

NAL TR-72

UDC 533.6.011.3/5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-72

補助翼バズに関する一実験

中村泰治・田辺義一

1965年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963年2月 近藤 博, 菅田光弘 坂口 一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題 ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$	1963年4月 戸川隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月 川井忠彦, 泉日出夫 戸川隼人, 林 洋一
TR-47	鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年8月 佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月 林 二誠
TR-49	高速軸流圧縮機の研究 (III) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III)	1963年9月 松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月 桶口一雄, 能美力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月 武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pebble-Bed Heater	1963年9月 林 二誠
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第I報) —壁温が時間と流向距離のみによる場合— Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月 林 二誠
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月 三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor Which Has a Boss	1963年11月 佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定 (第I報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月 中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating a Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964 Takao ISHII Mitsunori YANAGISAWA
TR-58	高度500 フィートないし10,000 フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月 竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性 The Magnetic Tape Date Reduction System and Its Performance	1964年1月 田畠淨治, 中正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月 堀武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角45°, テーパ比0.6の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月 中井暎一, 小原瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月 尾形吉和

補助翼バズに関する一実験*

中村泰治**・田辺義一**

Some Experiments on Control-Surface Buzz

By Yasuharu NAKAMURA & Yoshikazu TANABE

Experimental investigations on the control-surface buzz at transonic speeds were made with a two-dimensional airfoil-flap combination model. Experiment 1 was devoted to optical observations by using a high speed motion camera with particular emphasis on the growth of buzz, namely from the state of small amplitudes up to the limit cycle of oscillation. In Experiment 2, the measurements of the unsteady hinge moment of the flap by a free oscillation method were performed at subsonic and transonic Mach numbers.

It was found that the type of buzz occurring at the higher transonic Mach numbers shows "a soft oscillator" characteristics. Also the oscillation, at least at small amplitudes, can be associated with negative damping in potential flow and does not depend on the boundary layer effects. The measured unsteady hinge moments of the flap agreed reasonably with the values predicted by the supersonic unsteady linearized theory.

§ 1. まえがき

遷音速域で補助翼等がヒンジのまわりに回転自励振動を起こすことは、すでに遷音速機の出現とほとんど同時に認められ、内外において多くの研究を生んだ、いわば古典的な問題である¹⁾。それらの研究はそれぞれ特色があるが、とくに Lambourne は、二次元翼について、バズに及ぼす種々のパラメータ——マッハ数、翼型、迎角等につき詳細な研究を行なった²⁾。しかし、遷音速では翼面衝撃波の発生をともない、しかも多くの場合、翼面境界層がこのために激しいはく離を起こすため現象は多彩であり、自励振動発生の本質については、完全な理解にはまだほど遠い感がある。一方、振動学的にながめると、バズの一つの特長は空気力の非線型性が強いということで、舵面の運動は発散せず、一定の有限振幅の振動が持続する。従来の研究は、いずれも、この振動の最終状態、つまりリミット・サイクルについて行なわれた。これに対し、筆者等は、バズ発生究明の一つの手掛かりとして、現象が典型的な非線型振動であることを認めながらも、振動の過渡現象、すなわち、

* 昭和39年12月11日受付

** 機体第一部

微小振幅の状態、さらに、振動が成長してリミット・サイクルに落ち着くまでの経過を中心調べようとしている*。ここでは、この観点より行なった二次元翼についての一実験結果について報告する。つまり、二次元主翼一補助翼模型の補助翼を両端で小さいペアリングで保持し、ヒンジのまわりに自由に回転できるようにする。この状態でバズが成長していく過程を高速度カメラでとらえてみた。また、自由振動法により、補助翼の非定常ヒンジ・モーメントを測定して第1の方法と比較した

§ 2. 実験装置と方法

用いた風胴は東京大学宇宙航空研究所、吸込式遷音速風胴である。風胴測定部は高さ×幅が 20 cm × 12 cm、測定部の気流方向の長さは 50 cm である。測定部上下壁は開口比 10 %、5 本溝のスロット壁で、気流の一様性を得るために気流方向に上下にそれぞれ約 0.6° ずつ傾斜している。模型は翼断面が NACA 64A010 の二次元模型で、その諸元は表 1 に示される。補助翼の弦長は翼型の 1/4 で主翼と補助翼の間隔は 0.5 mm である。翼弦長 (=8 cm) を基準にした試験レイノルズ数は遷音速で約 1.2×10^6 であり、翼面境界層は大部分層流であると考えられる。一方、現象は実機相当の乱流境界層の状態で調べることが必要であるので、この実験では、翼面境界層を強制的に乱流に遷移させる目的で翼前縁より 5 % 弦長点に直径 0.2 mm の銅線を接着した。

表 1

翼 型	NACA 64A010
翼 厚 比	0.10
最大翼厚位置	40 % 弦長点
翼 弦 長	8 cm
翼 幅	12 cm
補助翼弦長	2 cm
ペアリング内径	2 mm
補助翼のヒンジまわりの慣性モーメント	{ 25.14 g·cm ² (スチール翼) 8.92 g·cm ² (ジュラルミン翼)

図 1 に示すように主翼は鋼製で、両端のシュリーレン窓に矩形の切口を作り、これより腕を出して側壁に固定した。第1の実験では、両端のシュリーレン窓に内径 2 mm、外径 6 mm のポール・ペアリングを埋め込み、補助翼のヒンジをこれによりささえた。したがって、静止空气中では補助翼はヒンジのまわりに自由に回転できる。また、この実験では、ヒンジのまわりの慣性モーメントをかえるために、同一翼型で材質がそれぞれ鋼、ジュラルミンの 2 種類の補助翼を用いた。実験は、この状態で風胴弁を急閉し、補助翼のその後の運動をシュリーレン法により高速度カメラを用いて観測する。

* 最近の筆者への私信によれば、Lambourne も同様な研究を遂行中である。

第2の実験では、図2に示すように補助翼をシュリーレン窓の両外側で十字板ばねによりささえ。もちろん、十字板ばねの交叉点は補助翼ヒンジの位置と一致しておく。このような機構では補助翼は十字板ばねの交叉点を回転中心にして回転振動をすると考えてよい。(ヒンジの上下振動は無視してよい。)この十字板ばねにストレン・ゲージを接着して、補助翼のヒンジまわりの回転振動を知ることができるので、微小減衰振動(または発散振動)中の非定常ヒンジ・モーメントを逆に求めることができる。この方法により、補助翼に働く亜音速および遷音速における非定常ヒンジ・モーメントを測定して第1の実験による結果と比較検討した。この実験では、シュリーレン窓に直径6mmの丸穴が開けてあり、補助翼ヒンジ(直径4mm)との間隔がある。実験に用いた模型は風胴測定部の高さに比して、翼厚、翼弦長ともに大きい。したがって、少くとも定常的風胴壁干渉は免れ難い。これについては後述する。図3は模型がある場合の測定部上下壁のマッハ数分布の測定結果である。この図で模型上流の一様なマッハ数の値を定め、これを主流のマッハ数とした。

§ 3. 実験結果

二次元翼に起るバズがマッハ数、翼型、迎角等によりどのように異なるかについては、すでに Lambourne の実験結果に詳しい。もちろん、彼の研究もすべて振動のリミット・サイクルにおける観測に基づいており、それぞれの領域でバズが発生する機構については完全な説明は与えられていない。その結果によれば、定常流のパターンによりバズの発生は三つの領域に大別できるようである。第1の領域Aは翼面衝撃波がヒンジの前方にある場合で、補助翼のまわりの流れは亜音速である。この場合、衝撃波により翼面境界層が激しいはく離を引き起こす時期が(Pearceyによる³⁾)やはりバズの発生と一致するという事実の指摘により、Lambourneは、衝撃波の運動とそれに基づくはく離の強さの変化の連成が自励振動発生の機構ではないかと推論している。

第2の領域Bは、衝撃波がヒンジと後縁の間にある場合で、補助翼面では亜音速と超音速領域が混在している。この領域では、彼は境界層の激しいはく離も認めたけれども、これがバズ発生に本質的であるかどうかもまだわからないといっている。

