

UDC 620.171.5:  
539.4:  
621.452.3-253.5

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-276

冷却タービン翼根部の2次元光弾性試験

松末勝利・橋本良作  
米内山 誠

1975年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 冷却タービン翼根部の2次元光弾性試験\*

松末勝利\*\*・橋本良作\*\*  
米内山 誠\*\*\*

## 1. まえがき

ジェットエンジンの推力上昇の対策として、燃焼ガスの温度を上昇させることが要求され、年毎にタービン入口温度は上昇している。一方、材料強度の面ではこのような高温化に対処するため、高温強度の高い材料も開発されているが、これには限度があって、最近のエンジンでは、タービン翼に空気穴を設け冷却することによって、相対的に強度を増す方法が採用されている。この冷却翼の研究については、現在盛んに行なわれているが、<sup>1)~4)</sup>その構造が複雑であり、また使用条件が高温中での高速回転であるなどの理由で、理論的にも、その構造強度を解析するには困難な問題が多く、まだ明確な設計資料は得られていない。

そこで本資料は、現在当所で試作研究している空冷タービン翼の強度を検討すること、および冷却空気穴の位置を変えた場合の設計資料を得ることを目的として、単純な2次元光弾性モデルを用いて引張試験を行なって、応力集中などの変化を調べたものである。

試験では、冷却空気穴が試作タービンの設計位置にある場合の各部の応力を求めたほか、空気穴の位置が設計位置から、上下左右に偏心したモデルおよびフィレット部の曲率半径が異なるモデルなどを幾つか製作し、それぞれのモデルについて、翼根部の応力集中を求めた。その結果、応力集中は翼根部のフィレット部および空気穴の曲辺部に生じ、その大きさは、空気穴が設計位置にある場合には、翼断面の平均応力の3~4倍に達すること、また空気穴が上下左右に偏心した場合は、応力集中はさらに大きくなる場合があることなどが明らかになった。なお本報で行なった試験は、単純な2次元試験であるが、負荷条件は3次元構造の実機よりも厳しくなっていることが予想されるので、本報の結果は、設計資料としてはむしろ安全側にある。

## 2. 試験片

図1に2次元試験に使用したモデルを示す。この形状はタービン翼を厚さ方向にスライスしたもので、上側の巾の狭い部分は翼に相当し、下側の広い部分は翼根部に相当する。中央のT字型の部分に空気穴がある。

実機では、空気穴は翼を精密鋳造する際中子を入れて同時に設けられる。そして、この空気穴へは翼先端から放電加工であけられた小穴が通じ、タービンのディスク側から入った冷却空気は、一度空気穴に溜められたのち、小穴を通る過程で翼を冷却し、翼外に放出される構造になっている。

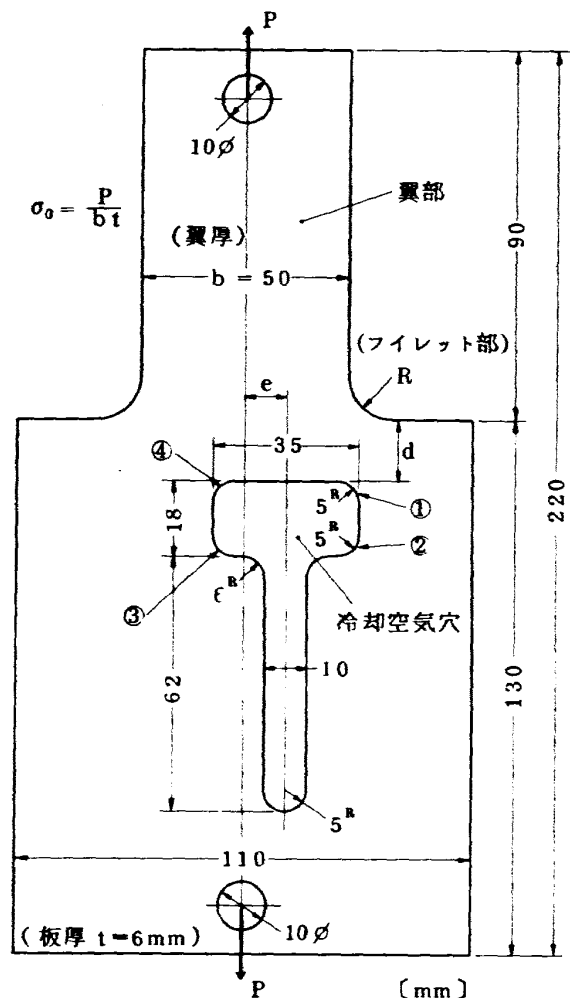


図1 光弾性試験に使用した2次元モデル

\*昭和50年2月12日 受付

\*\*原動機部

\*\*\*都立航空工業高等専門学校(元原動機部)

