

超音速翼列における不始動フラッタの解析

土井博史^{*} 梶昭次郎^{**}

Analysis of Unstarted Flutter in Supersonic Cascade

by

Hirofumi DOI

Graduate School, University of Tokyo

and Shojiro KAJI

Department of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo

ABSTRACT

In the case of unstarted super sonic flutter in a cascade, the aerodynamic instability of the blade motion is affected by shock motion, and the occurrence of bending flutter is predicted. In the present paper, Euler equations are solved using the explicit TVD scheme in finite-difference formulation. The computational domain is limited to six channels and the center blade vibrates. Analysis is made by superposition of the computed unsteady components on the surface of each blade, considering the interblade phase angle. The results show that the occurrence of bending flutter is predicted when negative aerodynamic damping force generated by shock motions acts on the suction surface for negative interblade phase angle.

1. 序 論

ガスタービン圧縮機の前段や高速ファンにおいては相対流入速度が超音速となる場合が多い。特にティップ付近では薄翼のため剛性も低く、かつ流れが速いため、翼の振動疲労破損を引き起こす。超音速翼列に特有のフラッタは、圧縮機の高圧力比化、軸流速の増大などの性能向上に際し障害となる問題である。遷音速や超音速におけるフラッタは圧縮性、特に衝撃波による影響は解析が困難であり、そのメカニズムの解明を要求されている。

フラッタの解析は強制翼列振動に対する空気力応答を調べることによって行われてきた。超音速

不始動フラッタはこれまでの研究から、曲げモードの翼振動不安定の可能性や、翼間衝撃波や離脱衝撃波の振動がフラッタに及ぼす影響の可能性があるとされている。超音速フラッタでも特に離脱衝撃波を伴う不始動状態の流れ場に関する解析は、一般的に非定常擾乱を線形化して議論することは不可能であるといわれており、数値解析法によらねばならない。ポテンシャル流の数値解析をした代表的な例はWhitehead¹⁾とVerdon²⁾である。Whitehead¹⁾は定常成分に修正項を加えた形で有限要素法を用いて解いた。Verdonら²⁾は定常成分を非線形、微小な非定常成分を線形に解く数値解析を行った。定常成分は有限体積法、非定常成分は差分法で離散化して求めている。しかし、これらは等エントロピ流れを仮定しており、強い衝撃波が存在する流れ場では衝撃波による擾乱の発生を説明することができなかった。超音速フラッタで

*東京大学大学院

**東京大学工学部航空宇宙工学科

は粘性の影響はあまり支配的ではないとされており、最近ではオイラー方程式を時間進行法で解く試みがなされている。振動翼列問題について、移動格子網を用いてオイラー方程式をMacCormack法で解いたのがGelorymos³⁾である。影響係数法や1ピッチの計算領域による解法が紹介され、実験結果と比較している。Gelorymosは始動状態及び不始動状態の振動翼列問題を解いており、ともに衝撃波付近での変動が大きいことが示されている。

これまでのオイラー方程式を解く方法によるフラッタ解析では、TVDスキームのような衝撃波捕獲法による計算例は少ない。本研究では移動格子網を用いた振動翼列問題のオイラー方程式をTVDスキームで解くことにより超音速不始動フラッタの解析を行う。翼振動によって誘起される衝撃波振動が大きな変動空気力を発生させること、曲げモードの翼振動が不安定であることが多くの文献で確認されている。これらの現象をもとに、衝撃波振動による変動空気力が翼のどのような位置に、どのような位相で作用することにより、曲げモードフラッタが発生するかという機構を明らかにすることを目的とする。

2. 数値解法

2.1 概要

2次元圧縮非粘性流中の振動翼列周りの流れをオイラー方程式で解く。離脱衝撃波の振動をとらえることが重要であり、強い衝撃波をとまなう流れ場の問題を解くためには高解像度の衝撃波捕獲法をもちいる必要がある。TVDスキーム(Total Variation Diminishing Schemes⁴⁾)は現在の数値計算の中でも特に衝撃波を伴う流れ場の解析には欠かせない衝撃波の高解像捕獲能力を持つ。非定常計算なので時間による変化を忠実に追う陽解法で解かねばならない。ここではApproximate Riemann solverを用いたHarten-Yee型⁴⁾のNon-MUSCL typeの数値流束をつかう。定常計算で求めた解を初期条件として非定常計算を行う。

