

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-15

振動翼用圧力ピックアップの試作・較正

石井孝雄・柳沢三憲

1961年8月

航空技術研究所
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

振動翼用圧力ピックアップの試作・校正

石 井 孝 雄 ・ 柳 沢 三 憲

Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow

By Takao ISHII & Mitsunori YANAGIZAWA

For the experimental research to measure the aerodynamic damping of the airfoil in supersonic flow, two types of pressure pickups were specially designed and calibrated on their linearity and frequency response. One was the piezo-effect type made of lead zirconate titanate and the other was the electric condenser type. Both were designed to meet the following requirements: (a) to be small enough to be inserted in the airfoil section, (b) to have the natural frequency higher enough than the experimental frequency range. (c) to be rigid enough to the severe acceleration encountered in the oscillation (d) to have no or little output due to the acceleration force acting on the sensing element.

In the case of the piezo effect type, the effect of acceleration force could be canceled by adding up the output of the active element and that of the dummy one which had the opposite polarization to the active one and was located with the active one on a line parallel with the axis of rotation of the wing.

In the case of the condenser type, it was located in such a way that the plane of its diaphragm was in the plane of the oscillation to minimize the acceleration effect on the output of the pickup.

The results of the calibration showed that the piezo effect type had the flat frequency response at the frequencies above 10 c.p.s., on the other hand, the condenser type had between 0~1,000 c.p.s.

The piezo effect type were feasible in practice than the condenser type, because the electrical noise of the former type was less than that of the latter, in the oscillating circumstances.

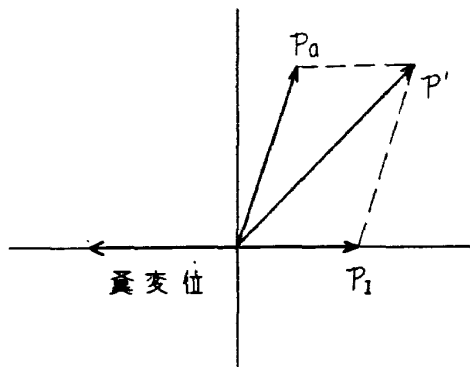
1. 緒 論

流れの中で振動している物体に働く空気力の測定は非定常空力、特に振動翼の研究に必要な要素である。亜音速における測定については過去に多数の研究⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾があるが超音速領域では

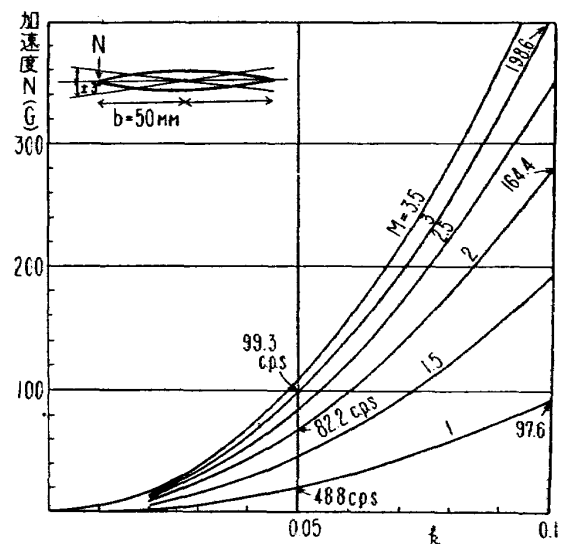
測定した例がない。それは超音速風洞内で振動翼の実験を行なうことが技術的に困難であったため、その主な原因は加振法と圧力ピックアップにあった。この二つのうち後者に要求される条件をあげると次のごとくなる。

i) 小型化——圧力測定とピックアップ間の音響インピーダンスを無視しうる程度に小さくするためにピックアップを翼に埋込まなければならない。一方翼模型の大きさは風洞測定部の大きさによって決定されるので大きさが制限される。したがって、きわめて小型のピックアップが要求される。

ii) 受圧部の慣性を小さくする——翼とともに振動する圧力ピックアップに検出される力は測定すべき空気力 p_a と受圧部の慣性力 p_i の合成されたみかけの圧力 p' である。慣性力 p_i を生ぜしめる加速度の大きさを下のごとき例について評価すると第2図のごとくなる。



第 1 図



第 2 図

〔例〕 翼（半弦長 $b=50$ mm）が弦中心まわりに $\alpha_0 \cos \omega t$ ($\alpha_0=3^\circ$) のピッチングを行なうとする。前縁部における加速度の大きさは

$$N = \alpha_0 \omega^2 b / G \quad (\text{単位 } G)$$

である。ここで reduced frequency $k = \frac{b\omega}{U}$ (U = 様流の速度) を用い、流れのよどみ点温度を 300°K と仮定して N を求め、Mach 数をパラメータとして第2図に示した。実際問題として興味のある k の範囲は空気力減衰が負となるところであるから $k < 0.1$ を考慮する。⁽⁴⁾ 慣性力は翼の変位に対し常に 180° 進んでいるが、空気力は一般には翼型、変位、速度、加速度に関する項を含む。したがって空気力 p_a と慣性力 p_i が時間ベクトル的に加算されて p' となる。圧力測定では $p_i=0$ または $p_i \ll p_a$ とすることが必要である。

iii) 温度特性——圧力計の校正を行なう環境（一般には室温）と、高速風洞のよどみ点温度は通常異なっている。特に吹出式風洞では時間とともによどみ点温度が低下するので、その