第3の領域Cは、衝撃波が補助翼後縁に達した場合で、舵面のまわりの流れは純超音速であり、ポテンシャル流の理論で与えられる運動の負減衰と関連があるのでないかと彼は予想している。これに対して、今回の実験は、前述のようにリミット・サイクル以前のバズを観測して、その発生機構について再検討を加えようとしたものである。しかし、第1の領域については、残念ながらこの実験では自励振動が発生しなかった。これはいかなる原因か目下不明であり、今後積極的に調査していくたいと考えている。領域Bについても、この実験より得られたものはあまり多くない。領域Cについてはとくに詳しく調べることができた。したがって、まずこの結果より報告する。図

4, 図5に代表的なシュリーレン写真を示す。図4は、補助翼がジュラルミン製の場合で主流のマッハ数は $M=1.18$ である。フィルム速度は毎秒約3,600コマである。この場合、風胴始動後主流のマッハ数が一定値 (=1.18) になるまでの時間は約0.25秒である。この時間は主として急開弁の機械的運動に費やされるものと考えられる。もともと、この実験では補助翼は両側のペアリングで支持されているだけであり、これをクランプする装置もないため、主流のマッハ数が設定値に飽和していくなくまだ流れが加速されているときに自励振動を起こす可能性もある。しかし、実験結果によれば主流がほぼ一定になって後に振動が始まっている。このことは、シュリーレン写真中の翼面上の流れの変化および微小振幅中の振動数が一定であるということにより認められる。微小振幅では翼面衝撃波はすでに補助翼後縁に達しており、舵面のまわりの流れは純超音速である。また、舵面は楔型であり、主翼後端よりでの擾乱波も直線的であることがシュリーレン写真より認められるので、補助翼のまわりの流れはほぼ一様な超音速流と考えてよい。この擾乱のマッハ角は 50° である、この値より求めたヒンジ直前の流れのマッハ数は $M=1.30$ となる。この値は後縁に達した衝撃波の傾角 60° と流れの偏向角 6° とより求めた補助翼面上のマッハ数 $M=1.32$ にほぼ一致する。図4をみると振動振幅が小振幅より次第に増大していくことがわかる。すなわち、この場合フラップは“soft oscillator”的特性を示す。

前述のようにその初期では衝撃波は補助翼後縁に付着しており、翼面境界層の影響も考えられないで、この場合、運動の負減衰は明らかにポテンシャル流としての特性である。振幅が大きくなると(約 15°)流れの擾乱も大きくなるので、たとえば、主翼後縁の擾乱波も強さを増すと同時に直線的でなくなる。さらに振幅が増すとこの擾乱波は翼全面を往復するようになる。また、大振幅ではこの擾乱波の根元で境界層がはく離しているのも認められる。リミット・サイクルは 29° の大振幅である。図5は鋼製の補助翼の例である。この場合、ジュラルミン製の翼に比して振動数が減少しているのは補助翼のヒンジまわりの慣性モーメントが増しているからである。舵面のまわりの流れは図4と余り変わらない。ただし、最終振幅は 40° にも達している。図4、図5の例でもわかるように、大振幅では、明らかに測定壁からの反射波が再び補助翼に達しており、測定壁の干渉が認められる。これに対して微小振幅では、測定壁の干渉は認められない。図6は補助翼舵角と衝撃波の運動の時間的変化をシュリーレン写真より読みとりプロットしたものである。舵角の振動波形は小振幅では正弦波に近いがリミット・サイクルでは当然ながら歪が認められる。衝撃波の運動は補助翼に対して約 $30^\circ\sim35^\circ$ 遅れているが、この値は振幅が増大してもほとんど変化しない。図7は振幅と振動数の変化を示す。振幅は、小振幅ではほぼ時間について指数的に増大するがその後、鈍化する。振動数もこれに対応して大振幅では急減している。これらの振動学的量の非線型的変化に対応して、シュリーレン写真中では前記の衝撃波の移動が始まっている。主流のマッハ数が下がると、舵角0では後縁に付着している衝撃波が小振幅でも舵面上を移動する。したがって、小振幅で

も後縁付近では境界層の影響が認められる。図8にその例を示す。しかし、この状態でも、境界層の影響は小さく、自励振動の発生は舵面上の大部分の流れを占めるポテンシャル流の特性によると考えているが、このことはさらに詳しい検討を必要とする。大振幅における流れの状態は前出の図4、図5と余り変わらない。さらにマッハ数を下げていくと図9のようなきわめて不規則な波形の振動が得られる。これは領域Bに属するバズと思われる。この領域では衝撃波の動きはきわめて不安定であり、主翼は対称翼で迎角は 0° に設定してあるにもかかわらず、補助翼のわずかな取付誤差等でその平均舵角が0とならず流れは上下面非対称となる。振動波形も周期的であるが正弦波ではなく、平均舵角が突然変化することもあった。また、発振はいわゆる“hard oscillator”の特性を示し、突如として大きな振幅で振動を始める。したがって、この領域については本実験より得られるものは少ない。シュリーレン写真によれば、衝撃波直後で境界層が激しくはく離していることが認められるが、このはく離が振動の励起に本質的かどうかも依然として不明である。

さて、主流のマッハ数が高い場合は、前述のように微小振幅では補助翼のまわりの流れはポテンシャル微小擾乱流の仮定をほぼ満足しているといえる。しかも、舵面は直線であるので運動は超音速流中の振動平板翼にきわめて類似する。マッハ数は1に近く、無次元振動数 k の値は小さいけれども、流れが線型的であることも期待してよい。周知のように、低超音速振動平板翼の線型理論によれば、 k が小さいとき純ピッチング・フラッタが起こることが示されている。前縁まわりのピッチング・モーメントの aerodynamic stiffness coefficient h_β と aerodynamic damping coefficient $-h_{\dot{\beta}}$ は

$$\frac{2kM^2}{M^2-1} \ll 1$$

のとき、次式で与えられる⁴⁾。

$$-h_\beta = \frac{1}{\sqrt{M^2-1}} \quad (1)$$

$$-h_{\dot{\beta}} = \frac{2}{3\sqrt{M^2-1}} \left(2 - \frac{M^2}{M^2-1} \right) \quad (2)$$

(2)式の右辺は、 $1 \leq M \leq \sqrt{2}$ の範囲で負値をとるので、純ピッチング・フラッタがこの領域で起こり得ることになる。今回の実験結果と(1), (2)式で与えられる値とを比較してみると興味あることである。実験1における補助翼の運動は微小振動の時は(3)式のように簡単に表わされる。

$$I\ddot{\beta} = H = \rho V^2 C_F^2 s \left(h_\beta \beta + \frac{C_F}{V} h_{\dot{\beta}} \dot{\beta} \right) \quad (3)$$

I はもちろん補助翼のヒンジまわりの慣性モーメントで、右辺は補助翼に働く流れの非定常ヒンジ・モーメントである。 h_β , $-h_{\dot{\beta}}$ はそれぞれ aerodynamic stiffness coefficient および aerodynamic damping coefficient である。ただし、ペアリングの摩擦トルクは空気力に比して小さいと考え

られ無視した。また、この非定常ヒンジ・モーメントは自由振動法によっても求めることができる。この場合、運動方程式は十字板ばねの剛性と構造減衰を考慮して

$$I\ddot{\beta} + l_\beta \{1 + g_\beta \operatorname{sign}(\dot{\beta})\} \beta = \rho V^2 C_F^2 s \left(h_\beta \beta + \frac{C_F}{V} h_{\dot{\beta}} \dot{\beta} \right) \quad (4)$$

となる。(3), (4) 式で微小振幅時の補助翼舵角の振動波形より振動数および振幅の増大率（または減衰率）を求めることにより非定常ヒンジ・モーメントを知ることができる。この場合、翼部分は実験 1 に用いたものと同一であるが表 2 に模型の力学的諸元を示す。以上二つの方法で求めたヒンジ・モーメント、 h_β , $-h_{\dot{\beta}}$ の測定結果を図 10 (a), (b) に示す。無次元振動数 k の値は系の固有振動数をかえることにより変化させた。実験 1 の場合は前述のように、補助翼の材質をかえてその慣性モーメントをかえた。

表 2

	(a)	(b)	(c)	(d)
補助翼のヒンジまわりの慣性モーメント	61.17 g·cm ²	〃	〃	〃
十字板ばねの長さ×幅	13 mm × 6 mm	〃	〃	〃
十字板ばねの厚さ	0.2 mm	0.3 mm	0.4 mm	0.5 mm
系の固有振動数	29.7 c/s	52.5 c/s	76.0 c/s	109.4 c/s
構造減衰率	0.0172	0.0065	0.0071	0.0097