2.2 計算格子

翼型にはGE Experimental Quiet Engine Fan B

ロータのタイプの翼型を用いる。諸元はキャンバ13.84°、スタガ53.42°、ソリディティ1.296である。格子はH型を採用し、代数的方法により配置した格子を初期条件にポアソン方程式を解く解析的方法で格子を形成することにする。図1にこれらの方法によって生成した格子網を示す。

2.3 移動格子網

振動翼列周りの非定常計算をする上で流れ場に変動を生じさせるのは翼振動にとまなう各格子点の移動速度と翼面上での境界条件の変化である。そのためには翼振動と連動した各格子点振動を与える必要がある。ここに移動格子網の機構を取り入れることにする。翼が正弦振動による剛体運動することから、各格子点も同様の正弦振動を行うことにより、各タイムステップで格子の時間的及び空間的な変化量を計算し、格子データは静止状態のものだけを用意すればよいようにしている。本計算では、各格子点の振動振幅は他の格子点座標には影響されず、その点と翼面からの距離に応じて異なるようにし、翼面近傍では翼とほぼ同じ振幅を持ち、翼から離れるに従って振幅が小さくなるようにする。格子線が重ならないように格子点を動かすには最も簡単な方法として、格子幅の比を一定に保ちながら格子を変化させればよい。

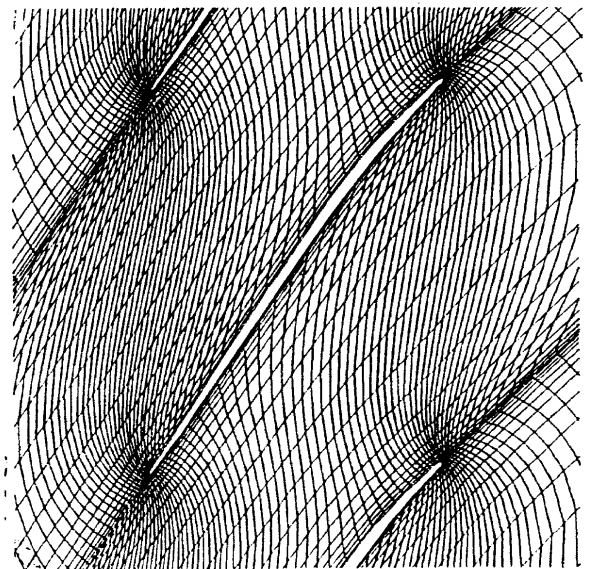


図1 計算格子

2. 4 境界条件

入口境界では全圧，全温，周方向速度を固定し，出口境界は静圧を固定する．翼面境界では固体壁境界条件を適用するが，移動格子網をつかった非定常計算を考えた場合，個体壁面法線方向成分は個体壁面の移動速度であることになる．翼のキャンパラインの延長上にある境界はピッチ毎の周期性を利用して周期境界条件を用いる．

移動格子網を用いた振動翼列周りの非定常計算の場合，隣接翼との間に一定の翼間位相差があれば，ピッチ毎の周期性は保たれないため定常計算で用いるような周期境界条件を適用することができない．影響係数法⁵⁾は実験でよく使われる方法で，翼振動振幅が小さい場合，翼列全体としての変動空気力は各翼に働く変動空気力成分に線形的に分解できることに着目している．この方法を計算に適用すると，数ピッチの計算領域をとりその中心に位置する翼1枚だけを振動させた場合の流れ場を解くことになる．各静止翼に誘起される変動成分を求め，ある翼間位相差でそれらを線形的に重ね合わせることにより，翼間位相差のある振動翼列を模擬することができる．この方法では定常計算と同様に全ての周期境界上で周期境界条件を与えることができる．計算領域中にある静止翼枚数が多いほど，離れた翼振動の影響を求めることができるが，実験では6～8ピッチの領域で近似すれば十分であることが確かめられている．

3. 計算結果

3. 1 定常計算

不始動状態は始動時の結果から出口境界での静圧を上げることによって発生させる．始動時の結果は図2に等圧力線図，また，不始動時の結果は図3に等圧力線図，さらに，以下に計算結果による翼列流れの特性を表にし，始動時と不始動時の状態を比較する．