範囲内で温度特性の一樣なことが必要である。

小型ピックアップとして開発しうる可能性のある型式の主なものについて上記の条件について比較した。(下表)

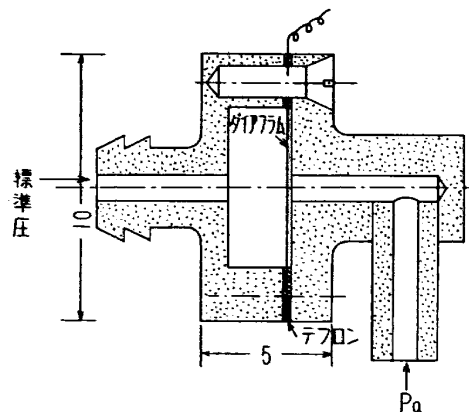
型 式	小 型 化	慣 性 力	機 械 的 強 度	温 度 特 性
歪 線 型	×	△	△	△
インダクタンス	○	◎	○	◎
容 量 型	○	◎	○	◎
圧 電 型	◎	×/◎	◎	△

◎ 良 ○ 稍良 △ 稍劣 × 劣

i) ii) iii) の条件に重点をおいて、容量型と圧電型を選び試作した。

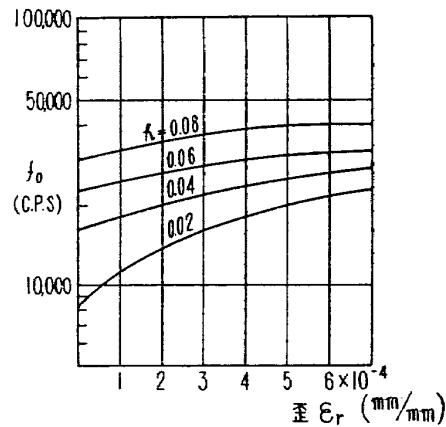
2. 容 量 型

圧力を受圧板とケース間の容量変化に変換する方式をとった。(第3図)



第 3 図

ii) の条件によって、受圧板の慣性を小さくするために、厚さを薄くすることと、受圧板の固有振動数を高くするために厚くすることは板厚決定に対しては相反した要求となっている。板の固有振動数を下げずに板厚を薄くするには受圧板に半径方向の引張り力を与えることが有効であるが、受圧板を周囲のケースと電氣的に絶縁し、かつ、引張り力を与える方法をとると、引張り機構のために i) の条件の小型化が望めなくなる欠点がある。引張り力の固有振動数に対する効果を有効径 5 mm の板について、附記 A の方法で求めると、(第4図) 板厚 2/100 mm 以下では引張りの影響が顕著にあらわれるが、4/100 mm 以上では引張り力に比べ剛性のほうが支配的であるため、効果が少なくなる。引張り力を全く与えずに、周辺固定の条件で圧力計を組み立てられる受圧板の最低厚さの目安を 4/100 mm 付近と考え、この付近で3種 ($h=4/100, 6/100, 8/100$) を試作した。



第 4 図

ケースと極板の絶縁にはテフロン膜を用いた。(膜厚 0.1 mm)

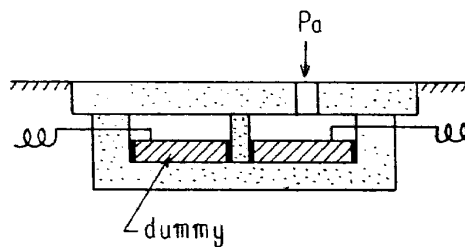
測定圧力により極板のみが変形するとし、テフロンの変形を無視すると、感度は次のごとくなる。

板厚 (mm)	4/100	6/100	8/100
感度 ($pF/kg/cm^2$)	0.29	0.085	0.036

容量変化を位相変化法⁽⁵⁾の微小容量変化測定器*で電圧に変換し、これをブラウン管オシロで記録測定した。

3. 圧 電 型

ヂルコンチタン酸鉛(直径 10 mm 厚み 2 mm)の結晶を受圧素片とし、また別に第5図のごとく分極方向を逆にした相似な dummy の結晶を密閉胴の中に並置した。ヂルコンチタン酸



