

# 航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-19

高速翼車の回転強度

佐藤和郎・永井文雄

1961年12月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

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	繰返し荷重装置試験の予備試験 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
TR-15	振動翼用圧力ピックアップの試作・較正 Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow	1961年8月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-16	放物型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 On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations	1961年11月	樋口一雄, 三好 甫
TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge- Beam Method of Measuring Gas Density	1961年11月	和田 勇・細川 巖 三好 甫
TR-18	前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の 二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961年11月	松木正勝

# 高速翼車の回転強度

佐藤和郎・永井文雄

## Strength of High-Speed Rotor

By Yasuo SATO and Fumio NAGAI

Outer part of disc is divided into several parts by slits as shown in Fig. 1, and it used as a specimen to investigate on the strength of high-speed rotor, for instance, gas-turbine and axial-blower.

In this paper, it is presented the considerations and the experiments on the influences of centrifugal force induced by blade and ductility of material upon the bursting speed of the rotor.

The experiments agreed very well with the considerations.

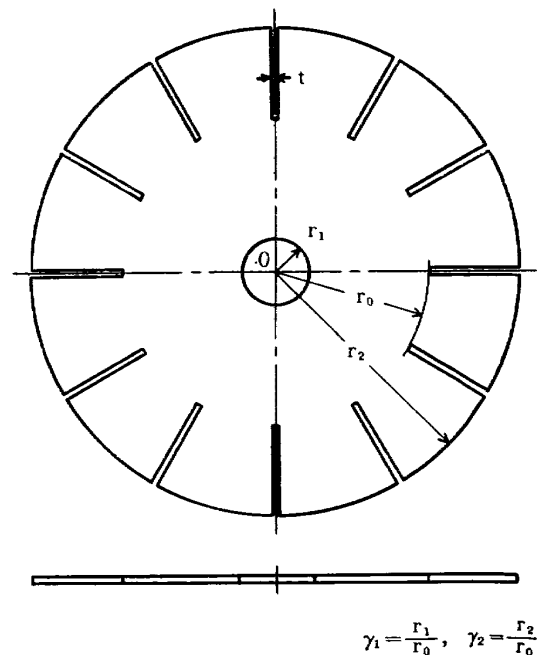
### 1. 緒 言

軸流圧縮機やガスタービンに用いられている翼車では、車盤の外周に翼が植えてあるので、車盤は回転によって自身の遠心力も受けると同時に翼の遠心力も受けている。したがって、翼車の回転強度を知るためには、翼の遠心力が車盤の強度に及ぼす影響を知ることが必要である。

この報告は、材料の延性を考察に入れて翼が車盤の破壊強度に及ぼす影響を明らかにしたものである。

### 2. 試験用翼車の形状

第1図は実験に用いた翼車の形状を示したものである。この翼車は内半径  $r_1$ 、外半径  $r_2$  の円板の外周に巾が  $t$  の細いスリットを中心から  $r_0$  の位置まで付けたものである。この翼車ではスリットを切った  $(r_2 - r_0)$  の部分を実際の翼車における翼に対応させ、スリットを切っていない円板の残りの部分、すなわち、外半径が  $r_0$  である円板を車盤に対応させたものである。したがって、この翼車では翼の遠心力はスリットの切り込み深さで自由に変えられるので、車盤



第 1 図

に及ぼす翼の影響をみるには便利である。しかし、実際の翼車では翼は車盤の外周にあるリブ (rib) に取り付けられているので、翼の遠心力は外圧として車盤に働いているが、この試験用の翼車では翼の遠心力が車盤に対して外圧として作用するかどうか疑問である。このことは試験用翼車の回転強度を実際の翼車の強度に対応させるための根本的な問題であるので、十分検討をしておく必要がある。

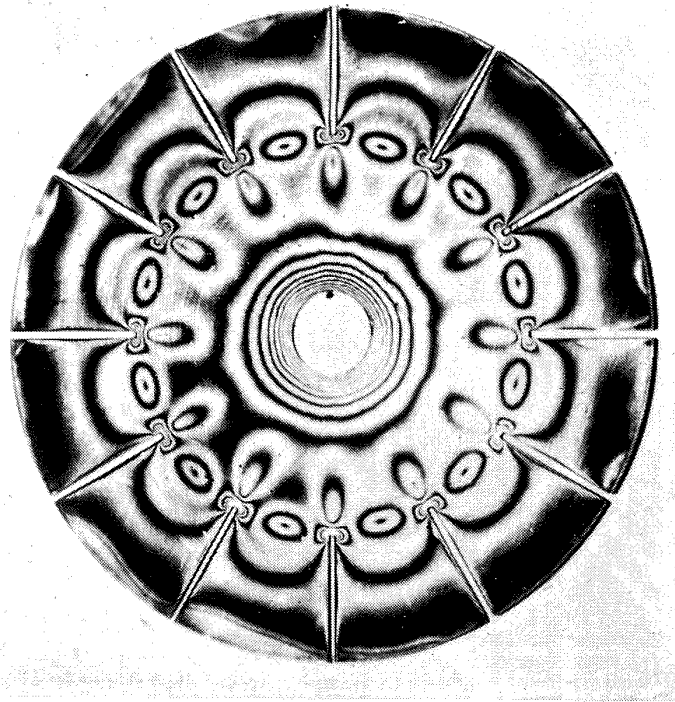
### 3. 翼車の変形と応力分布

第2図は試験翼車の回転による歪み分布を示したものであって、これは翼の遠心力が車盤に及ぼす影響をみるために行なった実験の一つである。翼車は厚さ 2 mm の銅板から作ったものであって、その寸法は  $2r_1=20$  mm,  $2r_2=165$  mm,  $2r_0=100$  mm であり、(a) は円板の外周を3等分、(b) は12等分して巾  $t=1.5$  mm でスリットを付けたものである。この歪みの分布は、最初に光弾性皮膜を翼車の表面に貼っておき、そのままの状態を回転させた後、翼車に生じた歪みを光弾性皮膜を通して観察をしたものであって、写真はいずれも回転数  $n=17,000$  r.p.m. における翼車の塑性歪みを示したものである。第2図に示した歪み分布から次のことがわかる。

- i) いずれの場合も、スリットの切り込み部においては応力の集中が起こっているが、それによる歪みは車盤の内周部におけるものよりも小さい。
- ii) 車盤における歪みの起こり方はスリットの数によって異なっている。しかし、スリットの



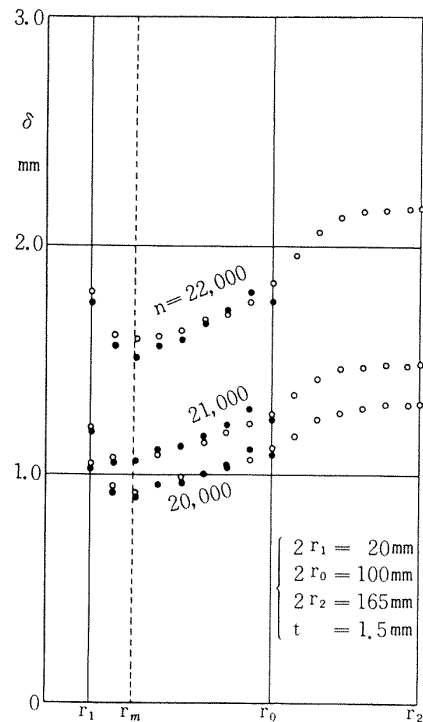
第2図 (a)  $n=17,000$  r.p.m.