ところで本報では、翼を精密鑄造する際中子を入れて設けられた空気穴を対象として、空気穴付近に生ずる応力集中を調べたほか、中子がずれた場合を想定して、空気穴の位置の相違による応力集中の変化についても検討した。

実験にはモデルの外寸法および空気穴の形状・寸法などをそれぞれ一定とし、フィレット部の曲率半径  $R$ 、空気穴の上下位置を表わす量  $d$  および左右の偏心量を表わす量  $e$  などが、それぞれ数種類異なるモデルを試験片として用意した。モデルの寸法を表 1 に示す。

モデル材料は、厚さ 6mm のエポキシ板 (理研計器製) を使用した。

ところで、複雑な 3 次元構造を有する実機を対象とし

た強度試験に、このような単純な 2 次元モデルを採用して、果して実際のタービン翼のモデル試験となるかどうか、若干疑問があるが、本報で使用した 2 次元モデルは、3 次元構造の実機よりむしろ強度的には厳しい条件にあるものと考えられる。したがって、2 次元モデルで得られた結果よりも実機の方が安全側にあることが予想されるので、タービン翼の設計資料としては、ひとつの目安となるものと考えている。

また、中央の空気穴の形状も実機のそれと若干異なる形状であるが、遠心力が負荷された場合の最大応力は、フィレット部および空気穴周辺部に生ずることが予想されるので、その部分のみ実機と相似形にしておけば、一応所期の目的は果せるものと考えられる。

表 1

№	$R$ (mm)	$d$ (mm)	$e$ (mm)	$P$ (kg)	$N_0$	$N_R/N_0$	$N_1/N_0$	$N_2/N_0$	$N_3/N_0$	$N_4/N_0$
1	5.0	13	0	67.1	1.34	4.3	3.7	3.9	—	—
2	"	"	10	"	"	5.1	4.3	3.8	3.8	4.1
3	"	"	15	"	"	6.0	4.5	3.7	4.5	4.5
4	"	8	0	"	"	5.2	4.5	4.6	—	—
5	"	"	10	60.4	1.21	6.8	5.6	5.2	5.0	5.0
6	"	5	0	67.1	1.34	5.6	5.3	4.5	—	—
7	"	"	10	46.9	0.94	9.6	8.5	5.3	5.1	5.1
8	7.5	13	0	67.1	1.34	3.8	3.6	4.0	—	—
9	10.0	"	0	"	"	3.6	3.4	4.0	—	—
10	12.5	"	0	"	"	3.4	3.2	4.0	—	—
11	"	"	10	"	1.15	4.2	4.2	4.3	3.7	3.5
12	"	"	15	"	"	4.4	3.5	3.9	4.3	3.9
13	"	8	0	"	"	3.7	4.0	4.3	—	—
14	"	"	10	"	"	4.6	4.3	3.6	4.3	4.0
15	"	"	15	"	"	5.3	5.1	3.3	4.6	4.0
16	"	5	0	"	"	3.9	4.2	4.2	—	—
17	"	"	10	"	"	5.4	6.1	3.7	4.7	4.7
18	15.0	13	0	"	1.34	3.1	3.2	4.0	—	—
19	12.5	—	—	"	"	1.9	冷却空気穴無し			

(注)  $N_0$  は翼断面の平均繰回数 ( $N_0 = \alpha \sigma_0 t$ ,  $\alpha$ : 光弾性感度,  $\sigma_0$ : 翼断面の平均応力,  $t$ : 板厚),  $N_R$  はフィレット部の最大繰回数,  $N_1 \sim N_4$  はそれぞれ図 1 の空気穴曲辺部①～④の最大繰回数を表わす。ただし,  $e=0$  のモデルについては,  $N_1, N_4$  および  $N_2, N_3$  それぞれの平均値を  $N_1$  および  $N_2$  として表わした。