第 5 図

鉛の慣性による出力電圧は翼の振動数が結晶の固有振動数より十分に低いと仮定すれば

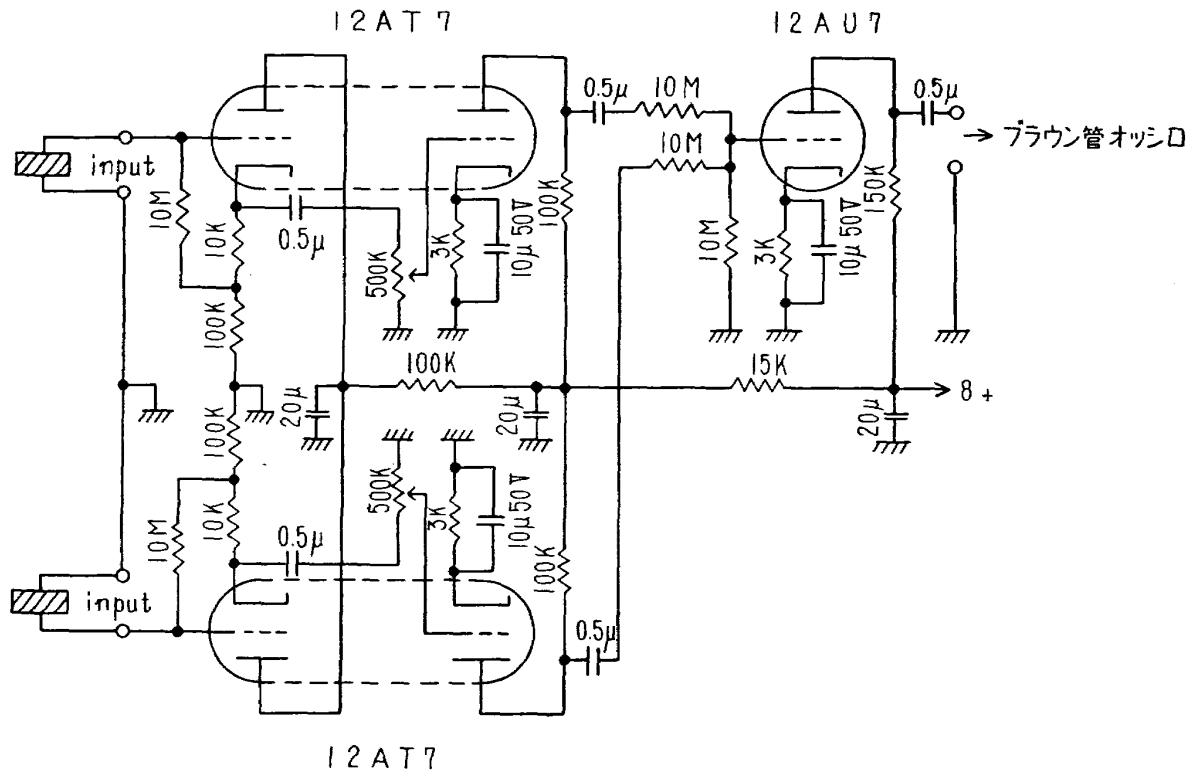
$$E = \frac{2\pi}{\epsilon} d \gamma N H^2$$

である。(付記B参照)

* 東芝製

ここで ϵ = 誘電率 γ = 比重
 d = 分極係数 H = 厚さ
 N = 加速度 (単位 G)

この出力を打ち消すため両結晶の出力を増幅後に加算し、空気力による出力のみを取り出した。使用した増幅加算回路は第 6 図に示すとおりで、初段管の入力インピーダンスを大きくとり (この場合 $100\text{ M}\Omega$) 低周波特性を向上させた。



第 6 図

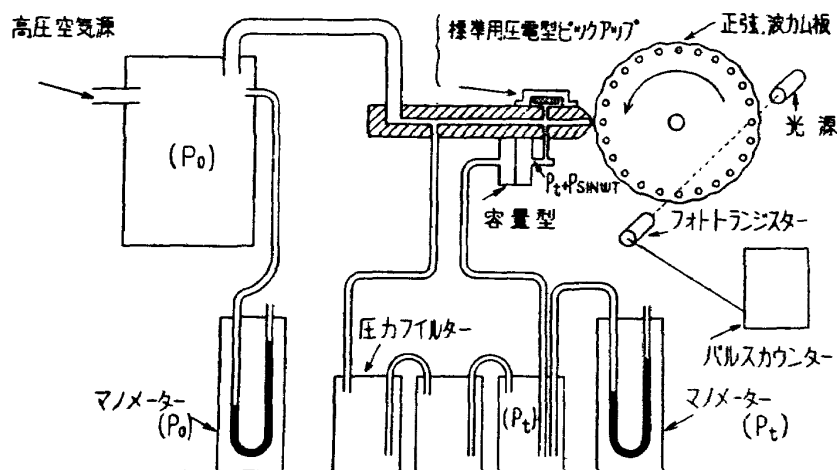
4. 周波数特性試験

第 7 図の周波数特性試験器を製作した。空気タンクの圧縮空気を調圧し、これをノズルから噴出させ、ノズル前方に Sine 波のカム板を回転させ、ノズル内の圧力を Sine 状に変化させた。

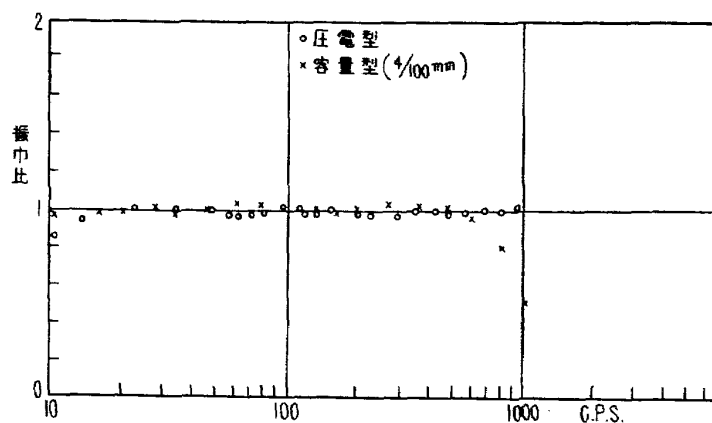
容量型の試験の場合にはノズル中の変動圧力を除去した静圧成分を標準圧力 p_i とするために圧力フィルターを通して導いた。Sine 波の一周期ごとに円板に孔をあけて、光源からの光を断続させて、phototransistor と pulse-counter を利用して周波数を測定した。

本試験器は 2,200 c.p.s までの圧力波を出すことができるが、試験の結果、特性の一定な範囲は 0~1,100 c.p.s 付近までで、それ以上では徐々に低下する。