第2図 (b)  $n=17000$  r.p.m.

数が 12 のときには車盤における等歪み線はほとんど車盤と同心円に出ていることからみて、この場合には翼の遠心力は外圧として作用しているものと推察することができる。

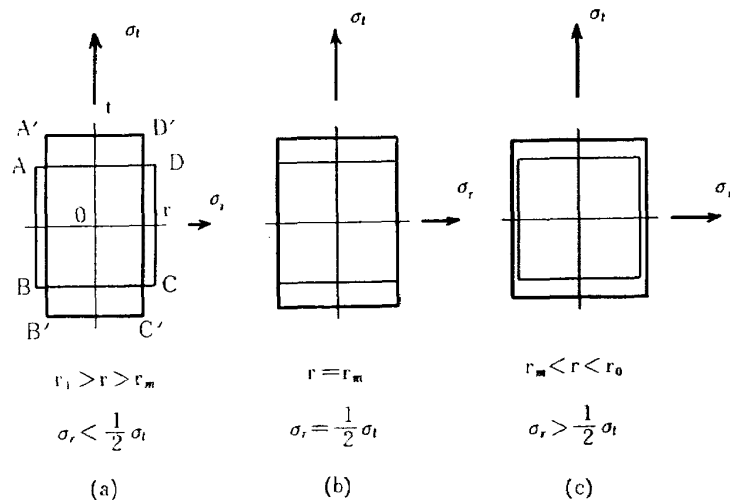
第3図は円板を 12 等分してスリットを付けた翼車が回転によって塑性変形をしたときの半径方向の歪み分布を調べた実験結果である。実験に用いた翼車は銅板から作ったものであって、その寸法は第2図に示した翼車と同じものである。実験のやり方は最初に翼車の表面に 5 mm の等間隔で翼車と同心円のケガキ線を入れておき、次に翼車を回転させて塑性変形を生ぜしめ、このときの各ケガキ線の移動量  $\delta$  を測定して、元のケガキ線の位置に対して画いたものである。図の  $\bullet$  はスリットと翼車の中心を結んだ半径上における  $\delta-r$  の関係であり、 $\circ$  は一つのスリットと次のスリットの間と中心を結んだ半径上における  $\delta-r$  の関係である。図には回転数  $n = 20,000, 21,000, 22,000$  r.p.m. における  $\delta-r$  の関係が示されているが、その形はいずれも  $r=r_m$  で  $\delta$  の値が極少値をとる曲線となっていて傾向はよく一致している\*。この  $\delta$  が極少値に



第3図

\* 同一回転数における  $\bullet$  と  $\circ$  で示した  $\delta$  の値は、 $r=r_0$  の付近でわずかに喰い違っていることが認められる。これは第2図 (a) の写真からもわかることであるが、スリットの切り込み部における応力集中の影響である。

なる位置はいずれも  $r_m = 0.40r_0$  付近である。車盤の半径方向の移動量  $\delta$  が第3図に示したようになるということは、車盤の変形は円周方向にはいずれも伸びているけれども、半径方向には  $r = r_1 \sim r_m$  の範囲では縮み、 $r = r_m$  においては伸びも縮みもなく、 $r = r_m \sim r_0$  の範囲では伸びて、第4図に示すようになっていくということである。図において、 $r$  軸は半径方向に、 $t$  軸は円周方向に採ったものであり、正方形 ABCD は変形前の形であって、矩形 A'B'C'D' は変形後の形を示したものである。車盤の変形がこのようになるということは、車盤の円周応力を  $\sigma_t$ 、半径応力を  $\sigma_r$  とすれば、 $\sigma_t$  と  $\sigma_r$  の関係は次のようになっていなければならない。



第4図

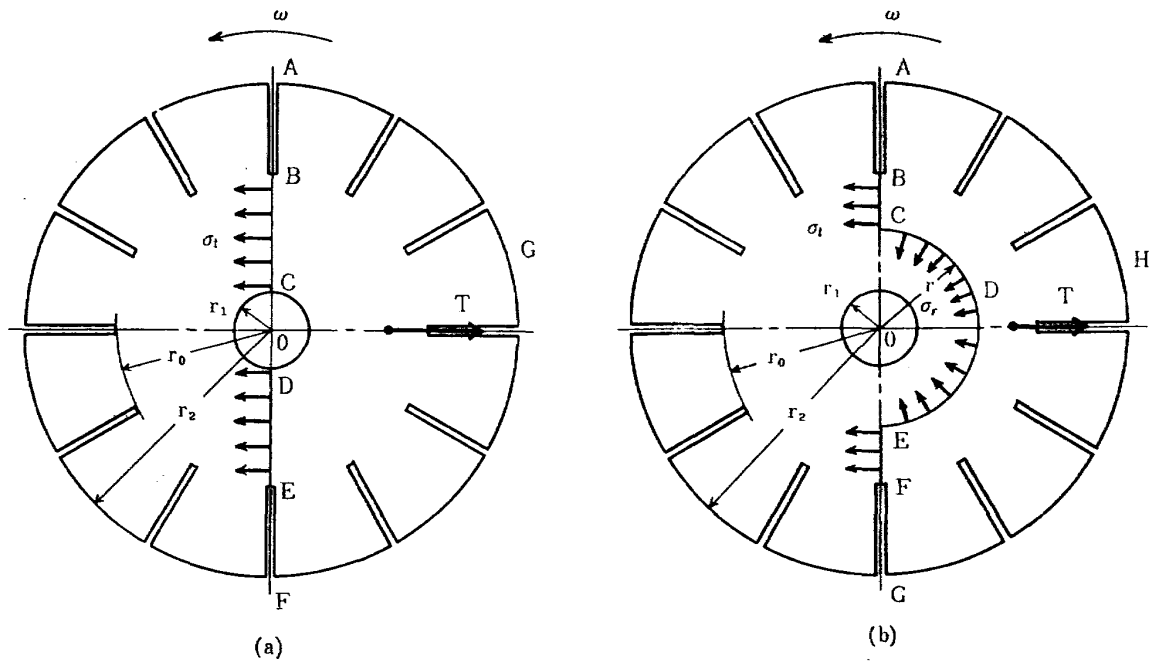
$$r_1 < r < r_m \quad \text{では} \quad \sigma_r < \frac{1}{2} \sigma_t,$$

$$r = r_m \quad \text{では} \quad \sigma_r = \frac{1}{2} \sigma_t,$$

$$r_m < r < r_0 \quad \text{では} \quad \sigma_r > \frac{1}{2} \sigma_t.$$

問題は翼の遠心力が車盤に対して外圧として作用したときに、 $\sigma_r$  と  $\sigma_t$  の関係が上で述べたようになっているかどうかということである。そこで、翼の遠心力が車盤に対して外圧として作用したものとして、車盤における  $\sigma_r$  と  $\sigma_t$  の関係を調べてみよう。一般に、延性材料の塑性域における応力-歪み曲線の傾斜はゆるやかであるので、車盤の円周応力の分布も塑性域ではゆるやかになっているものと考えられる。ここでは円周応力  $\sigma_t$  の分布は一樣であるとして、 $\sigma_r$  と  $\sigma_t$  の関係を調べることにする。