	始動時	不始動時
相対流入マッハ数	1. 2 9 2	1. 2 8 5
入射角[degree]	2. 0 3 1	2. 3 7 5
偏差角[degree]	1 3. 7 0	8. 7 4
全圧比	1. 3 8 1	2. 0 1 5

表から分かるとおり，入口の条件はほとんど変わらない．不始動時では流出マッハ数が始動時に比べて低い，流れは翼面に沿っており偏差角は始動時に比べて小さいことが分かる．

図2の始動時の流れ場の様子を見てみよう．後縁で強い衝撃波を発生し圧力上昇を起こす．この強い翼間衝撃波は翼列のスロートの下流に位置し，圧力面側に付着している．それで，圧力面側の流れは前縁から徐々に膨張したあとこの衝撃波によって圧力上昇を起す．翼間衝撃波上流では翼間は超音速になっているが，衝撃波下流では亜音速になり亜音速流出している．

次に，図3で不始動時の流れ場の様子を見てみよう．超音速流入した流れは始動時同様，翼前縁

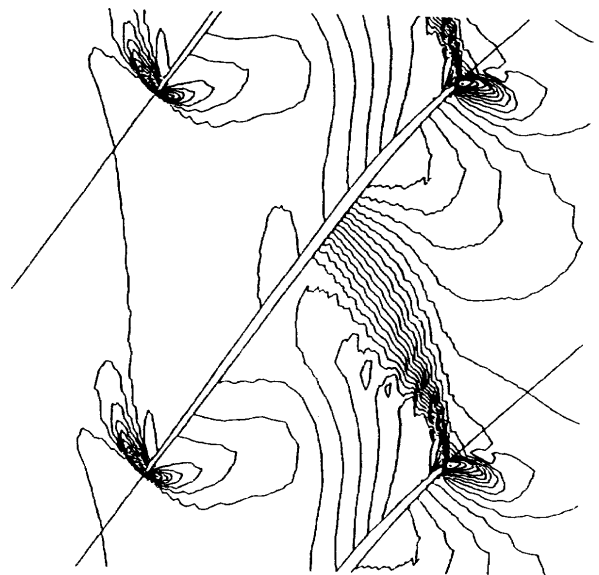


図2 始動時等圧力線図

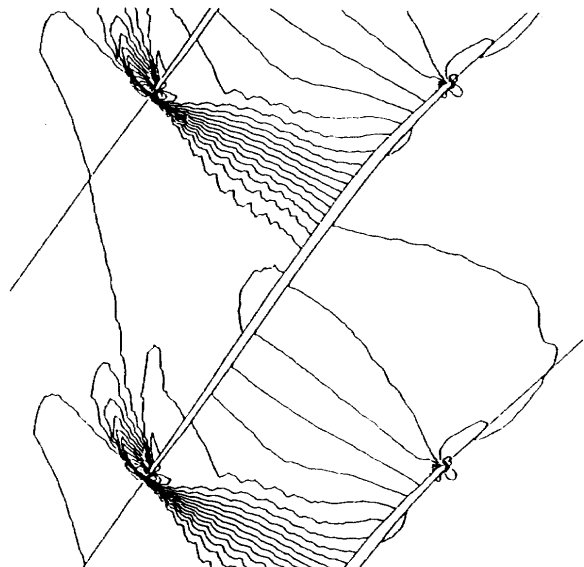


図3 不始動時等圧力線図

付近で衝撃波を発生する。しかし、不始動状態の場合、この衝撃波は圧力面側の隣接翼の背面側に付着している。この衝撃波を過ぎたあと圧力面側にその流れはほとんど変化しないまま翼列下流に流出する。一方背面側にその流れは隣接翼の前縁付近からのびている衝撃波によって圧縮され翼列下流に流出する。前縁から隣接翼の背面側にのびる衝撃波により流れは亜音速になり、圧力面側では翼列全域亜音速、背面側でもスロート付近下流は亜音速となっている。

3. 2 非定常計算

本研究では始動状態と不始動状態の流れ場について、6ピッチを計算領域とした影響係数法を用いて、翼振動振幅10%コード長、振動数100Hz、150Hz、200Hz、250Hzの曲げモード振動で計算した。翼振動の形は翼変位が正弦関数となるようにし、振動方向は翼列方向に等しい。CFL条件を満たすよう1周期を等分割してタイムステップを決め、1周期につき24回データを蓄積した。収束判定は1周期ごとの最大誤差で判定した。