また実験 2 では十字板ばねの厚さをかえてヒンジまわりの回転剛性をかえた。しかし、いずれにしても模型が小さいので遷音速では k の値は小さい。高亜音速では振動波形が乱れて自由振動法で測定が困難であった。図 10 でわかるように、両係数とも k による変化は測定した範囲では小さい。超音速では亜音速に比して aerodynamic stiffness coefficient h_β が急激に増す。これは衝撃波が補助翼後縁に達して舵面上の流れが超音速になったことに対応する。超音速では主流のマッハ数が変化しても h_β はほぼ一定である。図 10 (b) では、亜音速で正減衰であったヒンジ・モーメントが超音速では負減衰になることを示している。 h_β と同様に $-h_{\dot{\beta}}$ も超音速ではほぼ一定である。図 10 の破線は上記の超音速振動平板翼の線型理論である。

実験では、補助翼のまわりの流れは主翼の影響を受けており、この線型理論と比較するためには、マッハ数としてヒンジ直前のマッハ数をとるべきである。このとき、たとえば図 4, 図 5 の例でわかるようにヒンジ前方のマッハ数は約 $M=1.30$ であるから、実験値と理論値は比較的よい一致を示している。前述のように線型理論ではこの負減衰は $1 \leq M \leq \sqrt{2}$ の範囲で起こる。図 4, 図 5 で得られたマッハ数がこの実験における最高マッハ数であるが、超音速ノズルを用いることによりさらにマッハ数を上げてフラッタ限界を実験的に求めてみることが望ましい。一般に、理論および実験で示されるこの負減衰現象は遷音速ポテンシャル流の特性であって、音速に近い流れの中で生ずる擾乱伝播の遅れによるものと理解することができる。すなわち、定常流では複元的である

ヒンジ・モーメントにこの遅れが加わって負減衰モーメントを発生すると考えてよいであろう。したがって、主翼の場合についても、適當なピッチ軸のまわりに同様な純ピッチング・フラッタが生ずることが期待できるが、事実、筆者等は別な風洞実験によりこれを確認している⁵⁾。これについては他の機会に報告したい。

最後に風洞壁干渉につき一言する。使用した模型が測定部断面に対して非常に大きいので測定壁の干渉が無視できない。このことはたとえば、図 10 (a) でわかるように、衝撃波の補助翼後縁への後退がマッハ数 1 を越えてから起こっているということから推察できる。普通このような現象は高亜音速で起こる。Holder によれば、遷音速で主流のマッハ数を測定壁の静圧分布より推定すると測定壁の種類によっては大きい食い違いを生ずることがあり、スロット壁の場合、模型のまわりの流れが open jet に近い場合が多いことを指摘している⁶⁾。主流のマッハ数は、定常流の場合には半実験的に補正することも可能であろうが、今回の実験値には測定部の非定常干渉も含めてそのような修正は全然施してない。

§ 4. 結論

- (1) 衝撃波がヒンジの前方にある場合はバズは発生しなかった。この原因は目下不明で今後さらに検討を必要とする。
- (2) 衝撃波が補助翼面上にある場合の自励振動は波形が複雑で “hard oscillator” の特性を示した。
- (3) 衝撃波が後縁に達したときは、純粹のポテンシャル流中のフラッタが起こった。この場合、フラップは “soft oscillator” であり、その振幅は微小振幅より次第に増す。初期には衝撃波も後縁に付着していて境界層の影響も考えられない。振幅が大きくなると衝撃波が翼面を前後に往復し、衝撃波の根元で境界層も激しいはく離を起こす。
- (4) 補助翼の運動より求めた非定常ヒンジ・モーメントはこの負減衰領域において線型理論とほぼ一致した。

最後に、この実験は東京大学宇宙航空研究所の風洞を借用して行なわれたもので、実験に際し、種々ご教示いただいた河村竜馬先生に深く謝意を表する。また、実験に協力された機体第一部空力弹性研究室江尻宏氏に感謝する。

記 号

- M : マッハ数
- V : 速 度
- ρ : 空気密度
- β : 補助翼の舵角 ((1) および (2) 式では迎角として使用)
- β_0 : 補助翼の平均舵角
- c : 翼弦長
- x : ヒンジより測った距離
- C_F : 補助翼弦長
- s : 翼 幅
- α : 迎 角
- S_1, S_2 : 衝撃波の位置
- I : 補助翼のヒンジまわりの慣性モーメント
- H : 空気力学的非定常ヒンジ・モーメント
- h_β : ヒンジまわりの非定常ヒンジ・モーメントの aerodynamic stiffness coefficient [(1) および (2) 式では前縁まわりの非定常ピッチング・モーメントの係数として使用]
- $-h_{\dot{\beta}}$: ヒンジまわりの非定常ヒンジ・モーメントの aerodynamic damping coefficient [(1) および (2) 式では前縁まわりの非定常ピッチング・モーメントの係数として使用]
- k : 無次元振動数 $\left(= \frac{\omega C_F}{2V} \right)$
- l_β : cross spring pivot の回転剛性
- g_β : 構造減衰率
- ω : 振動数 (rad/sec)

文 献

- 1) N. C. Lambourne; "Flutter in One Degree of Freedom", AGARD, Manual on Aeroelasticity Vol. 5.
- 2) N. C. Lambourne; ARC C.P. 473.
- 3) H.H. Pearcey; R & M 3108.
- 4) I. E. Garrick and S. I. Rubinow; NACA Rep. No. 846.
- 5) 中村泰治, 田辺義一; 亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定 (第 I 報), 航技研報告 TR-56 (昭和 38).
- 6) D.W. Holder et al; R & M 2955.