いま、翼車が回転速度  $\omega$  で回転しているとき、この翼車を第5図 (a) に示すように直径を通る断面で二つに分けて考えれば、遠心力  $T$  は BC と DE の部分で支持している円周応力  $\sigma_t$  と平衡を保っている。材料の密度を  $\rho$  とすれば



第 5 図

$$T = \frac{2}{3} \rho \omega^2 (r_2^3 - r_1^3) *$$

したがって、

$$\frac{1}{3} \rho \omega^2 (r_2^3 - r_1^3) = \sigma_t (r_0 - r_1) \quad (1)$$

次に、翼車を第 5 図 (b) に示すように、二つに分けて ABCDEFGH の部分について考えれば、この部分の回転による遠心力  $T'$  は BC と EF で支持している円周応力  $\sigma_t$  と、半径  $r$  の部分 (図では半円周 CDE) で支持している半径応力  $\sigma_r$  とで平衡を保っている。遠心力  $T'$  は

$$T' = \frac{2}{3} \rho \omega^2 (r^3 - r_1^3)$$

したがって、

$$\frac{1}{3} \rho \omega^2 (r^3 - r_1^3) = \sigma_t (r_0 - r) + 2\sigma_r \cdot r \quad (2)$$

(1) と (2) から  $\sigma_r$  と  $\sigma_t$  の関係を  $r$  の関数で表わせば

$$\frac{\sigma_r}{\sigma_t} = \frac{(r_0 - r_1)(r_2^3 - r^3)}{r(r_2^3 - r_1^3)} - \frac{r_0 - r}{r} \quad (3)$$

これが車盤の  $\sigma_r$  と  $\sigma_t$  の関係を示したものである。 $r_1, r_2$  および  $r$  を  $r_0$  の比で表わせば

\* 翼車の外周には幅 1.5 mm のスリットが切つてあるので、遠心力  $T$  は上式で表わされた値よりも実際には小さいはずである。しかし、スリットによる遠心力の減少はきわめてわずかであるので、上式ではこれを省略してある。

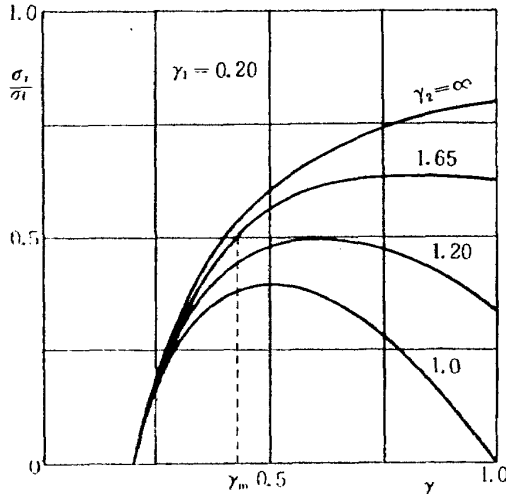
$$\frac{\sigma_r}{\sigma_t} = \frac{(1-\gamma_1)(\gamma_2^3-\gamma^3)}{\gamma(\gamma_2^3-\gamma_1^3)} - \frac{1-\gamma}{\gamma} \quad (3)'$$

ただし,  $\gamma_1 = \frac{r_1}{r_0}$ ,  $\gamma_2 = \frac{r_2}{r_0}$ ,  $\gamma = \frac{r}{r_0}$

$\gamma_2$  が  $\gamma_1$  または  $\gamma$  に比べて大きいときには

$$\frac{\sigma_r}{\sigma_t} = \frac{\gamma-\gamma_1}{\gamma} \quad (3)''$$

この場合は, 車盤の外周に非常に長い翼がある場合であって, 当然のことながら  $\gamma_1=0$  であれば  $\sigma_t=\sigma_r$  となる。



第 6 図

第 6 図は  $\gamma_1=0.20$  の車盤について,  $\gamma_2$  をパラメーターとして  $\sigma_r$  と  $\sigma_t$  の関係を  $\gamma$  に対して画いたものである。 $\gamma_2=1.65$  における  $\sigma_r/\sigma_t \sim \gamma$  の関係が, 第 3 図で  $\delta-\gamma$  の関係を示した翼車のものに相当している。この  $\sigma_r/\sigma_t \sim \gamma$  曲線において,  $\sigma_r/\sigma_t=1/2$  のときの  $\gamma$  を  $\gamma_m$  とすれば  $\gamma_m=0.40$  であり,  $\sigma_r/\sigma_t$  の値は

$$\gamma_1 < \gamma < \gamma_m \quad \text{では} \quad \sigma_r/\sigma_t < 1/2$$

$$\gamma_m < \gamma < 1 \quad \text{では} \quad \sigma_r/\sigma_t > 1/2$$

となっている。このことは第 3 図の  $\delta-\gamma$  曲線から推察した  $\sigma_r$  と  $\sigma_t$  の関係と全く一致していることである。

以上の実験ならびに考察から, 円板の外周を 12 等分した翼車では翼の遠心力は外圧として車盤に作用していると考えられるので, この翼車について考察と実験をすすめていくことにする。

#### 4. 翼車の破壊強度に関する考察

延性材料からなる翼車の破壊は回転数と車盤の変形との関係が不安定になる状態で起こり, 破壊強度というのはその状態における応力のことである。この状態になるまでは回転数を上げなければ車盤の変形は進行しないが, この状態になれば, 車盤の変形は局部的に生じ, ついにその部分に破壊が生ずる。一般に翼車の変形が不安定になる状態を求めるのは困難と思われるので, ここでは翼車の形状として次の三つの特別な場合を選び, それらについて破壊強度を考察することにする。

- i)  $\gamma_2=1$ , すなわち  $r_2=r_0$  であって翼がない場合であって翼車の形は単なる円板である。
- ii)  $\gamma_2=\infty$  で  $\gamma_1=1$ , すなわち円輪の外周に非常に長い翼がある場合。
- iii)  $\gamma_2=\infty$  で  $\gamma_1=0$ , すなわち中実円板の外周に非常に長い翼がある場合。



以上の三つの場合における翼車の強度がわかれば、他の翼車の強度は推察することができると思われる。

i) の円板の強度については、すでに多くの報告があり、著者等も研究したことがある<sup>(1)</sup>。第7図は各種の延性材料から作った円板について行なった実験結果を示したものである。縦軸には円板の破壊強度  $\bar{\sigma}$  と円輪 ( $\gamma_1 \doteq 1$ ) の破壊強度  $\sigma_B'$  との比が採っており、横軸には円板の内径と外径の比  $\gamma_1$  が採っている。軟鋼-A を除いたほかの材料では、円板の破壊強度は  $\gamma_1$  に関係なく次の関係が満足されるものと思われる。

$$\bar{\sigma} = \sigma_B' \quad (4)$$

ただし、 $\bar{\sigma}$  は円板の最初の寸法を元にして表わした円周応力の平均値であって、これは円板の破壊回転数から知ることができる。  
 $\sigma_B'$  は円輪の破壊強度を呼称応力で表わしたものの。