0~230 c.p.s までの低域では市販の歪線圧力計を標準にしたが、高域では標準圧力計が得ら



第 7 図 周波数特性試験系統図



第 8 図 周波数特性

れないため、特に空胴のない形式のジルコンチタン酸鉛ピックアップを作ってこれを標準とし、試験器の特性の一樣な範囲を求め、1,000 c.p.s までを試験範囲とした。

5. 線 型 較 正

第 9 図のごとき装置でピックアップに圧力を加え、その圧力を水柱で読みとり、ついで上部のブロックを急激に引き離すことによって、圧力計に階段状の圧力変化を与えて、これに対する応答から線型性の較正を行なった。(第 10 図)

6. 慣 性 試 験

振動試験機の加振台にピックアップをのせ、10~2,000 c.p.s, 5~20 G の範囲で試験を行なった結果、容量型では極板の慣性による出力は微小で實際上無視しうる程度であったが、導線の浮遊容量の変化のほうが大きく、この容量型を実用化するには導線について考慮すべき問題

以上の導線の浮遊容量の変化が雑音として混入するため実用はむずかしい。

以上の結果から、本方法の圧電型圧力計は振動する物体上の圧力の測定には有用な方法である。

すでに、この圧力計を用いて、超音速流内 ($M=2.2$) で振動する平板翼上の圧力分布を測定する予備的実験を進め、好結果が得られているので、いずれ報告する予定である。

温度特性については特に試験を行なわなかったが、これは容量型については問題はない。ジルコンチタン酸鉛に関しては小林理研の丸竹氏の研究によるとキューリー点 350°C で、これ以下の温度 -10°C までの間に変態点のないことが確かめられている。さらに低い範囲の温度では未知である。したがって、 $-10^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$ の範囲では温度特性はほとんど一定と考えてよい。

あ と が き

本実験について、有益な助言をいただきました 東大の塩入助教授 ならびに貴重なデータをたまわり、また、製作に協力していただきました小林理研の丸竹氏に感謝いたします。

文 献

- (1) Halfman, R.L.: Experimental Aerodynamic Derivatives of a Sinusoidally Oscillating Airfoil in Two-Dimensional Flow. NACA Rep. 1108.
- (2) Rainey A.G.: Measurement of Aerodynamic Force for Various Mean Angles of Attack on An Airfoil Oscillating in Pitch and on Two Finite Span Wings Oscillating in Bending with Emphasis on Damping in the Stall. NACA T.N. 3643.
- (3) Albert L.E. & Robert C.R.: Some Preliminary Results in the Determination of Aerodynamic Derivatives of Control Surfaces in the Transonics Speed Range by Means of a Flusu Type Electrical Pressure Cell. NACA RM. A8H03
- (4) Garrick I.E.: Non Steady wing Characteristics. High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion. Vol VII, Princeton University Press.
- (5) 萩原尊礼著 振動測定

【付記 A】

単位幅当り T の引張り力を受けている。周辺固定された半径 a の円板に、面と直角に一樣な振動圧 $F_0 e^{i\omega t}$ が作用している場合の振動方程式は

$$D \Delta^2 z = -h\rho \frac{\partial^2 z}{\partial t^2} + T \Delta z + F_0 e^{i\omega t} \quad (\text{A1})$$

ここで D = 板の曲げ剛性

h = 板の厚さ

z = 板の中心面の変位

Δ = Laplacian

$z = \bar{z} e^{i\omega t}$ とおき、ここであらためて、 $\bar{z} \rightarrow z$ と記す。したがって (A1) は

$$\Delta^2 z - \frac{T}{D} \Delta z - \frac{h\rho\omega^2}{D} z = \frac{F_0}{D}$$

ここで、

$$\frac{T}{D} = 2\alpha, \quad \frac{h\rho\omega^2}{D} = \beta$$

$$p^2 = \alpha + \sqrt{\alpha^2 + \beta} \quad q^2 = -\alpha + \sqrt{\alpha^2 + \beta}$$

とおくと、上式は

$$(\Delta - p^2)(\Delta + q^2)z = \frac{F_0}{D} \quad (\text{A2})$$

円柱座標系 (r, θ, z) を用いると、

$$\Delta = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2}{\partial \theta^2}$$

z の θ に関する依存は $\begin{pmatrix} \sin m\theta \\ \cos m\theta \end{pmatrix}$ であるから、

$$z = \begin{pmatrix} \sin m\theta \\ \cos m\theta \end{pmatrix} \zeta \quad \text{とおくと} \quad \Delta = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} - \frac{m^2}{r^2}$$

よって (A2) は次のごとくなる。

$$\begin{pmatrix} \sin m\theta \\ \cos m\theta \end{pmatrix} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} - \frac{m^2}{r^2} - p^2 \right) \left(\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} - \frac{m^2}{r^2} + q^2 \right) \zeta(r) = \frac{F_0}{D} \quad (\text{A3})$$

(A3) の解は

$$\left(\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} - \frac{m^2}{r^2} - p^2 \right) \zeta_1 = 0 \quad \text{の解と} \quad (\text{A4})$$

$$\left(\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} - \frac{m^2}{r^2} + q^2 \right) \zeta_2 = 0 \quad \text{の解の} \quad (\text{A5})$$

線型結合である。

(A4) で $rp=\xi$ とおくと

$$\frac{\partial^2 \zeta_1}{\partial \xi^2} + \frac{1}{\xi} \frac{\partial}{\partial \xi} \zeta_1 - \left(\frac{m^2}{\xi^2} + 1 \right) \zeta_1 = 0$$