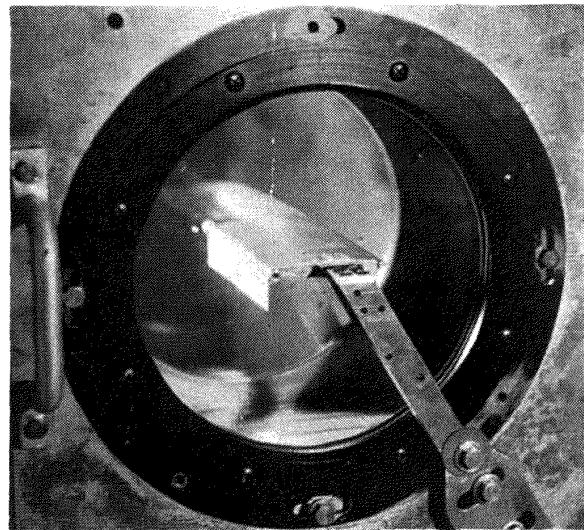


図 1 光学的観測用模型

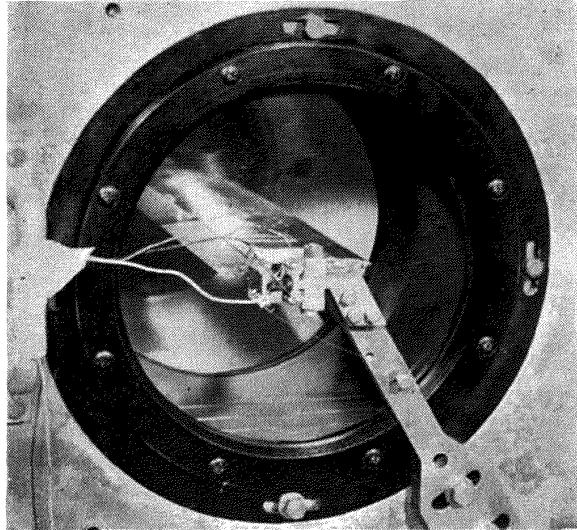


図 2 ヒンジ・モーメント測定用模型

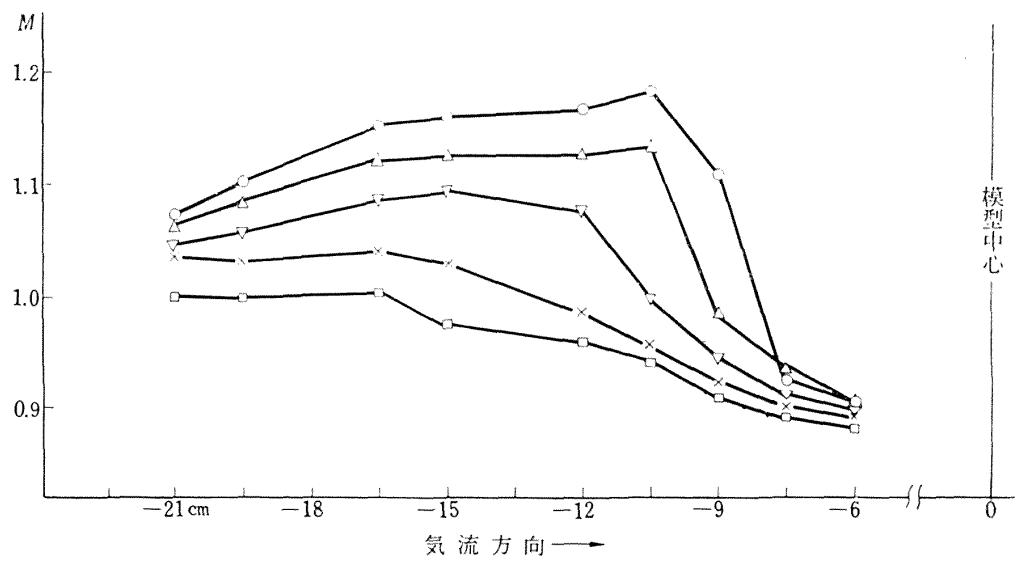


図 3 測定部下壁のマッハ数分布

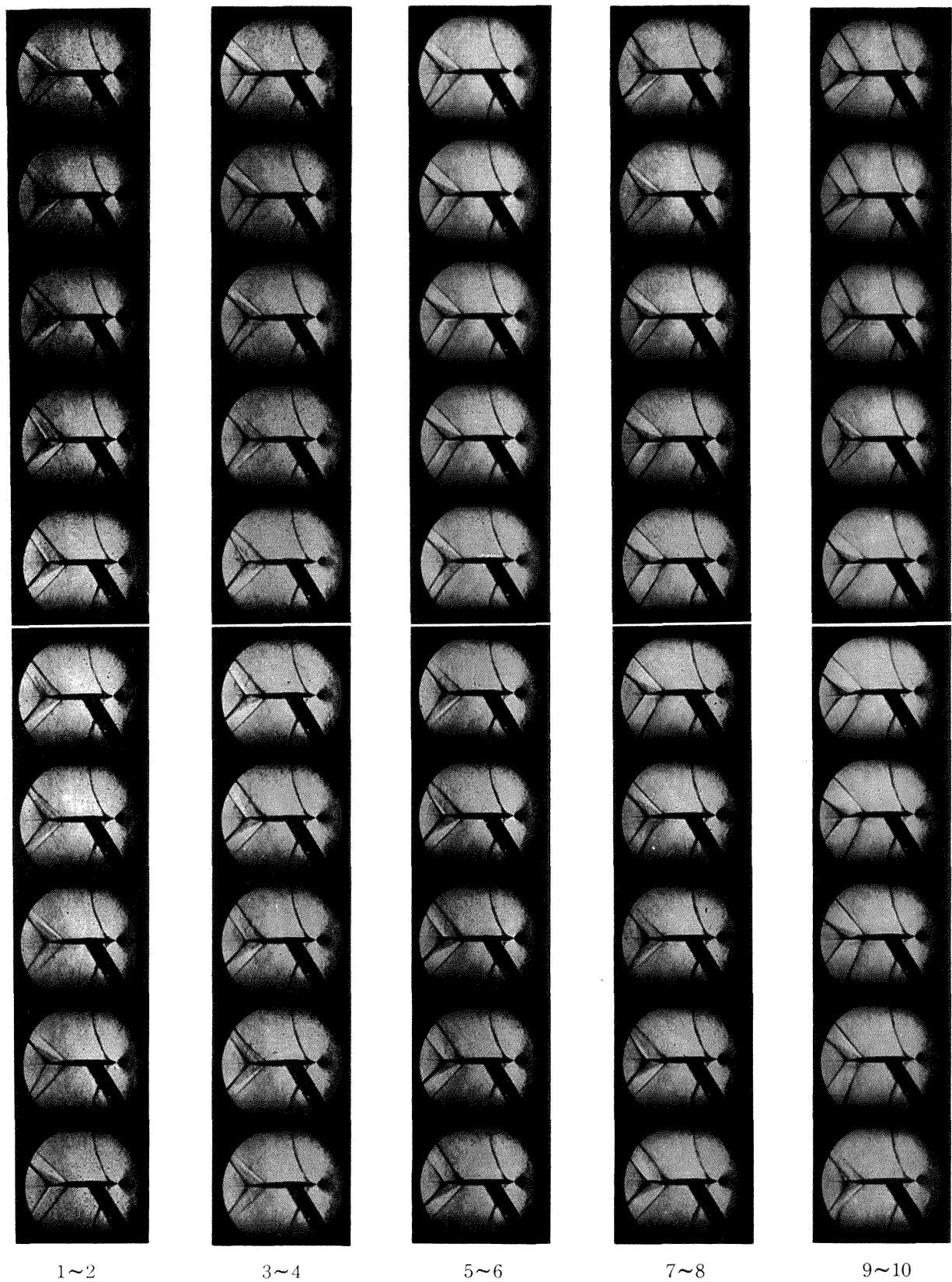


図 4 (1)