翼間位相差を模擬した場合の変動圧力から翼面に働く変動空気力を求め、それらの変動空気力が翼に対して行う仕事を翼面に沿って積分する事により、翼振動に働く空気力応答としての変動空気力仕事量が求められる。変動空気力仕事を及ぼす成分は1次の翼振動速度と同位相の変動成分だけである。翼振動一周あたりの変動空気力仕事 \hat{W} が

正の時、変動空気力は翼振動に対して仕事をする事になりフラッタが発生する。逆に \hat{W} が負の時には翼振動エネルギーが変動空気力によって吸収され翼振動は安定することが言える。 \hat{W} は入口密度 ρ_0 、入口音速 a_0 、ピッチ s 、翼振動振幅 q 、角振動速度 ω を用いて

$$C_w = \frac{\hat{W}}{\rho_0 a_0 s \eta^2 \omega}$$

のように無次元化する。

図4、図5にそれぞれ始動時と不始動時の翼面位相差による変動空気力仕事の変化を示す。図4の始動時には全ての振動数において -100° 前後でフラッタが起こることが分かる。位相差が負の時は変動が回転方向に伝播する場合で、背面位相遅れの時に曲げモードフラッタが起こるといえる。振動数を上げると翼間位相差 -150° から 45° の間では徐々に安定するが、 -150° 以下、 45° 以上では逆に不安定になっていく様子が分かる。全体的な曲線の形はどの振動数の場合も似ていて、連続的に曲線が推移していく様子が分かる。図5の不始動時でも、始動時同様、翼間位相差 -110° を中心に背面位相遅れの曲げモードフラッタが発生することが分かる。また、全体的な曲線の形もよく似ている。100Hzの場合を比べてみると不始動時は始動時に比べてフラッタが発生する翼間位相差の範囲が大きくなっており、フラッタが発生しやすいことが言える。振動数による変化でも、不始動時は100Hzのときは他の場合に比べて、翼間位相差が負のときは

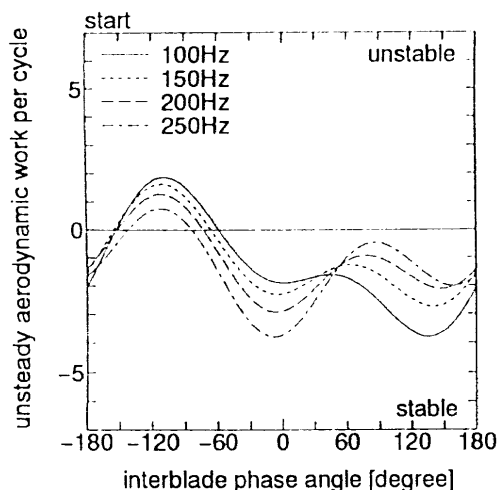


図4 翼間位相差による変動空気力仕事の変化

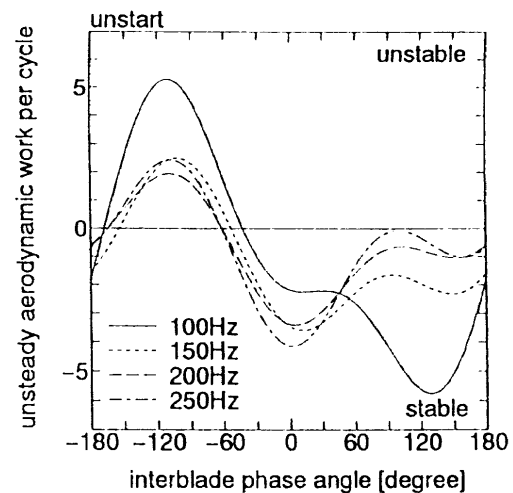


図5 翼間位相差による変動空気力仕事の変化

圧倒的に不安定で、翼間位相差が正のときは圧倒的に安定である。要するに、振動数100Hzと150Hzの間で急激な変化があることを示している。

ここで、始動時の振動数100Hzの場合、翼間位相差が -110° 、 $+135^\circ$ の付近で極値をとることに注目して、翼面変動圧力分布を調べる。これ以降、調べるべき翼面変動圧力は変動空気仕事を及ぼす1次の翼振動速度と同位相成分のみに限る。図6、図7にそれぞれ翼間位相差が -110° 、 $+135^\circ$ の場合の翼面変動圧力係数分布を示す。始動時には、圧力面側の衝撃波付着点付近の変動圧力が他の領域に比べ非常に大きく、背面側の変動は各々の場合あまり変わらず、ほぼ0に近い値である。つまり、圧力面側の変動によって翼振動の安定性が決まるといってもよい。各々の場合の変動圧力が励振力となるか、減衰