円板の中心で ($r=0$; $\xi=0$) 有限な解のみをとると

$$\zeta_1 = AI_m(pr)$$

同様に (A5) の解は

$$\zeta_2 = BJ_m(qr)$$

$$\text{したがって} \quad z = [AI_m(pr) + BJ_m(qr)] \begin{pmatrix} \sin m\theta \\ \cos m\theta \end{pmatrix} \quad (\text{A6})$$

円板の最低次の振動 ($m=0$) を考える。

$$\text{境界条件} \quad r=a: \begin{cases} z=0 \\ \frac{\partial z}{\partial r}=0 \end{cases}$$

をみたすように z を決めると,

$$z = \frac{I_1(pa)}{B} \{qJ_1(qa)I_0(pr) + pI_1(pa)J_0(qr) - qJ_1(qa)I_0(pa) - pI_1(pa)J_0(qa)\} \quad (\text{A7})$$

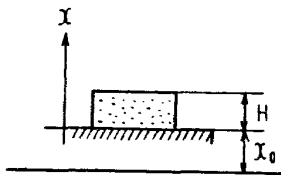
(A7) を (A3) に代入すると, 係数 B が決定され, その結果,

$$z = \frac{Dp^2q^2}{F_0} \left[\frac{qJ_1(qa)I_0(pr) + pI_1(pa)J_0(qr)}{qJ_1(qa)I_0(pa) + pI_1(pa)J_0(qa)} - 1 \right] \quad (\text{A8})$$

最低次の固有振動数は (A8) の [] の中の分母 $=0$ の条件から決定される。

【付記 B】

加速度による圧電体の出力



翼の振動を微小と考えると局所的な位置におかれた圧電体は上下方向の強制振動を受けると, みなすことができる。固定台の振動を $x_0 = \bar{x}_0 e^{i\omega t}$ とし, $x=x$ 断面の変位を ξ とおく。

ここで $u = x + \xi$ とおくと, 振動方程式は

$$-\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + \frac{E}{\rho} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 x_0}{\partial t^2}$$

$$\text{ここで } \sqrt{\frac{E}{\rho}} = a (\text{音速}) \quad u = \bar{u} e^{i\omega t} \quad \text{とおき}$$

$$\text{境界条件} \quad x=0: \bar{u}=0$$

$$x=H: \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} = 0$$

をみたす解を求めると

$$\bar{x} = \bar{u}_0 (\cos kx + \tan(kH) \sin kx - 1) \quad k = \frac{\omega}{a},$$

チルコン酸鉛に生ずる応力 $\bar{\sigma}$ は $\bar{\sigma} = E \frac{\partial \bar{u}}{\partial x}$ で、これによる分極 $\delta \bar{P}$ は

$$\delta \bar{P} = d \bar{\sigma} \quad (d: \text{分極係数})$$

したがって、厚さ dx 部分の出力電圧 $d\bar{V}$ は

$$d\bar{V} \simeq \frac{\delta \bar{P}}{\delta C} \quad \text{ただし} \quad \delta C = \frac{\epsilon}{4\pi dx}$$

全体の出力

$$\bar{V} = \int_{x=0}^{x=H} d\bar{V} = \frac{dE\bar{x}_0 4\pi}{\epsilon} \int_0^H \{-k \sin kx + k \tan kH \cos kx\} dx = \frac{dE\bar{x}_0 4\pi}{\epsilon} \left(\frac{1}{\cos kH} - 1 \right)$$

翼に作用する加速度は $NG = \omega^2 \bar{x}_0$ であるから

$$\bar{V} = \frac{dE 4\pi}{\epsilon} \frac{NG}{\omega^2} \left(\frac{1}{\cos kH} - 1 \right)$$

これより $\cos kH = 0$ または $kH = \frac{\pi}{2} (2n+1)$, $n=0, 1, 2, \dots$ が共振点で、最低次の共振々動数

($n=0$) として $\omega = \frac{\pi}{2} \frac{C}{H}$ を得る。

一般には $kH \ll 1$ であって $\frac{1}{\cos kH} = 1 + \frac{k^2 H^2}{2!} + \dots = 1 + \frac{\omega^2 H^2}{2C^2}$

よって

$$\begin{aligned} \bar{V} &= \frac{4\pi H^2}{2\epsilon} dNG \frac{E}{C^2} \\ &= \frac{2\pi}{\epsilon} drNH^2 \quad \left(\begin{array}{l} \because c^2 = \frac{E}{\rho} \\ r = \rho G \end{array} \right) \end{aligned}$$