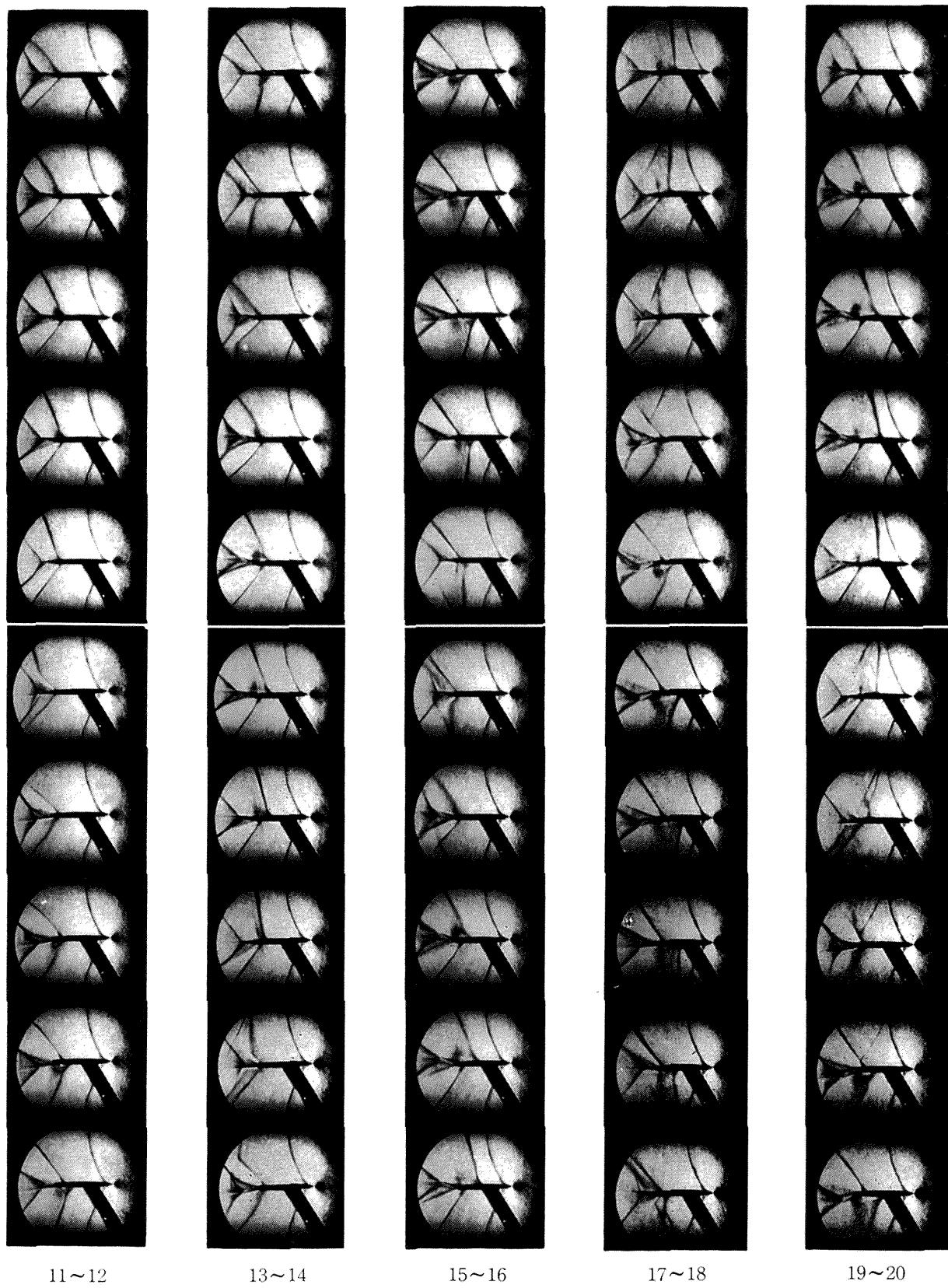
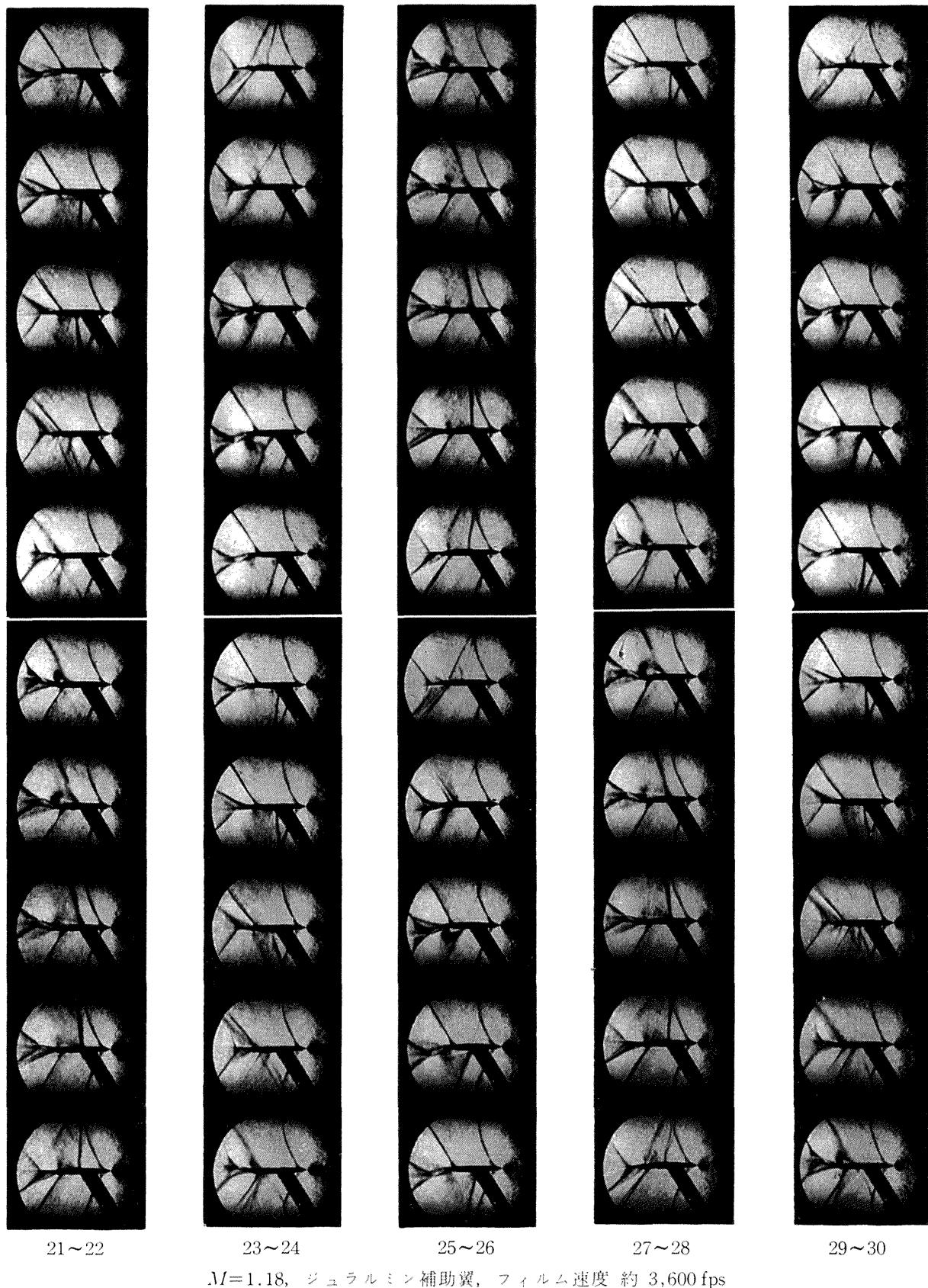


図 4 (2)



$M=1.18$, ジュラルミン補助翼, フィルム速度 約 3,600 fps

図 4(3) バズ成長中の高速度ショリーレン写真

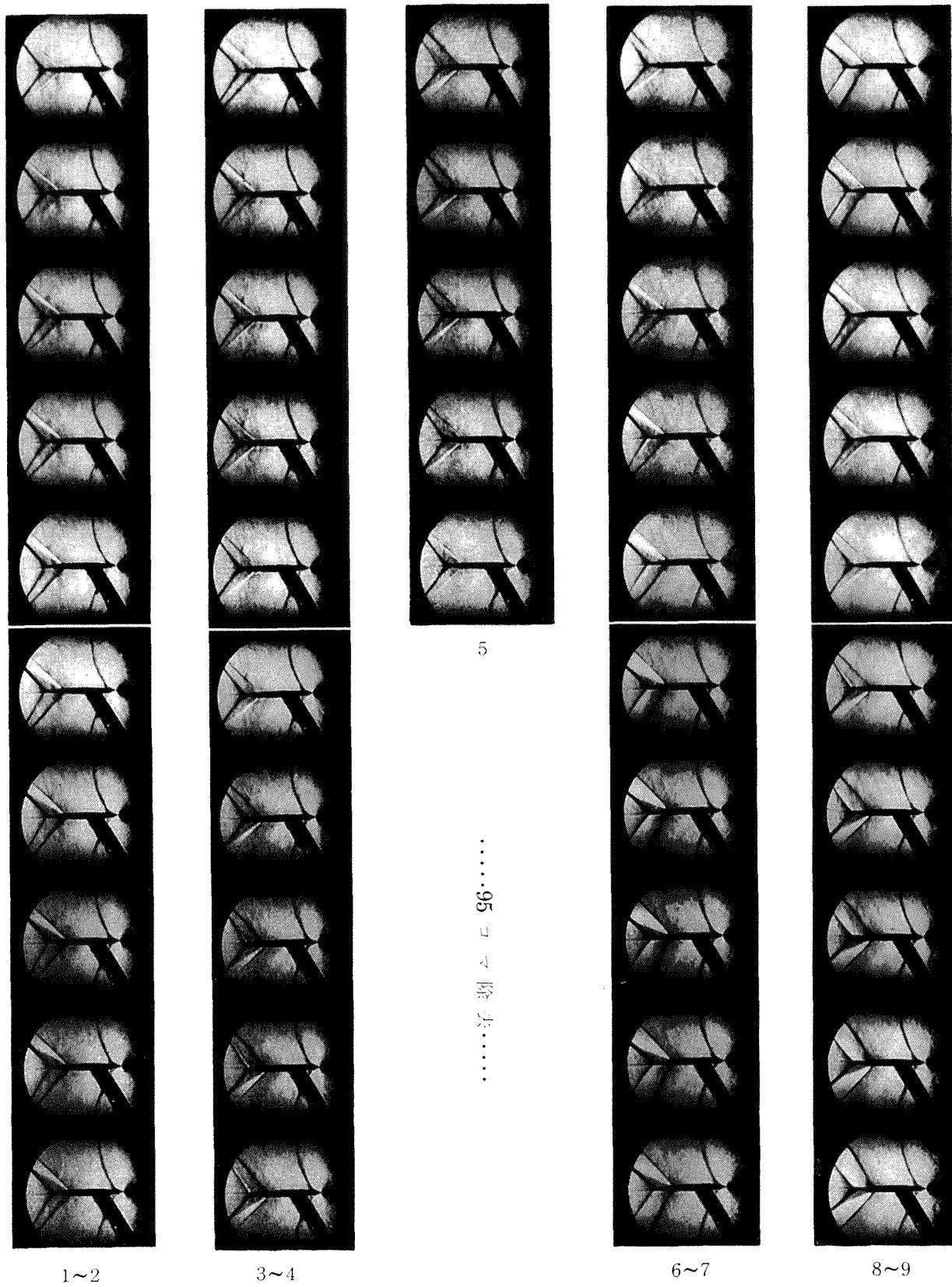


図 5 (1)