力となるかを評価する。背面側の変動が圧力面側の変動より大きければ、翼振動速度が正のとき、つまり翼が回転逆方向に動くとき、背面側から空気が働くことになり、これは減衰力となる。一方、背面側の変動が圧力面側の変動より小さければ、励振力となる。

図6の翼間位相差が -110° のときは全域にわたって小さい励振力が働いており、曲げモードフラッタが起こる。図7の翼間位相差 $+135^\circ$ のときは、圧力面側コード60%付近に衝撃波による大きな負のピークがあり、大きな減衰力が働いている。よって翼振動は極めて安定となる。

次に、不始動時の翼振動100Hzの場合について図5で極値をとる翼間位相差について調べる。図8、図9にそれぞれ翼間位相差が -110° 、 $+130^\circ$ の場合の分布を示す。全ての場合に共通して言えることは、まず第一に、背面側の衝撃

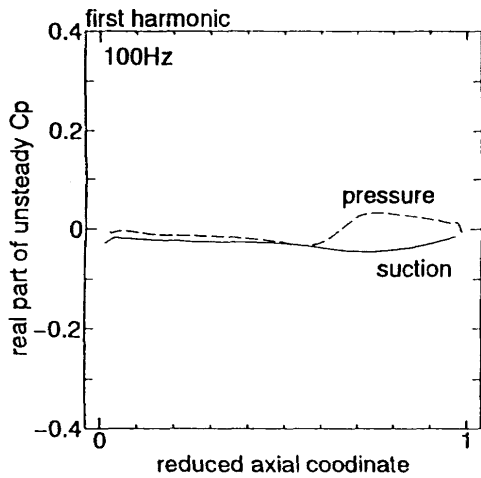


図6 始動時翼面変動圧力係数分布 (翼間位相差 -110°)

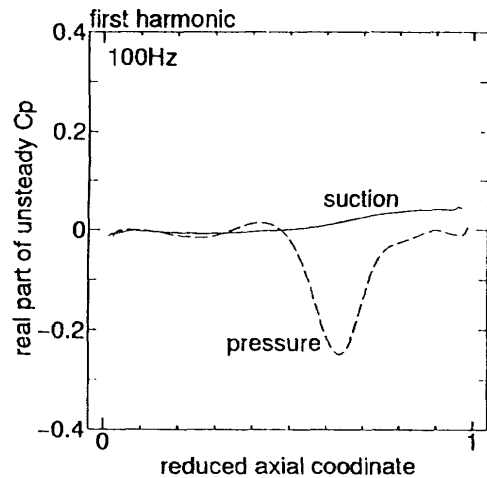


図7 始動時翼面変動圧力係数分布 (翼間位相差 $+135^\circ$)

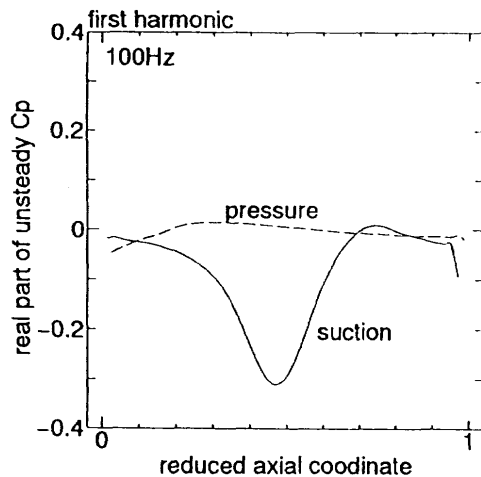


図8 不始動時翼面変動圧力係数分布 (翼間位相差 -110°)