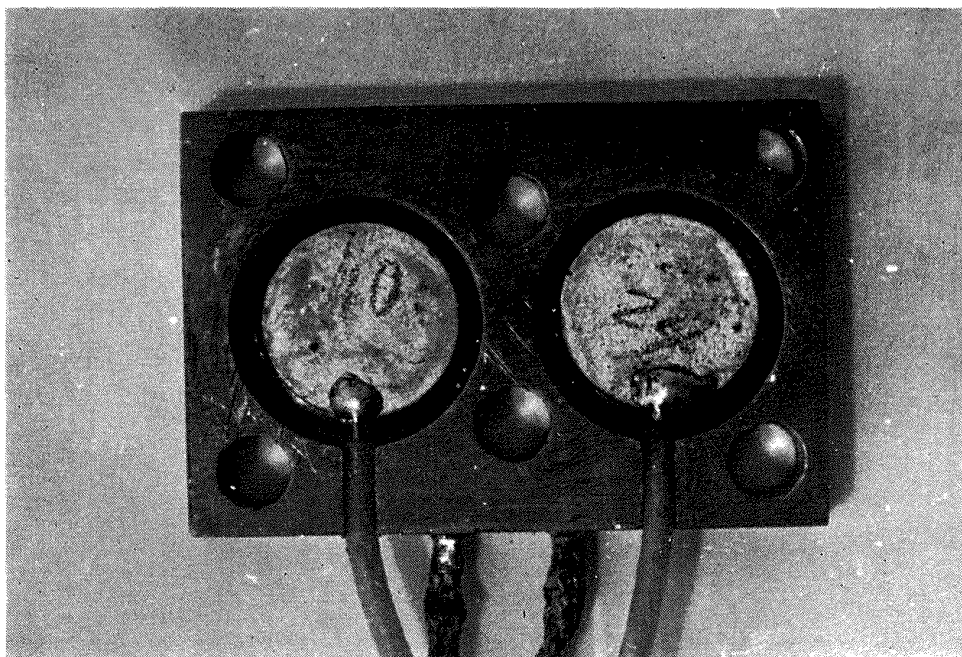
実測値: $\frac{2\pi}{\epsilon} d = 912.5 \text{ mV} \cdot \frac{\text{kg}}{\text{cm}^3 \cdot \text{cm}^2}$, $r = 5.5 \text{ gr/cm}^3$ *

圧力による出力

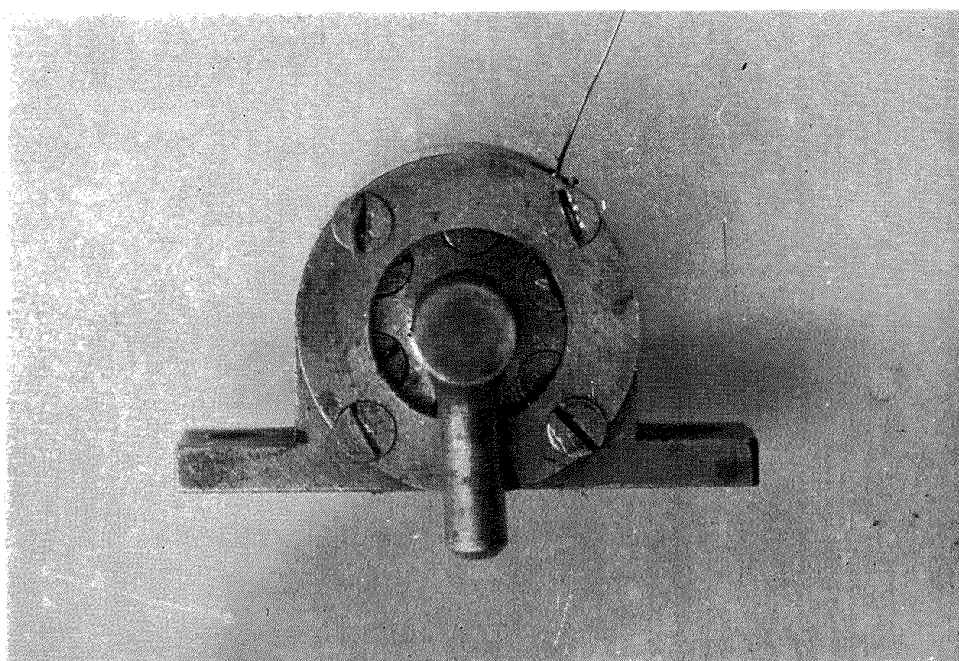
p を圧力, C を圧電体の容量とすれば $kH \ll 1$ の圧力に対しては直ちに

$$\bar{V} = \frac{\bar{p}d}{C} = \frac{4\pi d}{\epsilon} Hp$$

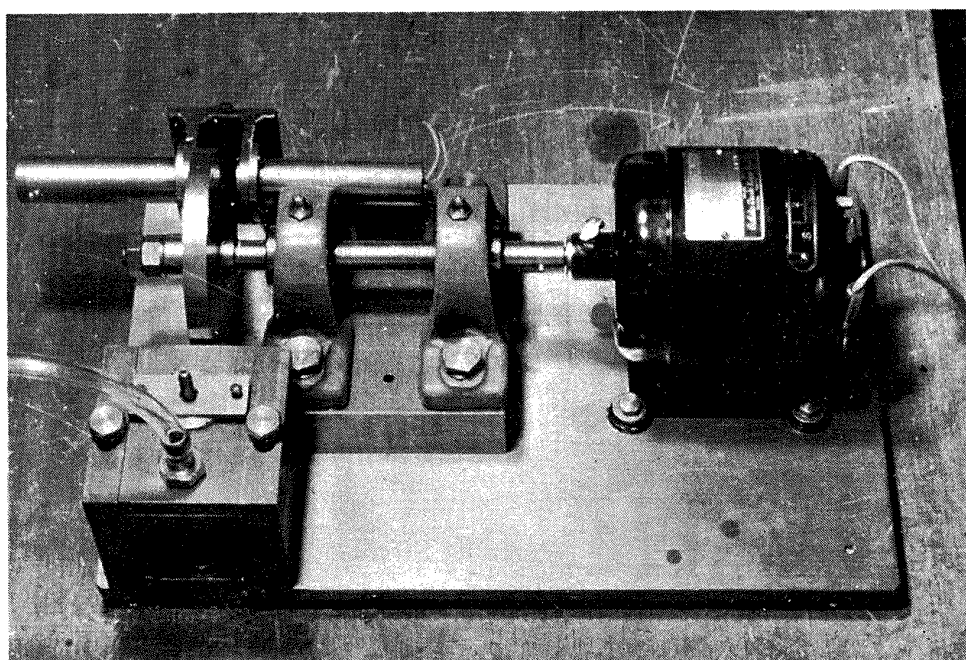
註* 小林理研丸竹氏の測定値では 1,150 であるが、本実験では体積効果、加工効果のために低下したものを考える。