(4) は円板の強度として中西<sup>(2)</sup>が提唱している平均応力説であって、これは簡単でしかも実験とよく合うので実用上便利である。回転による円輪の応力状態は円周方向への均等引張りであり、変形は断面積が減っただけ円周方向に伸びて直径はふくらんでくる。したがって、真応力は断面積の減少と直径のふくらみによる遠心力の増加の二つの影響を受けて次のようになる。

$$\sigma = \sigma_0(1 + \varepsilon)^2 \quad (5)$$

または 
$$\sigma \doteq \sigma_0(1 + 2\varepsilon) \quad (6)$$

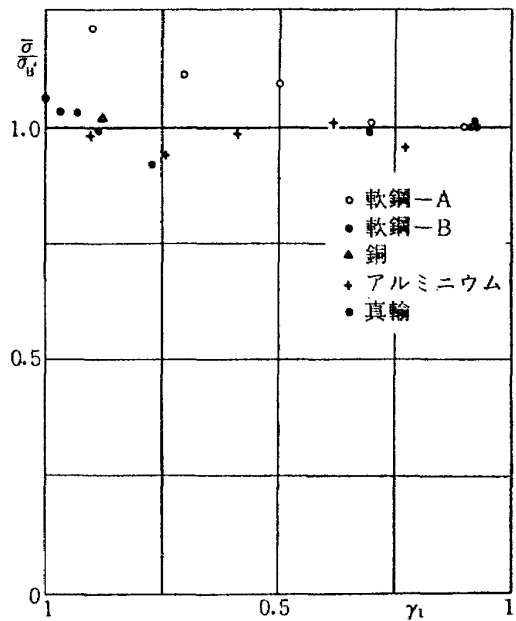
ただし、 $\sigma$  は真応力

$\sigma_0$  は呼称応力であって、これは円輪の初めの寸法を元にして表わした応力

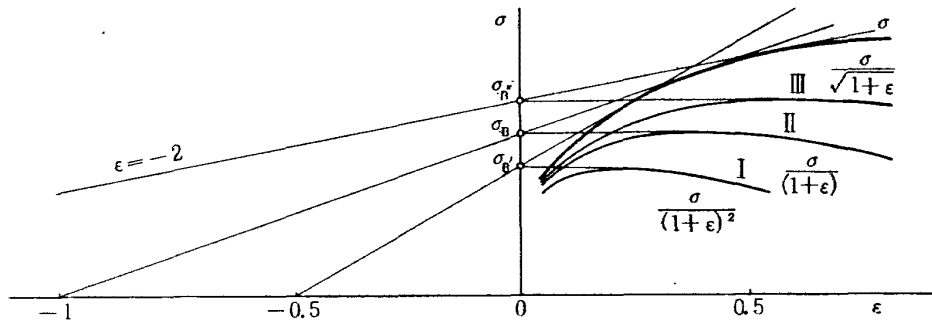
$\varepsilon$  は円輪の歪み

円輪の呼称応力と歪みの関係は、この材料の引張りにおける真応力  $\sigma$  と歪み  $\varepsilon$  との関係が第8図に示すようにわかっているならば、これに(5)を適用して図の曲線Iで示すように求めることができる。この曲線の最高値が円輪の変形が不安定になる状態における呼称応力であって、これが破壊強度  $\sigma_B'$  である。この  $\sigma_B'$  は、 $\varepsilon = -1/2$  から  $\sigma \sim \varepsilon$  曲線に接線を引いて、これが縦軸を截った点の応力からも知ることができる。この場合の  $\sigma_B'$  は(6)の関係式を  $\sigma \sim \varepsilon$  曲線に適用して求めたことになっている。

ii) では車盤が円輪であるので、その応力状態は円周方向への均等引張りである。この場合には車盤は変形をするが、その影響は翼の遠心力にはほとんど効かないこと、また、車盤の応



第7図



第 8 図

力はほとんど翼の遠心力によって誘起されていることから、真応力と呼称応力との関係は

$$\sigma = \sigma_0(1 + \varepsilon) \quad (7)$$

この関係は、引張りにおける真応力と呼称応力の関係と同じであるので、車盤の破壊強度は材料の坑張力  $\sigma_B$  である。すなわち

$$\bar{\sigma} = \sigma_B \quad (8)$$

$\sigma_B$  は材料の引張りからすぐに求めることができる（第 8 図の曲線 II の最高値）。また、 $\varepsilon = -1$  から  $\sigma \sim \varepsilon$  曲線へ接線を引いて、これが縦軸を截る点の応力からも知ることができる。

iii) では翼車が中実円板であって、その外周に非常に長い翼がついた場合である。したがって、その応力状態は  $\sigma_t = \sigma_r$  であり、車盤の変形は塑性的には厚さ方向への圧縮である。この場合も (ii) におけると同様に、車盤は変形をするが、その影響は翼の遠心力にはほとんど効かないこと、また、車盤の応力は翼の遠心力によって誘起されていることから、真応力と呼称応力との関係は

$$\sigma = \frac{\sigma_0}{\sqrt{1 - \varepsilon_c}} \quad (9)$$

ただし、 $\varepsilon$  は車盤の圧縮歪み

延性材料の塑性域における圧縮と引張りの関係は、荷重の種類としては同じであるが、迂りを起こす方向が逆になっているだけである。したがって、迂り量が同じであれば圧縮応力も引張り応力も同じである。圧縮による迂り量と引張りによる迂り量が同じであるときの引張り歪み  $\varepsilon$  と圧縮歪み  $\varepsilon_c$  との関係は

$$1 + \varepsilon = \frac{1}{1 - \varepsilon_c} \quad (10)$$

(10) を (9) に入れば

$$\sigma = \sigma_0 \sqrt{1 + \varepsilon} \quad (11)$$

または

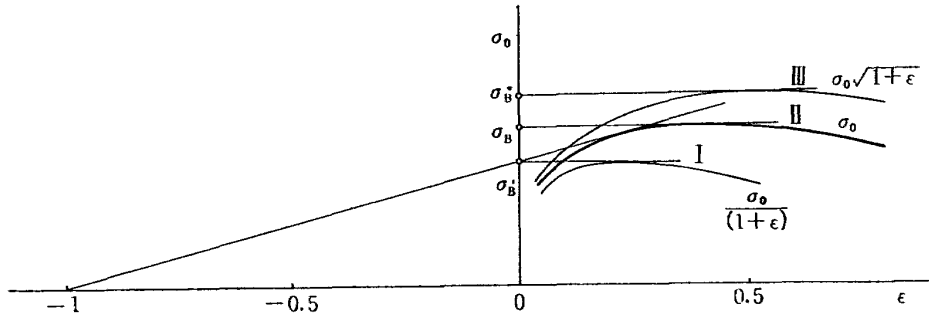
$$\sigma \div \sigma_0 \left(1 + \frac{\varepsilon}{2}\right) \quad (11)'$$

この場合、第 8 図の  $\sigma \sim \varepsilon$  曲線に (11) を適用して曲線 III を求め、この曲線の最高値を  $\sigma_B''$  と

