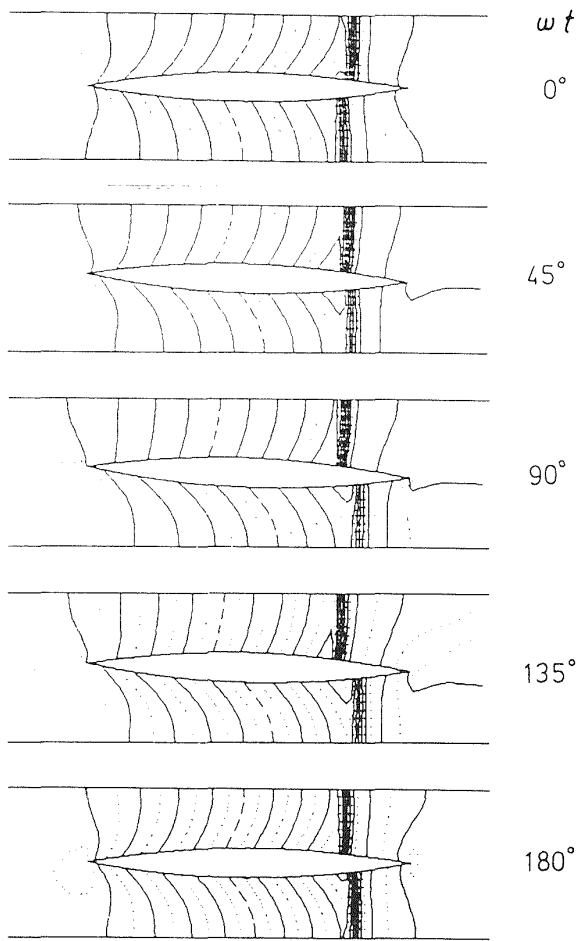


図2 振動翼まわりの等マッハ線

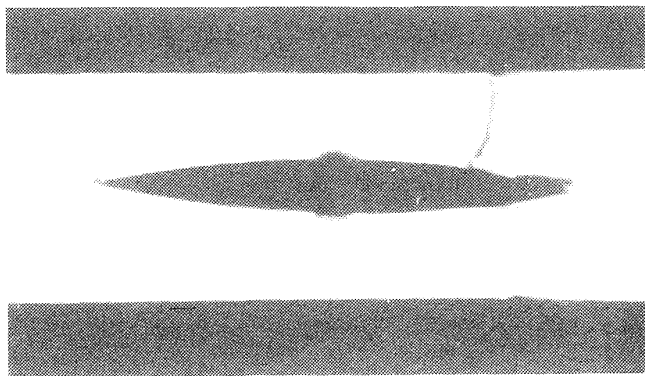


図3 静止翼まわりのシュリレン写真  
(迎角 $1^\circ$ ,  $H = 0.5$ ,  $P_b = 0.68$ )

性質である翼振動に対するその移動方向、位相遅れなどは定性的には一致している。しかしながら実験の方はほぼ台形波状に大きく振動しているのに対して、計算では、ほぼ正弦波状で振幅も小さい。これは現象的には、境界層はく離の有無に起因するものと考えてよい。