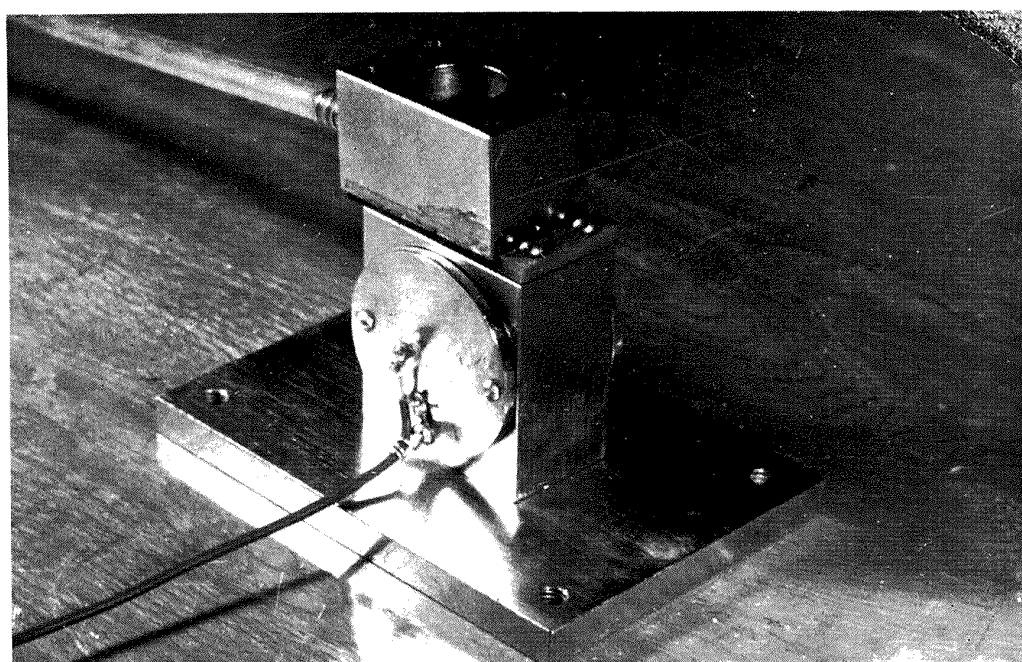
第 11 図 圧 電 型



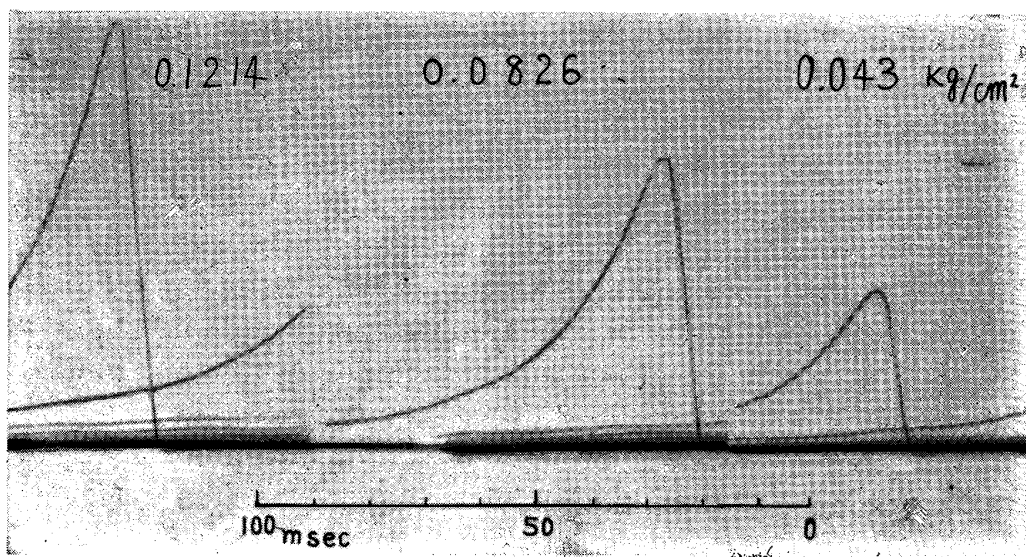
第 12 図 容 量 型



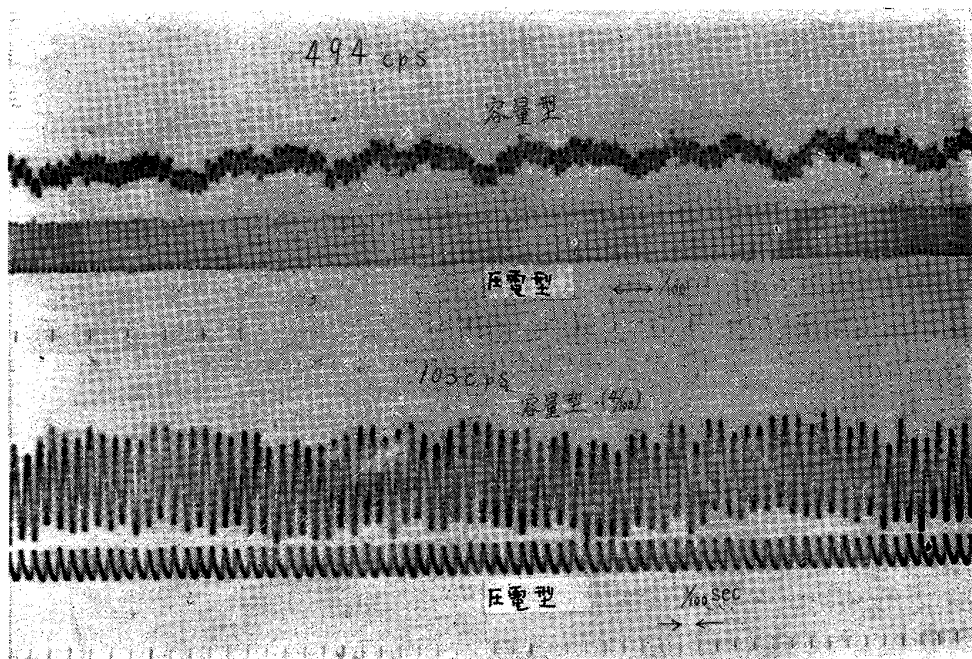
第 13 図 正弦圧力波発生器



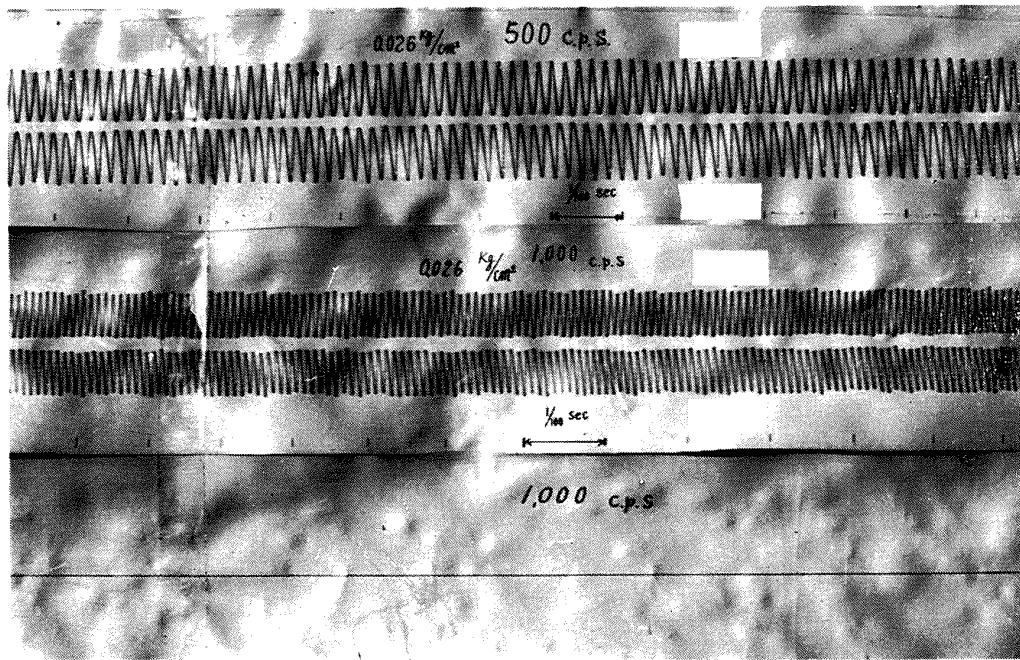
第 14 図 線型較正装置



第 15 図 圧電型の階段圧力に対する応答



第 16 図 容量型および圧電型の周波数試験例



第 17 図 正弦圧力波による二つの圧電型出力の比較

- (上) 500 c.p.s
- (中) 1,000 c.p.s
- (下) 1,000 c.p.s 二つを加算した結果

既 刊 報 告

TR-1	遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960 年 2 月	平 木 一, 石井孝雄 大島信彦
TR-2	遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960 年 5 月	山内正男, 松木正勝 塩入淳平, 富永守之
TR-3	風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960 年 8 月	小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR-4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960 年 9 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-5	航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960 年 12 月	中井暎一, 橋 爪 宏 中村泰治
TR-6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960 年 12 月	竹中幸彦
TR-7	遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section	1961 年 1 月	村崎寿満
TR-8	繰返し荷重試験装置の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961 年 3 月	竹内和之, 飯田宗四郎
TR-9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961 年 3 月	細 川 巖
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades	1961 年 3 月	松木正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel	1961 年 4 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin- Walled Beams of Open Cross Section	1961 年 5 月	川井忠彦, 塙 武敏
TR-13	衝撃波と境界層の干渉についての 実験的研究 Experimental Results of the Inter- action between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer	1961 年 7 月	須郷道也, 伝田幸雄
TR-14	電磁流体の圧縮性境界層 On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics	1961 年 7 月	須郷道也, 小沢五郎

航 空 技 術 研 究 所 報 告 15 号

昭和 36 年 8 月 発行

発 行 所 航 空 技 術 研 究 所
東京 都 三 鷹 市 新 川 700
電話 武蔵野(022)(3)5171(代表)

印 刷 所 笠 井 出 版 印 刷 社
東京 都 港 区 芝 南 佐 久 間 町 1 の 53