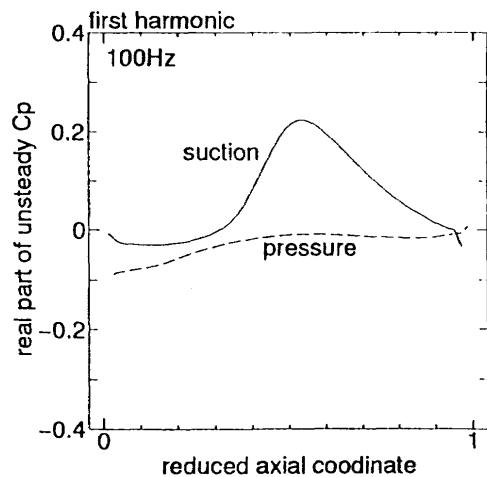


図9 不始動時翼面変動圧力係数分布 (翼間位相差 $+130^\circ$)

波付着点付近の変動圧力が他の領域に比べ非常に大きいことである。第二は、始動時とは対照的に、圧力面側の変動は各々の場合あまり変わらず、ほぼ0に近い値であり、背面側の変動によって翼振動の安定性が決まるといってもよいことである。始動時には背面側の変動はほとんど変化しなかったため、つまり、大きな変動を生じる衝撃波の付着点がどちらの翼面にあるかという違いで、衝撃波付着点がある側の変動が翼振動の安定性を左右しているといえる。超音速フラッタにおいて衝撃波が及ぼす影響が多たであることが分かる。

次に、各々の場合の変動圧力が励振力となるか、減衰力となるかを評価する。図8の翼間位相差が -110° の場合、コード10%から70%の部分で圧力面側の変動圧力が背面側のそれより大きくなる励振力が働いており、特にコード中心の大きな励振力が働いていることになる。図6の始動時と比べてもコード中心の励振力はかなり大きく、図5の不安定性の高さを表している。図9の翼間位相差 $+130^\circ$ の場合、コード中心の衝撃波振動による大きな減衰力に加えて、前縁付近にも小さな減衰力が働いており、極めて安定となる。

ここで、超音速フラッタが発生するメカニズムについてまとめてみる。超音速翼列内には翼間衝撃波や離脱衝撃波が発生する。翼が振動する場合、衝撃波も振動し、その近傍に大きな変動圧力が生じる。この衝撃波が及ぶ翼面にも大きな変動圧力を誘起することになる。始動時の場合には圧力面側、不始動時の場合には背面側に大きな変動圧力が発生することになる。この変動圧力が翼間位相差によって励振力として働くような場合に翼振動は不安定になりやすい。

4. 結 論

超音速不始動フラッタの解析を行うため、振動翼列問題のオイラー方程式を解いた。衝撃波捕獲法の一つであるTVDSキーム、また、翼列方向曲げモード振動を流れ場に伝える移動格子網を用いて数値解析を行った。翼間位相差を考慮した計算を行うために影響係数法を適用し、100Hz

の翼振動数において、背面位相遅れのフラッタが起こる結果が得られた。以下にこの解析から得られた知見をまとめる。

- (1) 翼振動によって誘起される衝撃波振動は衝撃波近傍に大きな擾乱を発生する。
- (2) 超音速フラッタの発生は衝撃波振動による非定常空気力によって大きく左右される。衝撃波が及ぶ翼面の位置にはこの非定常空気力が働き、翼間位相差によって励振力が発生させることがある。
- (3) 超音速不始動状態の曲げモードフラッタは背面位相遅れの場合に発生する。このとき、背面側のコード中心付近に衝撃波振動による大きな非定常空気力が発生し、この非定常空気力が翼振動と逆位相であるため、コード中心付近に大きな励振力が働いている。

5. 参 考 文 献

- (1) Whitehead, D.S., The Calculation of Steady and Unsteady Transonic Flow in Cascades, Cambridge University Engineering Department Report CUED/A-Turbo/TR118, (1982).
- (2) Verdon, J.M. and Caspar, J.R., Linearized Unsteady Aerodynamic Analysis for Transonic Cascades, J. Fluid Mech., 149, (1984), 403.
- (3) Gelormos, G.A., Numerical Integration of the Blade-to-Blade Surface Euler Equations in Vibrating Cascades, AIAA J., 26-12, (1988), 1483.
- (4) Yee, H.C., Klopper, G.H., and Montagne J.L., High-Resolution Shock-Capturing Schemes for Inviscid and Viscous Hypersonic Flows, J. Comput. Phys., 88, (1990), 31.
- (5) 花村庸治・田中英穂・山口和夫, 振動翼列における非定常流体力測定に関する一実験法, 日本機械学会論文集, 45-398, (1979), 1399.