さて、衝撃波の変動に伴い、翼面圧は急激な変化をするわけであるが、図6に示した、翼弦長80%

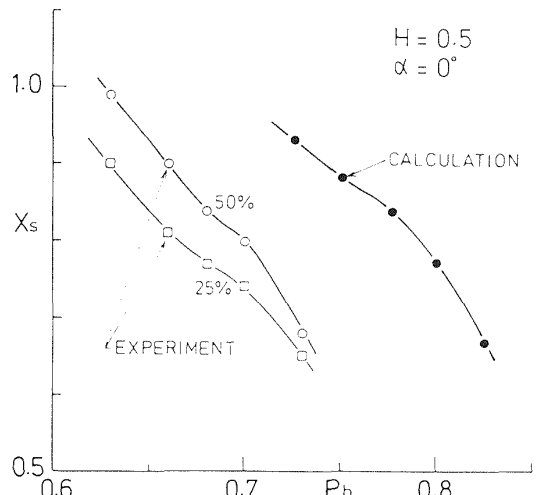


図4 静止翼面上衝撃波位置の比較

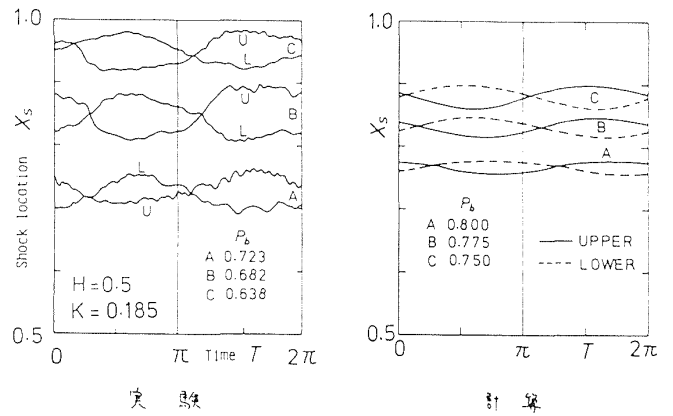


図5 翼振動一周期における衝撃波位置の変化

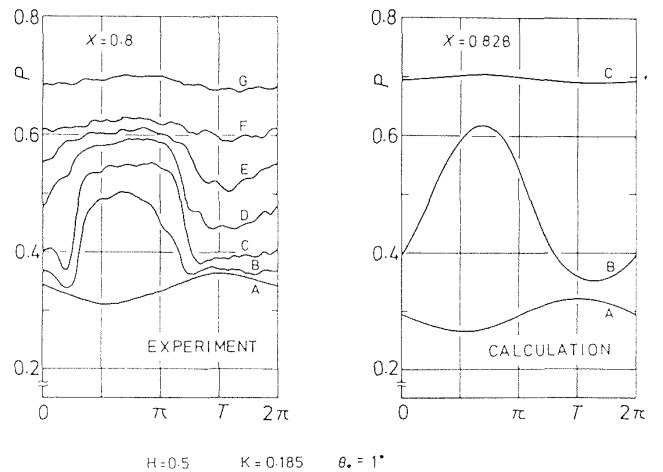


図6 翼振動一周期における翼面圧変化

の点での翼面変動圧の実測値をみると、流れが亜音速のとき(G)、チョーク開始付近(F)では、圧力変動は僅かなものであるが、衝撃波がこの点上を通過している場合(B-D)では、大きな圧力ジャンプが観察される。また衝撃波振動の位相遅れに対応して、圧力ジャンプにも遅れがみられる。また流れが超音

速(A)では、きれいな正弦波状となる。実験にはほぼ対応する点での、計算値をみると、流れが亜音速のとき(C)、超音速となった時(A)は圧力波形は実験とほぼ同一である。しかしながら、衝撃波が通過している時(B)については、実験値のような明瞭な圧力ジャンプが現れておらず、滑らかな波形となってしまう。このような違いの主な原因としては、計算のほうが衝撃波の移動量が小さいためであり、その移動量と比べた場合、使用した計算メッシュが粗いためと考えられる。

衝撃波の移動量と翼面上各点の圧力変化をみてみると、その事がはっきりとわかる。振幅 $1^\circ$ 、背圧比0.75の同一条件で、メッシュサイズを翼弦長の $1/36, 1/64$ とした場合を図7に示した。 $1/36$ の時、衝撃波の移動量は3%で、約1.2メッシュに相当する。 $1/64$ の時3.4%とほとんど同じであるが、約2.2メッシュに相当する。 $1/64$ としたほうが言うまでもなく衝撃波の移動により生ずる大きな圧力変化が明瞭になってはいるものの、実測値のような明瞭な圧力ジャンプはなお表現出来ていない。

さらに振幅 $2^\circ, 4^\circ$ とすることにより、衝撃波の移動量の比較的大きな場合の結果を図8にみると、 $2^\circ$ では、衝撃波の移動量は6.6%で約4.4メッシュ相

当で、圧力波形は実験値に近づいてきている。 $4^\circ$ では、衝撃波の移動量は15%で、9.5メッシュ相当となり、実験値にみられた衝撃波の通過による圧力ジャンプが明瞭に現れている。

差分法では、計算メッシュを小さくすると、計算時間の大幅な増加を招くため、必要以上に小さなメッシュを採用するわけにはいかないが、衝撃波の移動を伴う問題の場合には、圧力波形で見ると、少なくとも、その移動量の $1/5$ 以下のメッシュを用いる必要があると言える。

図9は、空気力が翼になす仕事、すなわち流れから翼面上各点に流入するエネルギー $dE$ の翼弦方向分布を示したものである。計算メッシュサイズは $1/64$ としたものである。計算、実験のいずれにおいても、 $dE$ は、衝撃波の移動部分で大きな負の値となっており、また衝撃波前方の超音速域で、小さな正と、ピッチング軸より前方の亜音速域で、負となっている。先程の圧力波形から見た限りでは衝撃波の移動量と比べメッシュが $1/64$ では粗すぎるように見えたが、 $dE$ に関しては、衝撃波変動の効果も明瞭に現れている。またほかの部分も傾向的に良く一致している。