すれば、これが車盤の変形が不安定になる状態における応力である。また、この  $\sigma_B''$  は  $\varepsilon = -2$  から  $\sigma \sim \varepsilon$  曲線に接線を引いて、これが縦軸と交る点の応力でもある。この場合は (11)' を  $\sigma \sim \varepsilon$  曲線に適用したことになる。したがって、この場合の車盤の破壊強度は

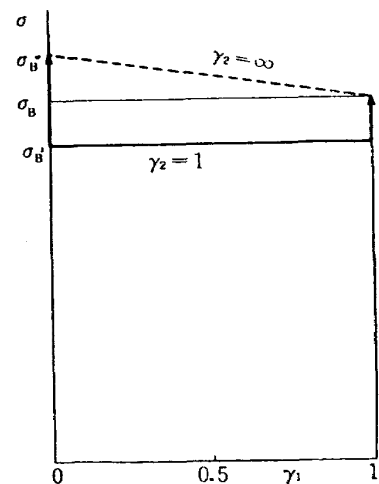
$$\bar{\sigma} = \sigma_B'' \tag{12}$$

以上で (i), (ii) および (iii) における車盤の破壊強度について考察をしたのであるが、その結果はそれぞれ、 $\sigma_B', \sigma_B$  および  $\sigma_B''$  で表わされ、しかもこれらの値はすべて、引張りにおける応力と歪みの関係から容易に求められることがわかった。しかし、引張りにおける応力と歪みの関係としては、呼称応力  $\sigma_0$  と歪み  $\varepsilon$  の関係は実験からすぐに求められるので、この関係を用いて、 $\sigma_B', \sigma_B$  ならびに  $\sigma_B''$  を求める方が便利である。第9図は  $\sigma \sim \varepsilon$  曲線の代りに  $\sigma_0 \sim \varepsilon$  曲線を用いて、 $\sigma_B', \sigma_B, \sigma_B''$  を求める方を図示したものである。これらの値は材料の塑性曲線によって決まるものであって、材料の延性に関係したものである。



第 9 図

要するに、今まで述べた車盤の破壊強度  $\bar{\sigma}$  をまとめて図示すれば第10図のようになる。図の横軸には車盤の内外径比  $\gamma_1$  を採り、縦軸には破壊強度  $\bar{\sigma}$  が採ってある。車盤の外周に翼がない場合の強度  $\bar{\sigma}$  は車盤の内外径  $\gamma_1$  の全域にわたって  $\sigma_B'$  である。 $\gamma_1 = 1$  の車盤、すなわち、円輪の外周に非常に長い翼が付いたときには  $\bar{\sigma} = \sigma_B$  であり、 $\gamma_1 = 0$  の車盤、すなわち、中実円板の外周に非常に長い翼をつけたときには  $\bar{\sigma} = \sigma_B''$  であるということである。このことから、翼の長さを増すにしたがって、車盤が円輪の場合にはその強度は  $\sigma_B'$  から  $\sigma_B$  に増し、中実円板の場合には  $\sigma_B'$  から  $\sigma_B''$  に増していくことがわかる。さ



第 10 図

らに、車盤が中実円板と円輪の間である中空円板であるときの強度に考えを及ぼせば、翼の長さを増すにしたがって、その強度は  $\sigma_B'$  から図の点線で示した応力まで移行していくものと思われる。図では中空円板の外周に非常に長い翼を付けたときの強度は、 $\sigma_B''$  と  $\sigma_B$  の間を直線的に変えるものとして表わしているが、この強度は材料の塑性曲線の形によって決まって

くるものであって、実際には、直線ではなくて、 $\gamma_1=0$  で  $\sigma_B''$ ,  $\gamma_1=1$  で  $\sigma_B$  を通るある曲線となるものである。

以上が翼車の回転強度に関する考察であって、翼車の強度は車盤の形のみならず、翼の遠心力、材料の延性によって異なることを述べたものである。

## 5. 実験と考察との比較

延性材料として、銅およびアルミニウムを選びこれらの材料から翼車を作って実験を行ない、前に述べた考察と比較してみることにする。

第1表は厚さ 2 mm の銅板から削り出した翼車の寸法ならびに破壊回転数  $n$  を示したものである。No. 1 から No. 6 までの翼車は、その内径  $2r_1=20$  mm 外径  $2r_2=165$  mm で全部一定であるが、車盤の外径  $2r_0$  は 165 mm から 60 mm の範囲に変えてある。ただし、No. 7 は内外径比  $\gamma_1=0.910$  の円輪である。実験には同一寸法の翼車を 2 枚ずつ作り、スピントテストを行なって、それぞれの破壊回転数を  $n_1, n_2$  として第1表に示した。同一寸法の翼車における破壊回転数  $n_1$  と  $n_2$  の値はそれぞれよい一致を示しているので、この実験値は信頼できるものと思われる。表の  $\bar{n}$  は  $n_1$  と  $n_2$  の平均値を示したものであり、 $\bar{\sigma}$  は  $\bar{n}$  を採って計算した破壊強度である。No. 1 の円板と No. 7 の円輪における  $\bar{\sigma}$  の値はよく一致しており、翼があるときの  $\bar{\sigma}$  の値はいずれも高く出ていて、前に考察したことに定性的には一致している。

第1表

(銅)

No.	$2r_1$ mm	$2r_0$ mm	$2r_2$ mm	$\gamma_1 = \frac{r_1}{r_0}$	$\gamma_2 = \frac{r_2}{r_0}$	$n_1$ r.p.m.	$n_2$ r.p.m.	$\bar{n}$ r.p.m.	$\bar{\sigma}$ kg/mm <sup>2</sup>
1	20	165	165	0.121	1.00	25.000	24.600	24.800	15.45
2	"	140	165	0.143	1.18	24.400	24.800	24.600	18.4
3	"	120	"	0.167	1.38	23.400	22.800	23.100	19.65
4	"	100	"	0.200	1.65	22.200	22.200	22.200	22.65
5	"	76	"	0.263	2.18	18.600	17.600	18.100	22.60
6	"	60	"	0.333	2.75	16.600	14.800	15.700	22.28
7	150	165	165	0.910	1.00	15.400	16.000	15.700	15.10

スリットの幅  $t=1.5$  mm

第11図は引張りにおける応力と歪みの関係である。縦軸には呼称応力  $\sigma_0$  を、横軸には伸び歪み  $\varepsilon$  を採ってある。この歪み  $\varepsilon$  は断面積の減少から次の関係を用いて出したものである。

$$\varepsilon = \frac{a_0}{a} - 1$$

ただし、 $a_0$  は試験片の最初の断面積、 $a$  は応力が  $\sigma_0$  であるときの断面積。

試験片が局部収縮を起こしてから後の歪みは、そこにおける断面積を用いて計算したものである。これは試験片が局部収縮を起こしている断面積まで一様に減少したものと仮定しての伸び歪みを探ったことになっている。また、図には銅板のロール方向とそれに直角方向から削り出した試験片についての結果が示されているが、よく一致している。