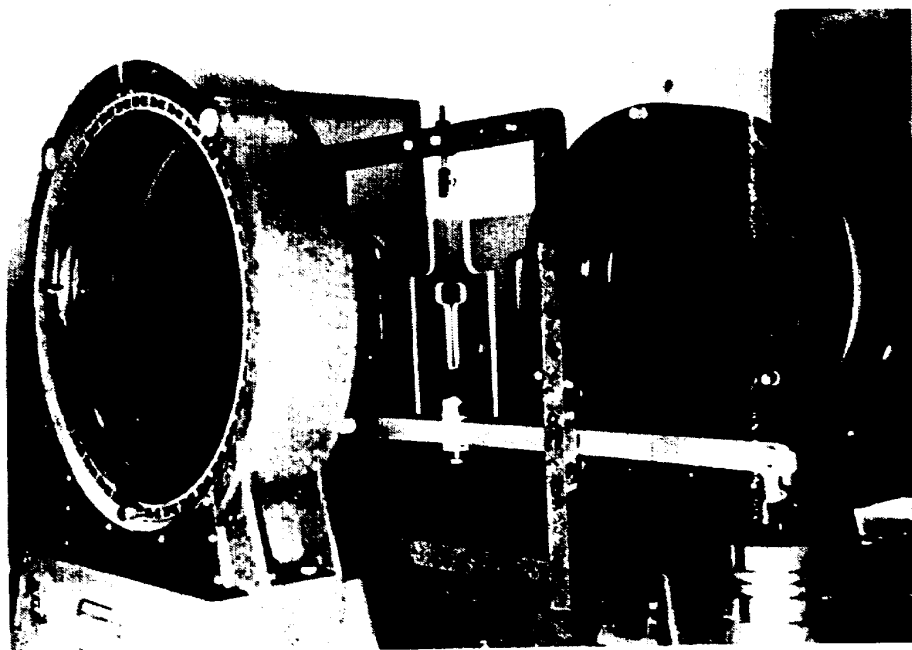


写真1 光弾性装置によるモデル取付状況

なお、実機の寸法は、フィレットの曲率半径  $R=1.25$  mm, 空気穴の上下位置  $d=1.3$  mm, 左右偏心量  $e=0$  として設計されている。本報のモデル寸法は実機の10倍である。(したがって本資料では実機の10倍の値を設計値と仮称する)

### 3. 実 験

実験装置は口径300 mmの透過型光弾装置を用いた。実験は前節で述べた2次元モデルに対して翼の遠心力に相当する力を重錘によって加える方法で行い、モデル内の光弾性縞模様を写真撮影し、各部の縞次数を読み取った。光弾性装置内でのモデルの取付状況を写真1に示す。実験中、負荷状態のまま長く放置すると、エポキシ材のクリープのため縞次数が時間とともに若干増加する傾向になるので、負荷時間は極力短時間に抑え、しかも各モデルの負荷時間が一定となるよう注意した。

各部の縞次数は、暗視野および明視野それぞれの縞模様から読み取ったが、その精度は0.1次程度である。また、最大縞次数の現れる空気穴の周辺およびフィレット部は、それぞれ近接撮影して、読み取り精度を上げるべく特に注意した。そのほかエポキシの弾性率は、金属と比較してかなり小さく、負荷によるモデルの変形が縞次数に影響を及ぼすので、荷重の大きさを必要最小限にとどめる必要があるが、逆に荷重が小さすぎると現われる縞次数が少なくなり、測定精度が低下するおそれがあるので、この点についても留意した。本報の場合は、特にモデル内に設けた空気穴の位置が変わることによって、