最後に、翼全体に流入するエネルギー $E$ と背圧比

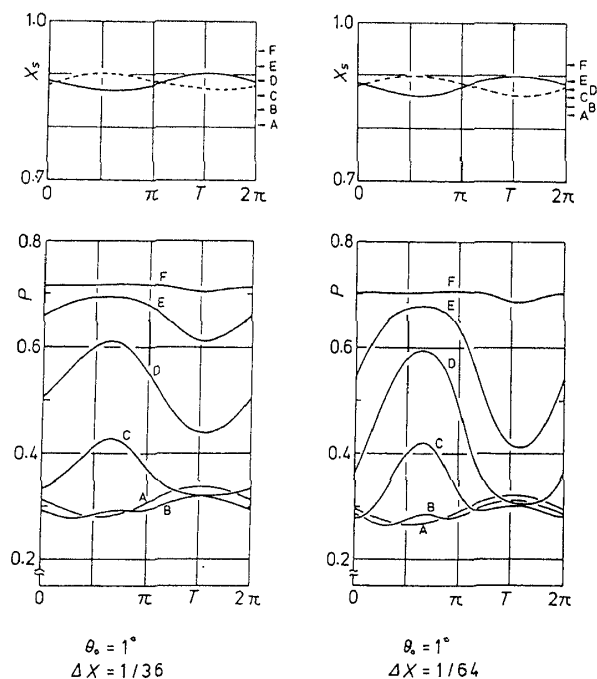


図7 衝撃波変動に伴う翼面圧変化 (その1, 角振幅 $1^\circ, P_b = 0.75$ )

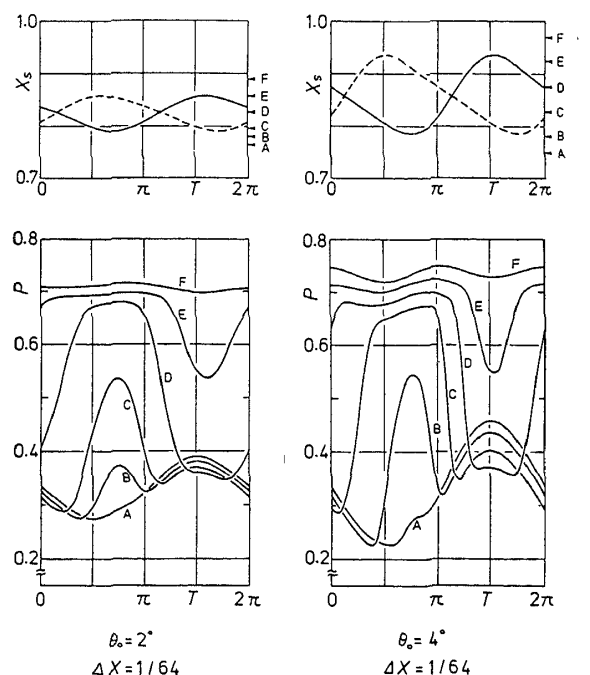


図8 衝撃波変動に伴う翼面圧変化 (その2, 角振幅 $2^\circ, P_b = 0.75$ )