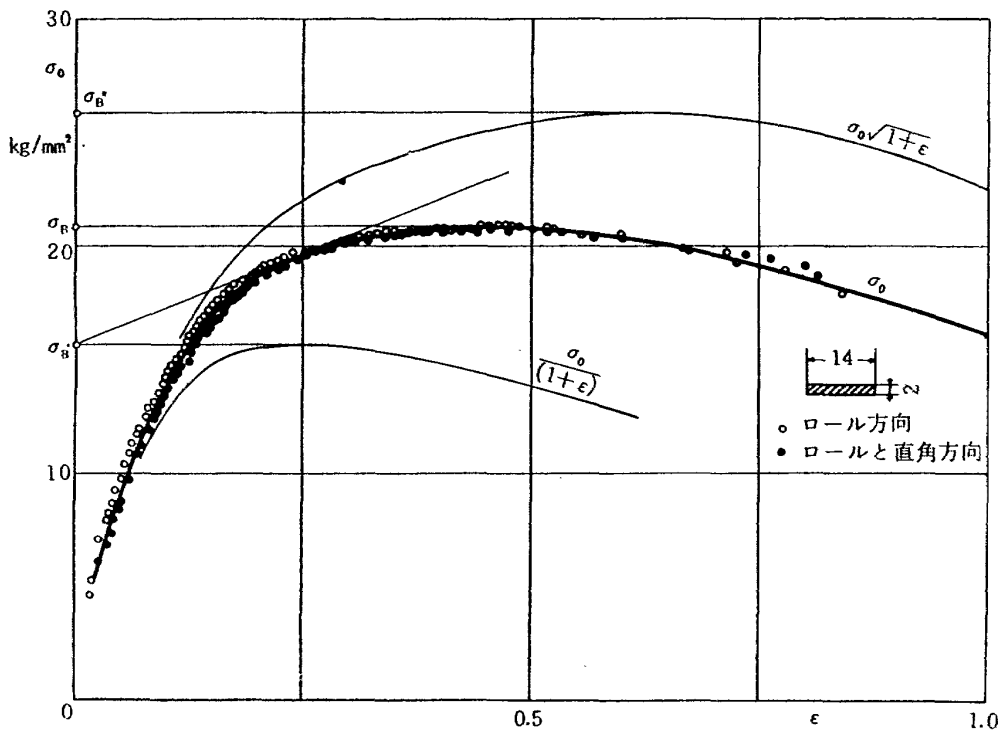
第 11 図の引張りにおける  $\sigma_0 \sim \epsilon$  曲線から  $\sigma_B'$ ,  $\sigma_B$  および  $\sigma_B''$  を求めてみると

$$\sigma_B' = 15.6 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_B = 20.8 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_B'' = 26.0 \text{ kg/mm}^2$$

となる。これらの値と第 1 表の  $\bar{\sigma}$  と比較してみると、No. 1 と No. 7 における  $\bar{\sigma}$  の値は  $\sigma_B'$  と一致しており、翼車における  $\bar{\sigma}$  の値はすべて  $\sigma_B'$  と  $\sigma_B''$  の中間に出ている。これらのことは前に考察した結果と一致していることである。



第 11 図

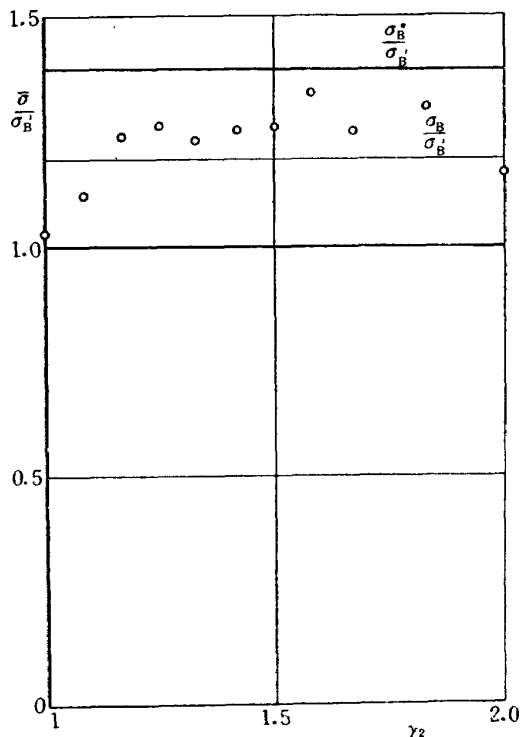
第 2 表は厚さ 2 mm のアルミニウム板から作った翼車の寸法ならびに実験結果である。No. 1 から No. 11 までが翼車であり、No. 12 は内外径比  $\gamma_1 = 0.90$  の円輪である。翼車の寸法は  $r_1$  および  $r_0$  は一定にして、 $r_2$  のみ  $r_0 \sim 2r_0$  の範囲に変えているので、実験は一定寸法の車盤 ( $\gamma_1 = 0.166$ ) について、翼が車盤の強度に及ぼす影響を調べたことになっている。実験では同一寸法の翼車を 3 枚ずつ作り、それぞれについてスピントストを行なって破壊回転数  $n_1, n_2, n_3$  を求めた。 $\bar{n}$  は破壊回転数の平均値であり、 $\bar{\sigma}$  はこの  $\bar{n}$  を採用したときの破壊強度であ

第2表

(アルミニウム)

No.	$2r_1$ mm	$2r_0$ mm	$2r_2$ mm	$\gamma_1 = \frac{r_1}{r_0}$	$\gamma_2 = \frac{r_2}{r_0}$	$n_1$ r.p.m.	$n_2$ r.p.m.	$n_3$ r.p.m.	$\bar{n}$ r.p.m.	$\bar{\sigma}$ kg/mm <sup>2</sup>	$\frac{\bar{\sigma}}{\sigma_B'}$
1	20	120	120	0.166	1.00	38.000	44.400	43.600	42.000	7.40	1.03
2	"	"	130	"	1.08	41.600	38.400	36.000	38.700	7.94	1.11
3	"	"	140	"	1.17	35.200	35.600	38.800	36.000	8.86	1.24
4	"	"	150	"	1.25	31.200	32.000	36.400	33.200	9.03	1.26
5	"	"	160	"	1.33	30.000	29.200	30.000	29.700	8.76	1.23
6	"	"	170	"	1.42	26.000	28.000	28.200	27.400	8.93	1.25
7	"	"	180	"	1.50	26.400	26.800	22.400	25.200	9.01	1.26
8	"	"	190	"	1.58	24.400	23.400	23.800	23.900	9.47	1.33
9	"	"	200	"	1.67	22.200	21.400	21.000	21.500	8.95	1.25
10	"	"	220	"	1.83	18.400	19.600	18.800	18.900	9.25	1.30
11	"	"	240	"	2.00	15.600	16.600	15.000	15.700	8.30	1.16
12	180	200	200	0.9	1.00	16.400	16.600		16.500	7.14	1.00