最大縞次数が大きく変化するので、一部のモデルには異なる荷重を加えて試験した。

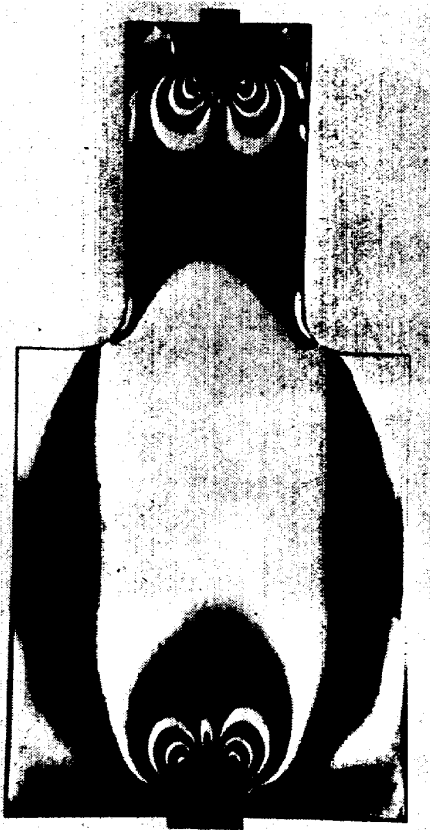
モデル内の応力分布を求める場合、自由境界上の応力は、縞次数から直接求められるが、境界内部の応力を求めるには、主応力の等傾線を知る必要がある。等傾線図は最初トレーシングペーパーに投影して、 $5^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 間隔の縞をトレースし、後でなめらかな曲線に修正した。

なお、エポキシの光弾性感度の検定は、巾20 mm, 長さ160 mm, 厚さ6 mmの短形板を製作し、これを用いて、4点曲げの実験を行なって求めた。この光弾性感度は、使用する各モデルについて若干異なることが予想されるので、それぞれのモデルについて求めた。

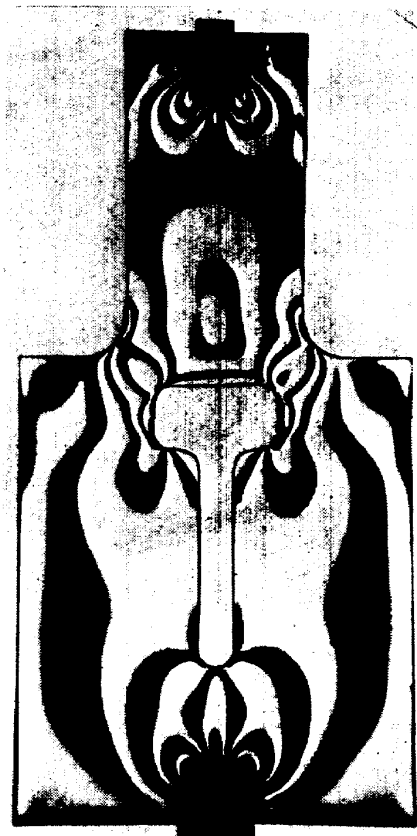
### 4. 実験結果および考察

タービン翼内に設けられる空気穴の有無によって、翼内各部の遠心応力の値は大きく変わる。この様子は写真2に示す空気穴の有無による光弾性縞模様の相違から明らかである。写真2はa), b)とも板厚  $t$ , フィレットの曲率半径  $R$  および荷重  $P$  は同一である。ちなみに両者の最大縞次数を比較すると、フィレット部では、空気穴の無い場合の2.5に対し、有る場合は4.3に上昇する。また、空気穴の周辺に最大縞次数が現われ5.0を示す。

このように翼根部に空気穴を設けることによって各部の応力集中は増大する。そしてフィレットの曲率半径および設けられた空気穴の位置などが異なる場合には、生ずる応力集中の値がさらに上昇することが予想されるので、以下にフィレットの曲率半径および空気穴の位置な



a) 空気穴無し



b) 空気穴有り

写真2 空気穴の有無による光弾性縞模様の比較(明視野) ( $R=12.5\text{mm}$ ,  $P=67.1\text{kg}$ )

a)  $R=15\text{mm}$ b)  $R=10\text{mm}$ c)  $R=7.5\text{mm}$ 

写真3 光弾性縞模様(暗視野)フィレットのRが異なる場合 ( $d=13\text{mm}$ ,  $e=0$ )