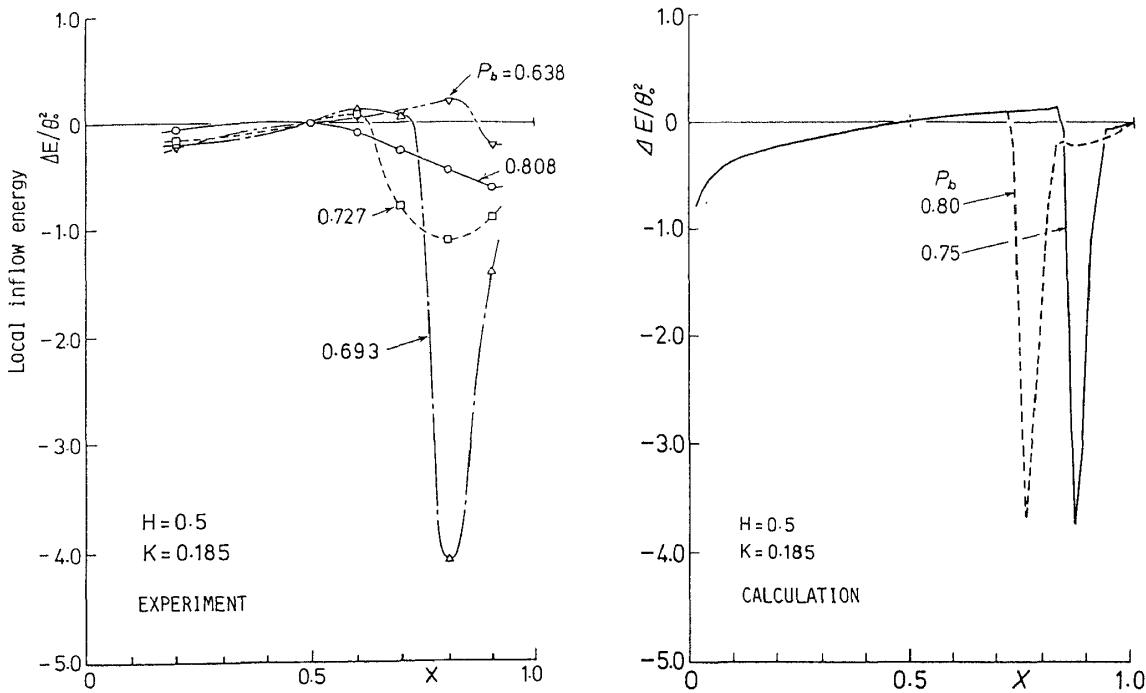


図9 翼面上各点に流入する局所流入エネルギー分布

$P_b$ との関係を、図10に示す。図では、両者の比較を行うために、横軸を計算と実験でショック開始する背圧比の所で一致させている。図に示されているように、このような流れおよび振動条件の場合、 $E$ は計算、実験とも常に負の値であって、翼は空力的に安定であり、また両者は傾向的に良く一致している。計算メッシュが1/36の場合、 $E$ は小さ目に出ているが、1/64では実験値に比較的近い。衝撃波の変動を伴う問題の場合において、非粘性計算でも、衝撃波の挙動をシミュレートでき、またその効果はある程度見つめる事が出来ると言えるが、その際、衝撃波の移動量と計算メッシュとの相対的な大きさに十分注意する必要がある。

#### 4. むすび

遷音速翼列の非定常空力特性と翼間衝撃波の挙動との関連を明らかにするために、その第一歩として、最も簡単なくい違い角 $0^\circ$ で互いに逆位相でねじり振動する翼列を取りあげ、非粘性計算を行い、実験値との比較を通して、計算値の検証を行った。その結果として、現実の現象には翼面境界層との干渉など、粘性の影響が明らかに存在するため、非粘性計算では、当然の事ながら、現象を完全に表現するこ

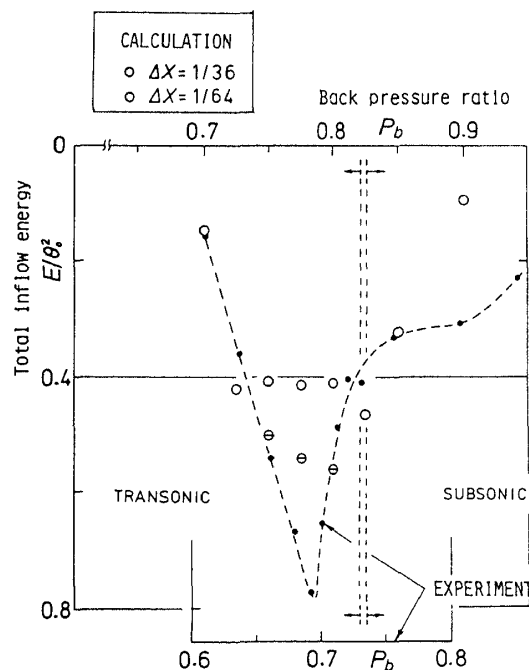


図10 翼全体に流入するエネルギーの計算値と実験値との比較

とが出来なく、それによる違いが生ずるものの、衝撃波挙動と非定常空力特性との関係の定性的な側面を明らかにするには、十分役立つと言える。この際、衝撃波の移動量と比べ、メッシュを十分精細にする必要がある。

## 参 考 文 献

- 1) Ashley, H., "Role of Shocks in the 'Sub-Transonic' Flutter Phenomenon", *Journal of Aircraft*, Vol. 17, No. 3, Mar. 1980, pp. 187-197.
- 2) Kobayashi, H., "Measurement of Unsteady Pressure Distribution on Oscillating Airfoils in a Turbine Annular Cascade", 83-Tokyo-IGTC-69.
- 3) 白鳥, 谷田; 遷音速内部流れにおける振動翼の非定常空力特性, 日本機械学会論文集, 第451号, B編, 昭和59年3月, pp.584-593.
- 4) 白鳥, 谷田; 平行壁間遷音速流中におかれた振動翼の非定常空力特性(第1報 数値計算法について), 東京都立工科短期大学研究報告, 第11号, 1983, pp.195-201.