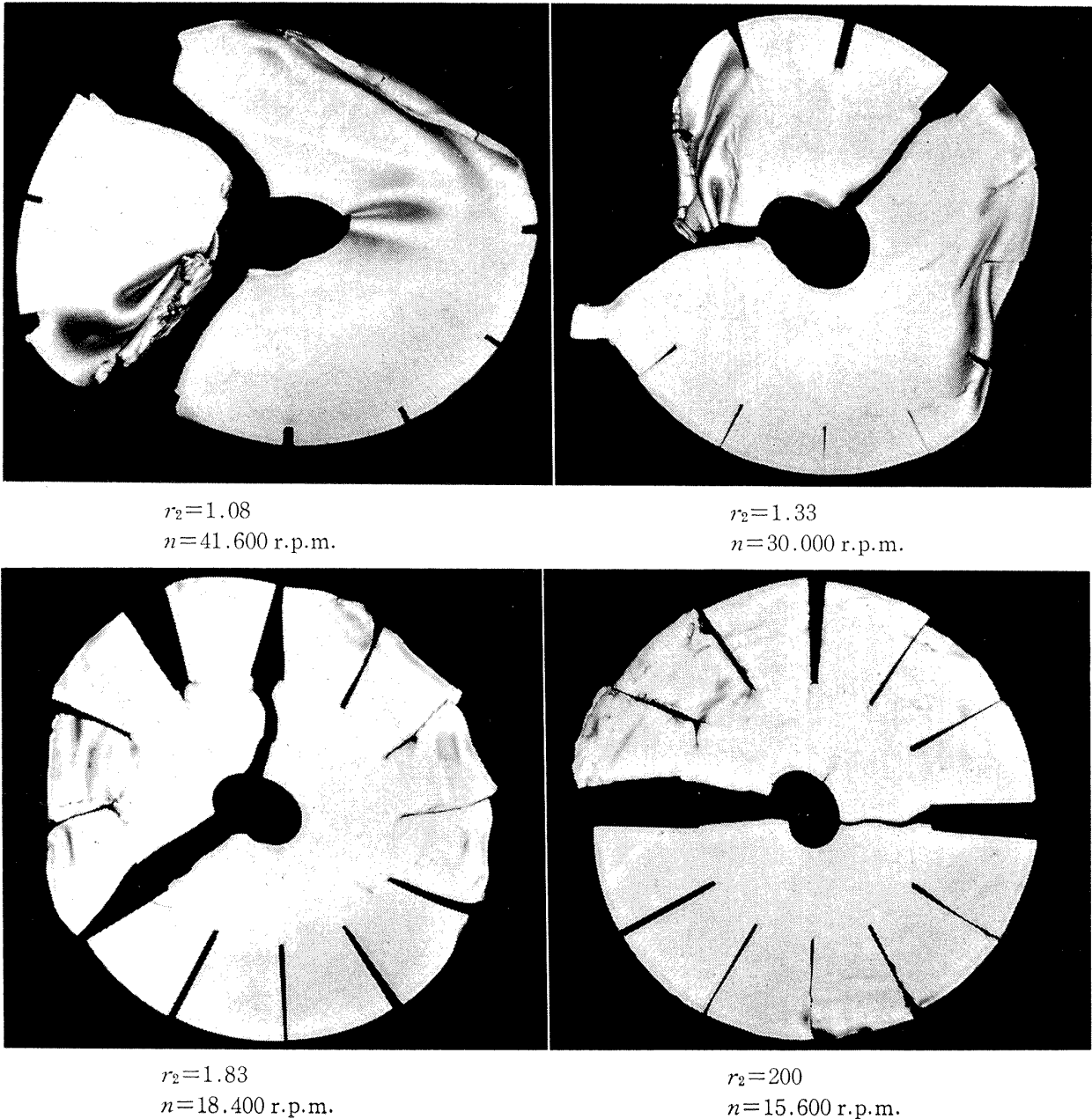
スリットの幅  $t=1.5$  mm



第12図

る。第1表の最後の行は No. 12 の円輪における  $\bar{\sigma}$  を  $\sigma_B'$  とし、これを元にして翼車の強度  $\bar{\sigma}$  を示したものである。第12図はこの  $\bar{\sigma}/\sigma_B'$  を  $\gamma_2$  に対して画いたものであって、図にはこの材料の引張り試験から求めた  $\sigma_B/\sigma_B'$  と  $\sigma_B''/\sigma_B'$  の値が記入してある。 $\gamma_2=1.0$  の翼車というのは翼がない円板のことで、このときの  $\bar{\sigma}$  はほとんど  $\sigma_B'$  に等しくでている。また、 $\bar{\sigma}$  の値は  $\gamma_2$  が大きくなるにしたがって、いいかえれば翼の長さが増すにしたがって大きくなっている。これらのことは、いずれも前に推察したことと、一致していることである。なお、 $\bar{\sigma}$  は  $\gamma_2$  がある程度大きくなれば、その後はほとんど変わっていない。このことは、第6図に示した車盤の応力分布は  $\gamma_2$  が1から増した初期においては、その変化は急であるが、 $\gamma_2$  がある程度の大きさになれば、その後は  $\gamma_2$  を増してもほとんど変化しないことから推察することができる。

る。第1表の最後の行は No. 12 の円輪における  $\bar{\sigma}$  を  $\sigma_B'$  とし、これを元にして翼車の強度  $\bar{\sigma}$  を示したものである。第12図はこの  $\bar{\sigma}/\sigma_B'$  を  $\gamma_2$  に対して画いたものであって、図にはこの材料の引張り試験から求めた  $\sigma_B/\sigma_B'$  と  $\sigma_B''/\sigma_B'$  の値が記入してある。 $\gamma_2=1.0$  の翼車というのは翼がない円板のことで、このときの  $\bar{\sigma}$  はほとんど  $\sigma_B'$  に等しくでている。また、 $\bar{\sigma}$  の値は  $\gamma_2$  が大きくなるにしたがって、いいかえれば翼の長さが増すにしたがって大きくなっている。これらのことは、いずれも前に推察したことと、一致していることである。なお、 $\bar{\sigma}$  は  $\gamma_2$  がある程度大きくなれば、その後はほとんど変わっていない。このことは、第6図に示した車盤の応力分布は  $\gamma_2$  が1から増した初期においては、その変化は急であるが、 $\gamma_2$  がある程度の大きさになれば、その後は  $\gamma_2$  を増してもほとんど変化しないことから推察することができる。