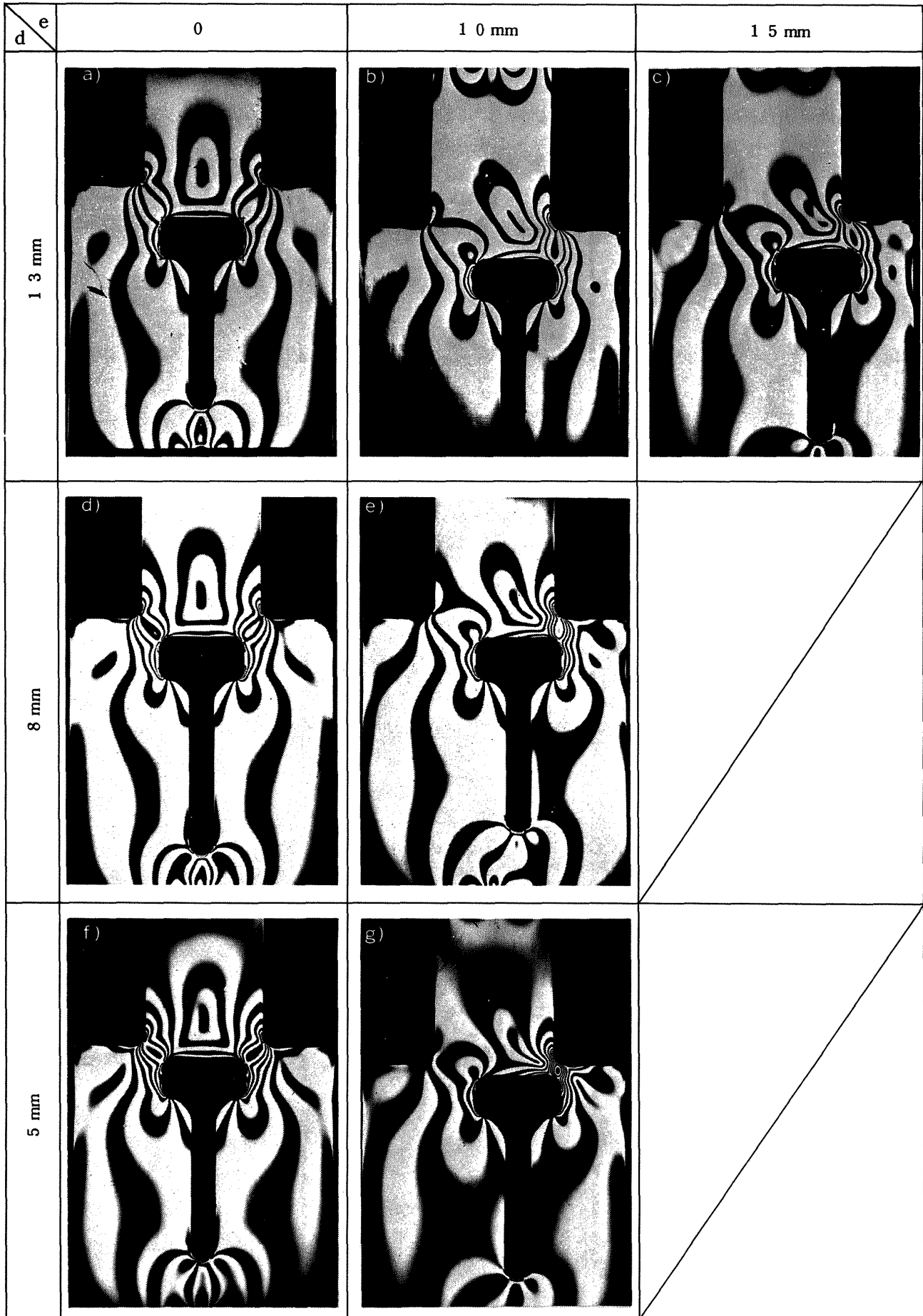


写真4 光弾性縞模様(暗視野) [R=5mm]