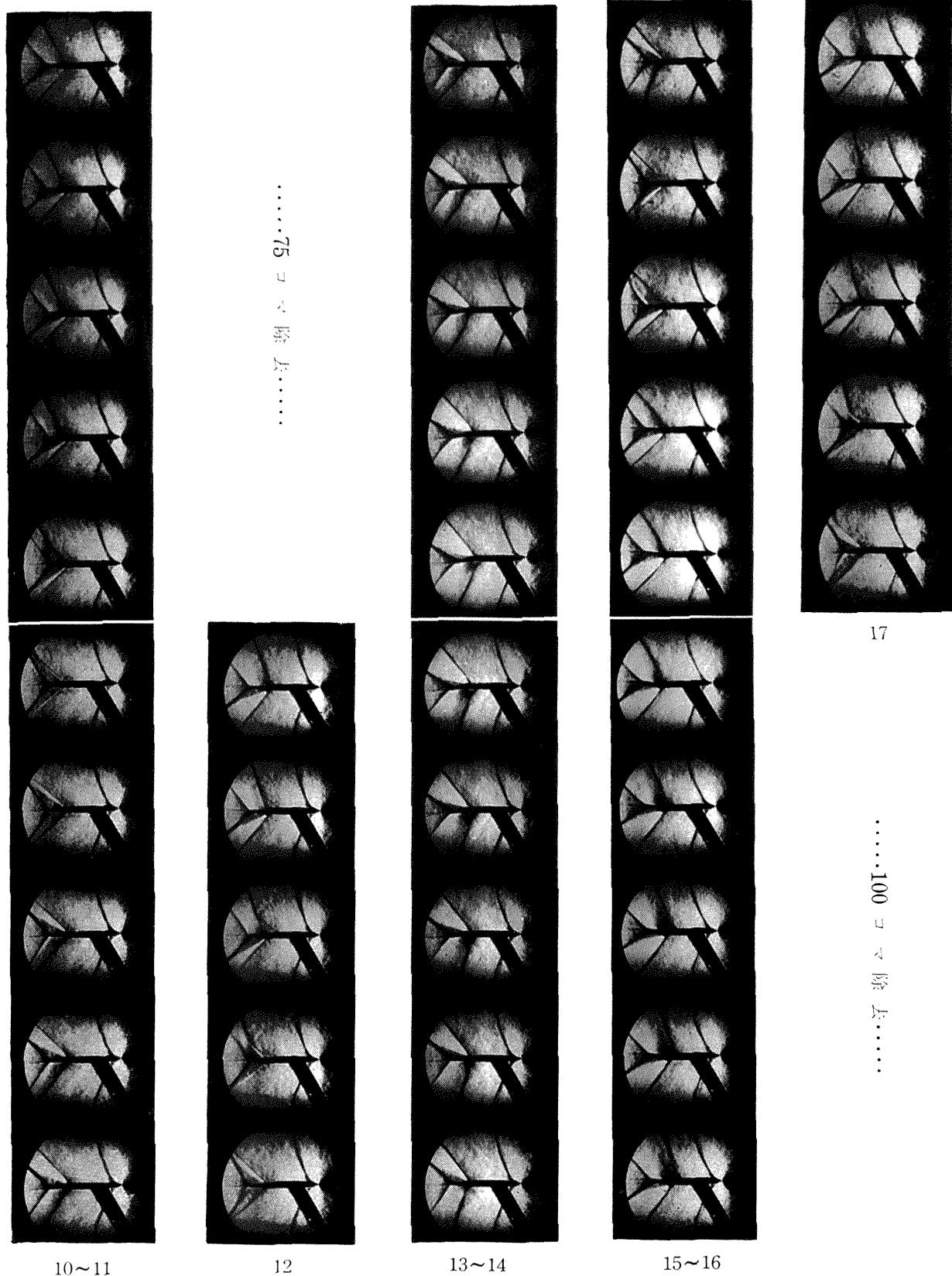


図 5 (2)