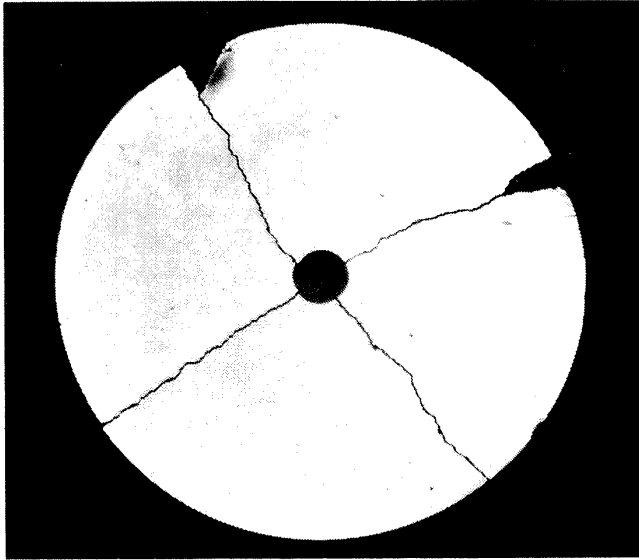
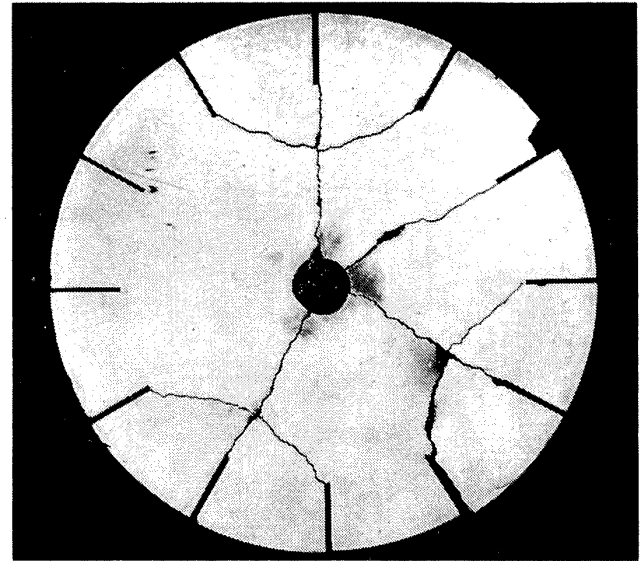
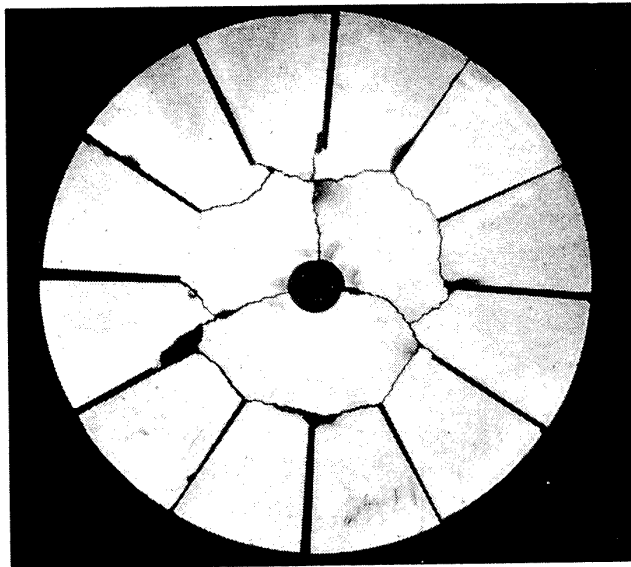


第 13 図

第 13 図は翼車の破壊例を示したものである。

## 6. 結 論

この報告では、延性材料からなる翼車の破壊は車盤の変形が不安定になる状態で起こるものとして、翼車の強度に関する考察と実験を行なったが、実験結果と考察とはよく一致した。実験に用いた車盤は一様な厚さのものであるが、実際の翼車では車盤の厚さは一様ではなく中心部が厚くなっている。しかし、回転による翼の遠心力は外圧として車盤に作用しているという点に関しては実験に用いた翼車も実際の翼車も同じである。したがって、ここで得られた翼車の破壊強度に関する資料は実際の翼車の強度に対して車盤の厚さの変化を考慮に入れれば、適


 $r_1=10, r_0=100, n=30.000$ 

 $r_1=10, r_0=75, r_2=101, n=26.800$ 

 $r_1=10, r_0=50, r_2=101, n=21.200$ 

第 14 図

用できるものと思われる。

鑄鉄のような脆性材料では破壊にいたるまでの歪みは小さく、その破壊は、延性材料のように、変形が不安定になるところではない。したがって、車盤が脆性材料のときには、ここで述べた翼車の破壊強度はそのまま適用するわけにはいかない。第 14 図は鑄鉄で作った円板および翼車の回転による破壊例であるが、翼車における破壊の様相は延性材料から作った翼車のそれとは全く異っている。鑄鉄のような脆性材料からなる車盤の強度についても重要なので、

目下研究をすすめている。

終りにのぞみ、御指導と御討論を賜った中西不二夫先生に深く謝意を表する次第である。また、実験を手伝ってくれた太田泰正、神保勝久の両君にも厚く謝意を表する次第である。

## 文 献

- (1) 佐藤・永井： 航空技術研究所報告，TR-4 (1960)
- (2) 中西： 機械学会論文集，18 卷，75 号 (1952)



<p>NAL TR-19 航空技術研究所 高速翼車の回転強度</p> <p>1961年12月 14頁</p> <p>軸流圧縮機やガスタービンに用いられている翼車では、車盤の外周に翼が植えてあるので、車盤は回転によって自身の遠心力も受けると同時に翼の遠心力も受けている。したがって、翼車の回転強度を知るためには、翼の遠心力が車盤の強度に及ぼす影響を知ることが必要である。</p> <p>この報告は、材料の延性を考察に入れて翼が車盤の破壊強度に及ぼす影響を明らかにしたものである。</p>	<p>I. 佐藤和郎 永井文雄</p> <p>II. NAL TR-19</p> <p>III. 539.4.012 621-25</p>	<p>NAL TR-19 航空技術研究所 高速翼車の回転強度</p> <p>1961年12月 14頁</p> <p>軸流圧縮機やガスタービンに用いられている翼車では、車盤の外周に翼が植えてあるので、車盤は回転によって自身の遠心力も受けると同時に翼の遠心力も受けている。したがって、翼車の回転強度を知るためには、翼の遠心力が車盤の強度に及ぼす影響を知ることが必要である。</p> <p>この報告は、材料の延性を考察に入れて翼が車盤の破壊強度に及ぼす影響を明らかにしたものである。</p>	<p>I. 佐藤和郎 永井文雄</p> <p>II. NAL TR-19</p> <p>III. 539.4.012 621-25</p>
<p>NAL TR-19 航空技術研究所 高速翼車の回転強度</p> <p>1961年12月 14頁</p> <p>軸流圧縮機やガスタービンに用いられている翼車では、車盤の外周に翼が植えてあるので、車盤は回転によって自身の遠心力も受けると同時に翼の遠心力も受けている。したがって、翼車の回転強度を知るためには、翼の遠心力が車盤の強度に及ぼす影響を知ることが必要である。</p> <p>この報告は、材料の延性を考察に入れて翼が車盤の破壊強度に及ぼす影響を明らかにしたものである。</p>	<p>I. 佐藤和郎 永井文雄</p> <p>II. NAL TR-19</p> <p>III. 539.4.012 621-25</p>	<p>NAL TR-19 航空技術研究所 高速翼車の回転強度</p> <p>1961年12月 14頁</p> <p>軸流圧縮機やガスタービンに用いられている翼車では、車盤の外周に翼が植えてあるので、車盤は回転によって自身の遠心力も受けると同時に翼の遠心力も受けている。したがって、翼車の回転強度を知るためには、翼の遠心力が車盤の強度に及ぼす影響を知ることが必要である。</p> <p>この報告は、材料の延性を考察に入れて翼が車盤の破壊強度に及ぼす影響を明らかにしたものである。</p>	<p>I. 佐藤和郎 永井文雄</p> <p>II. NAL TR-19</p> <p>III. 539.4.012 621-25</p>

---

## 航空技術研究所報告 19 号

昭和 36 年 12 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(0422)(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

---