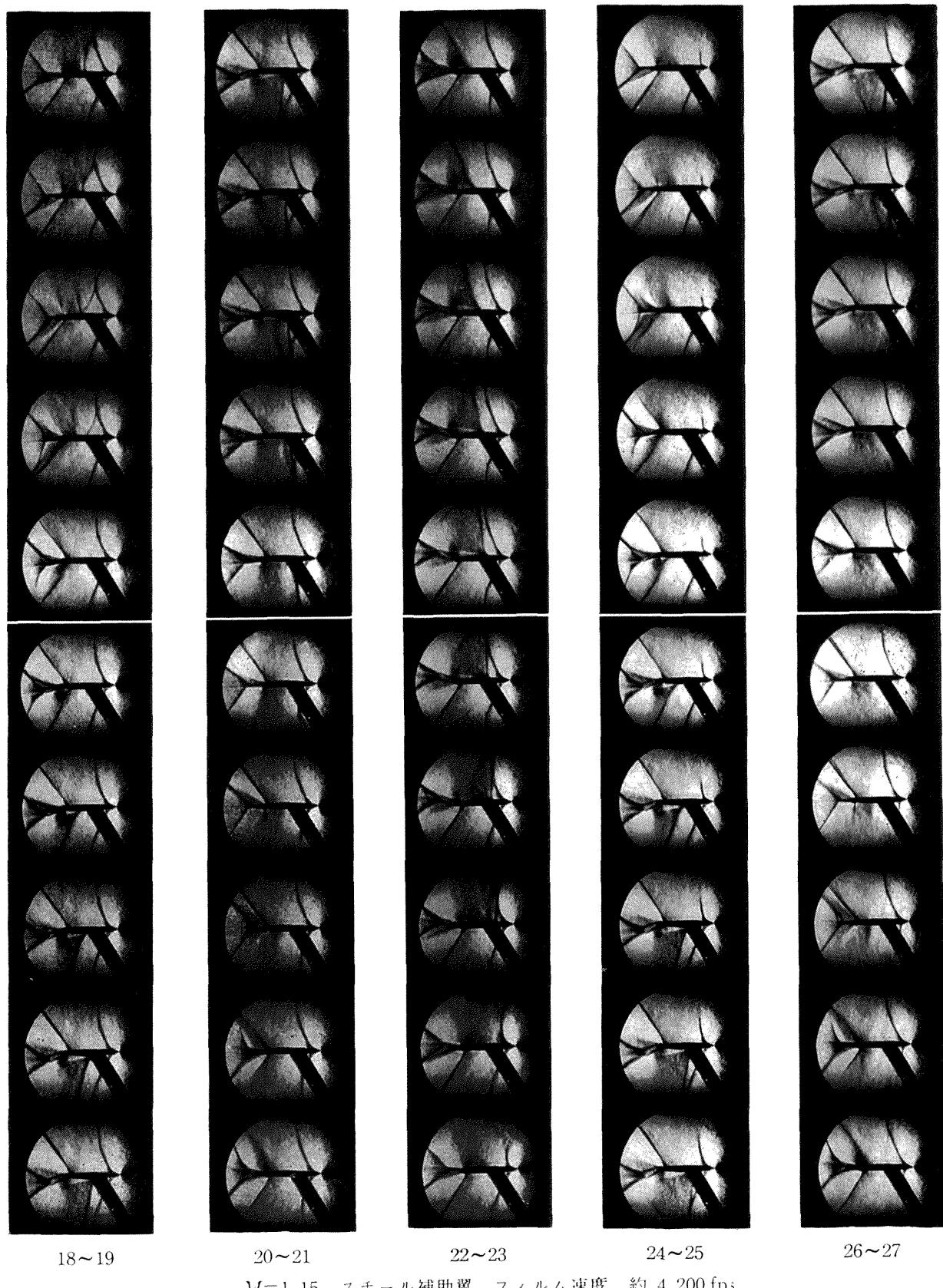


図 5(3) バズ成長中の高速度ショリーレン写真

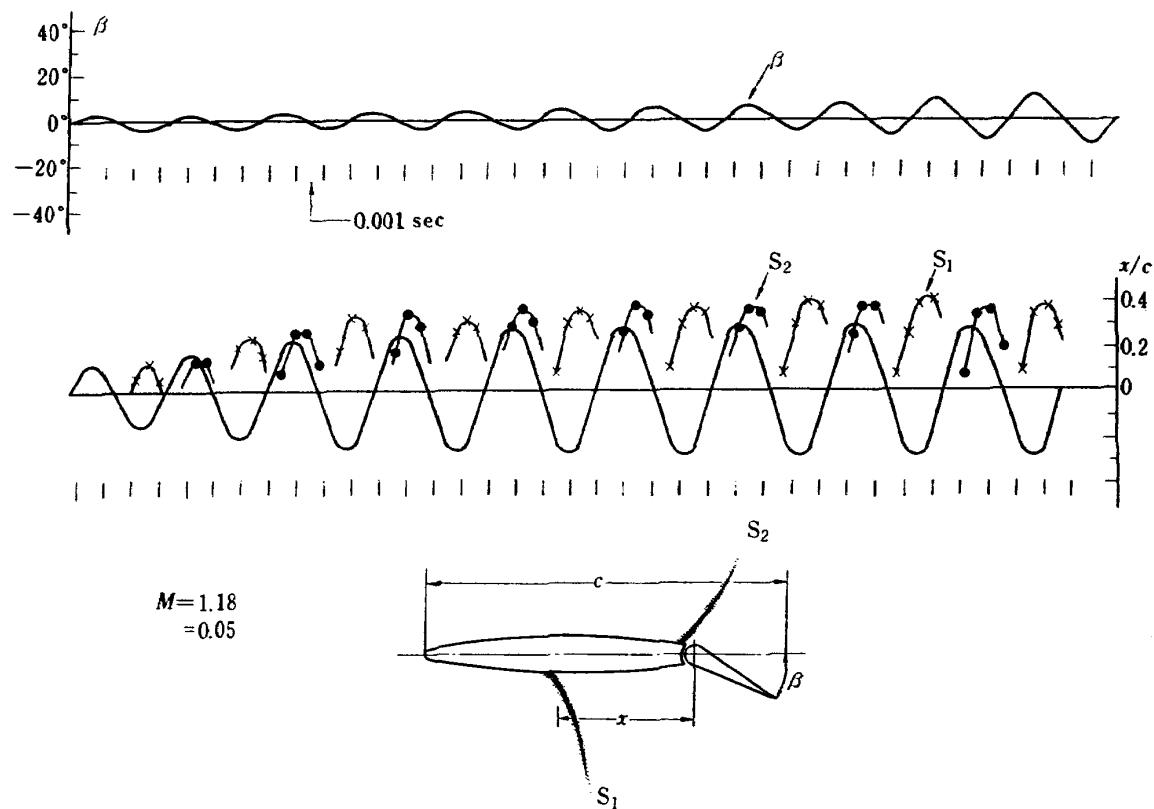


図 6 バズ成長中の補助翼舵角と衝撃波の振動波形

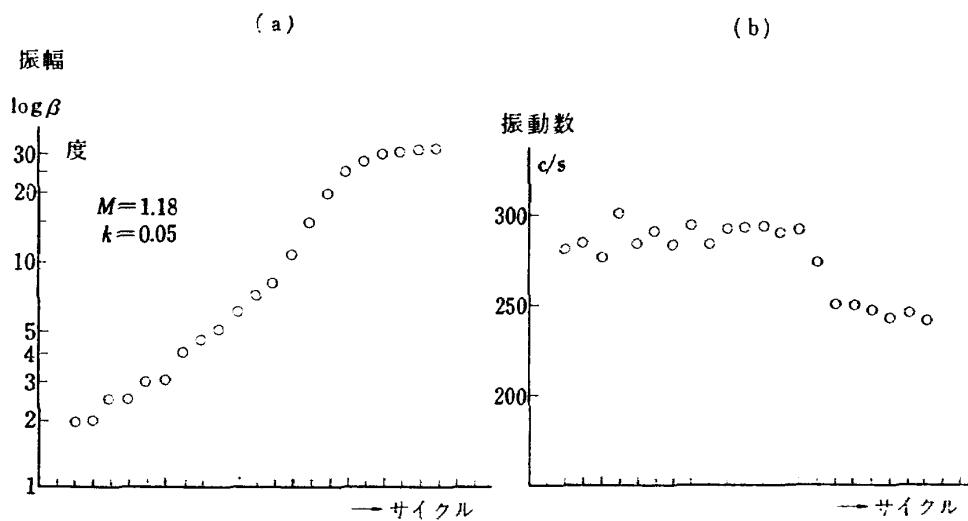


図 7 バズ成長中の振動数と振幅の変化

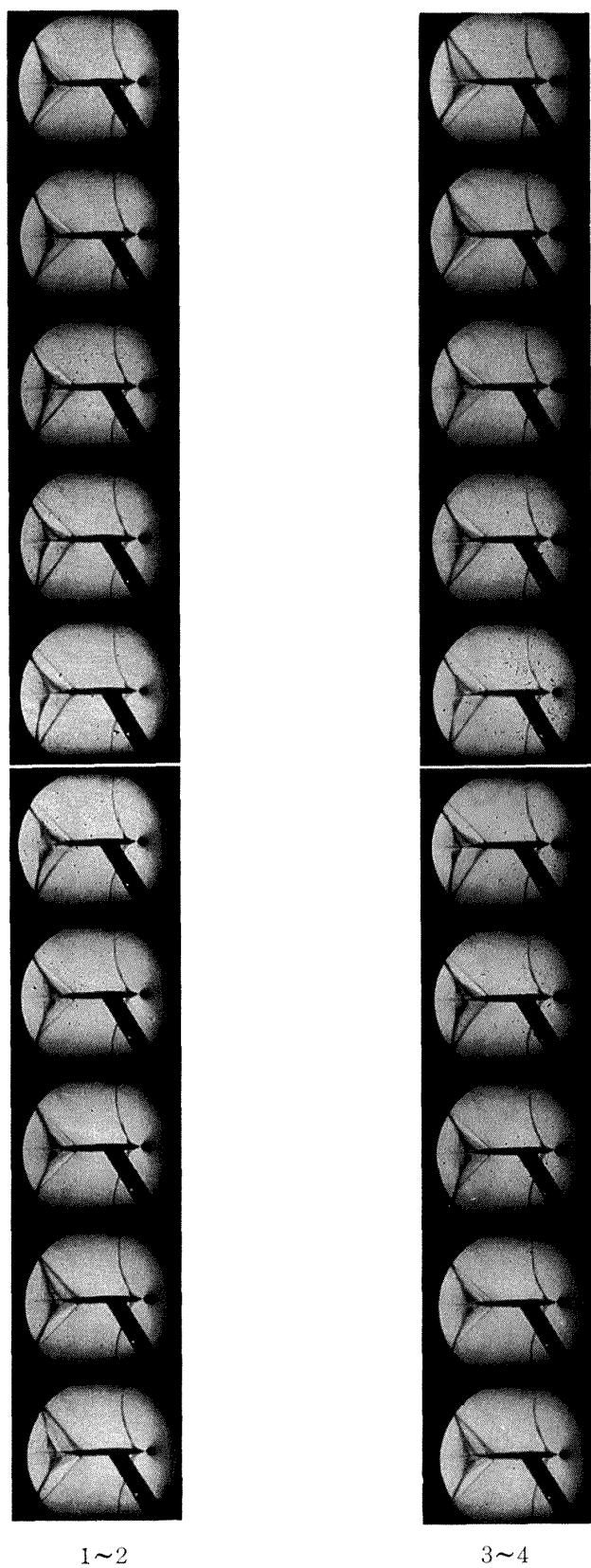


図 8 $M=1.08$ における微小振動、ジュラルミン補助翼,
フィルム速度 約 2,400 fps

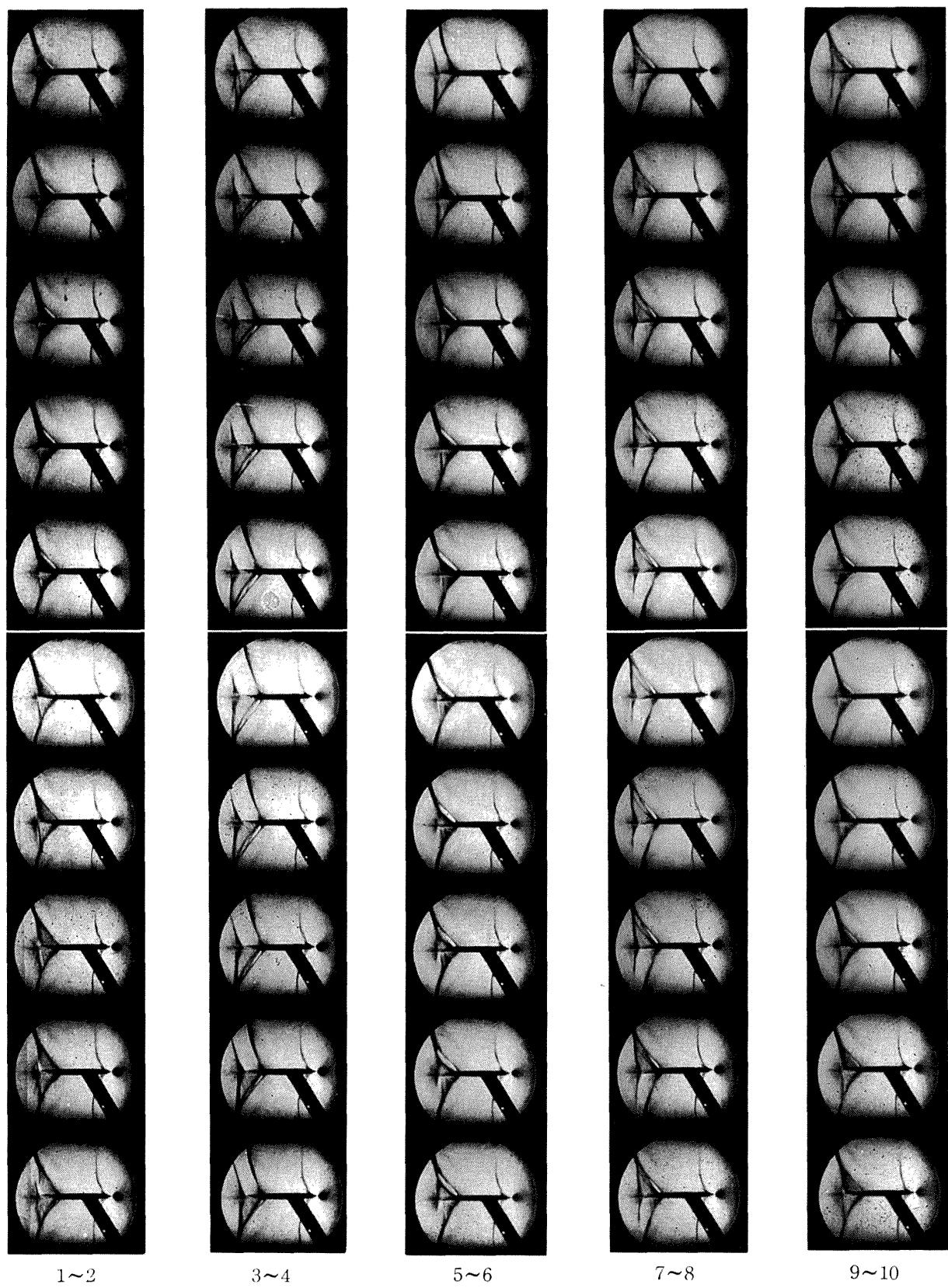


図 9 $M=1.04$ におけるバズ、スチール補助翼、
フィルム速度 約 4,600 fps

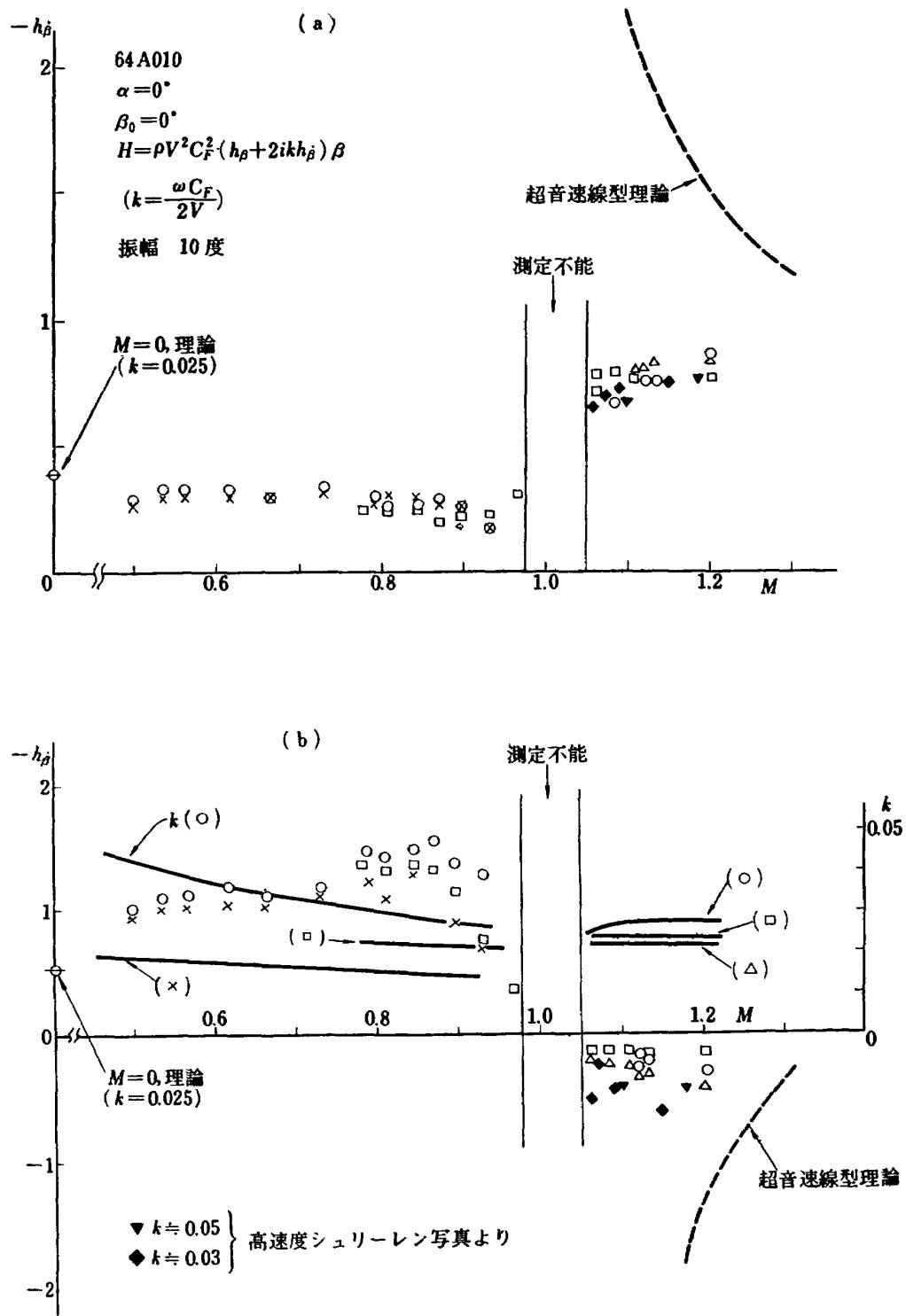


図 10 亜音速および遷音速における非定常ヒンジ・モーメントの測定結果

TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964年3月 小橋安次郎, 遠藤 浩 北村 清美
TR-64	航空力学における磁わい計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964年3月 幸尾治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of Stability Characteristics of Unsteady Laminar Boundary Layer	1964年7月 小橋安次郎, 恩地 瑛
TR-66	変分法による平板翼の撓み, 振動解における自然境界条件の数値的吟味 Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure	1964年6月 川井忠彦, 塙 武敏 越出慎一, 戸川隼人 落合 薫
TR-67	プラズマ発生装置の諸特性 Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator	1964年4月 井上建二, 野村茂昭
TR-68	回転翼の線型理論（I） Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I)	1964年6月 市川輝雄
TR-69	高速軸流ターピンの研究（I） An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine (I)	1964年7月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸 森田光男
TR-70	汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性 Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory	1965年1月 松浦陽恵, 樋口一雄 池谷光栄, 堀川勇壮 村上力, 百名盛之 三好範子, 岡部正典
TR-71	塑性の三方向せん断理論 塑性変形による異方性 塑性流動に及ぼす中間主応力の影響 応力状態と塑性変形の形 Three-Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation	1964年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
TR-71T	Three Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity	September 1964 Fujio NAKANISHI Yasuo SATO

航空宇宙技術研究所報告72号

昭和40年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武藏野(0422)49171(代表)

印刷所 笠井出版社
東京都港区芝南佐久間町1の53