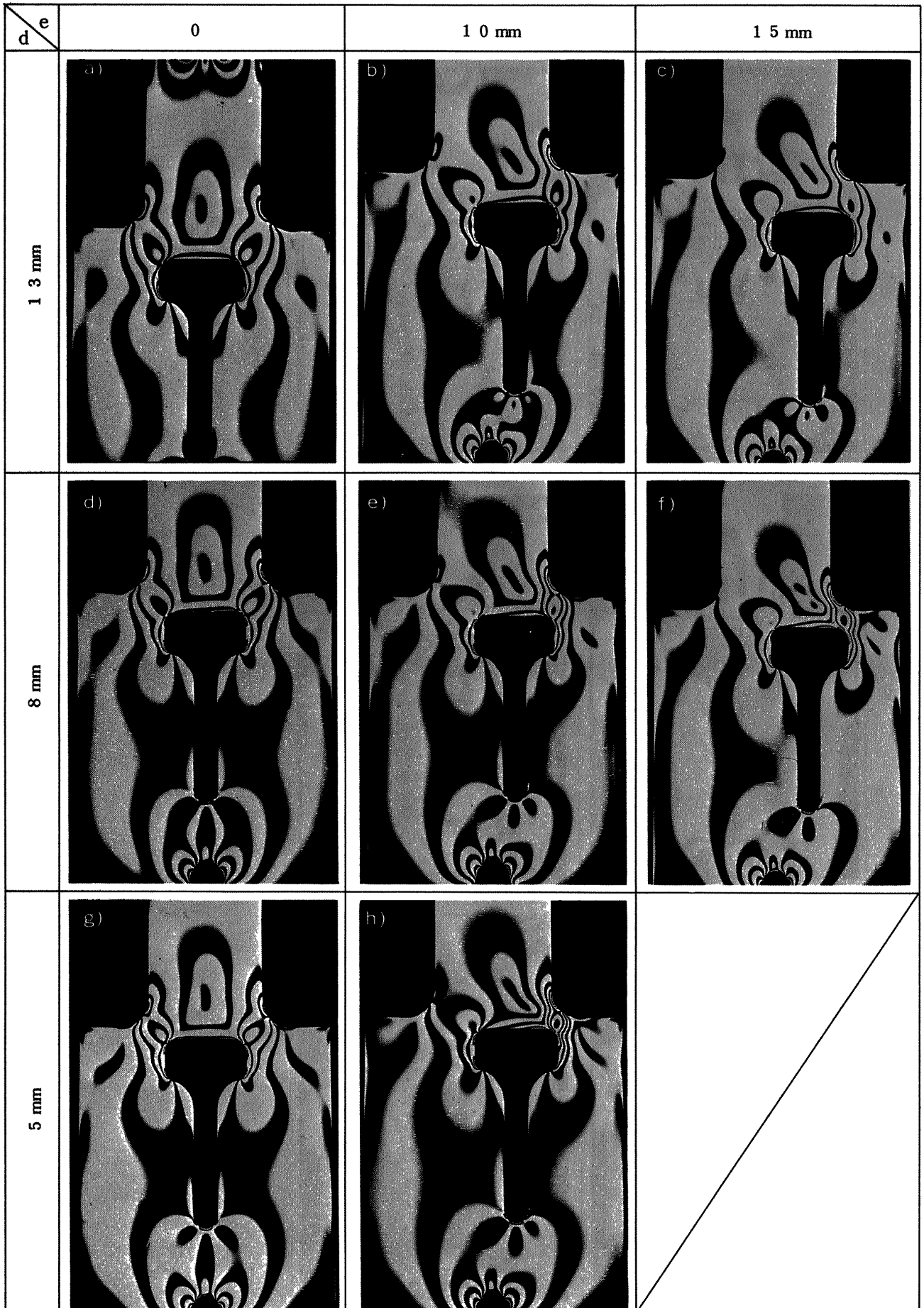


写真5 光弾性縞模様(暗視野) [ R = 12.5mm ]

どがそれぞれ異なるモデル内の応力集中の値について述べる。光弾性試験で得られた各モデルの縞模様の例を写真3, 4, 5に示す。ここで写真3はフイレットの曲率半径が異なる場合であり, 写真4および写真5は, それぞれフイレットの曲率半径が5mmおよび12.5mmの場合である。

フイレットの曲率半径Rおよび空気穴の位置d, eが設計値の場合(写真5), R=12.5mm, d=13mm, e=0)のモデル内の応力分布を図2に示す。図2に示す応力の値は, 無次元化するために, 翼部断面の平均応力 $\sigma_0$  (=  $P/bt$ )との比で表わしてある。また, またモデルの外周

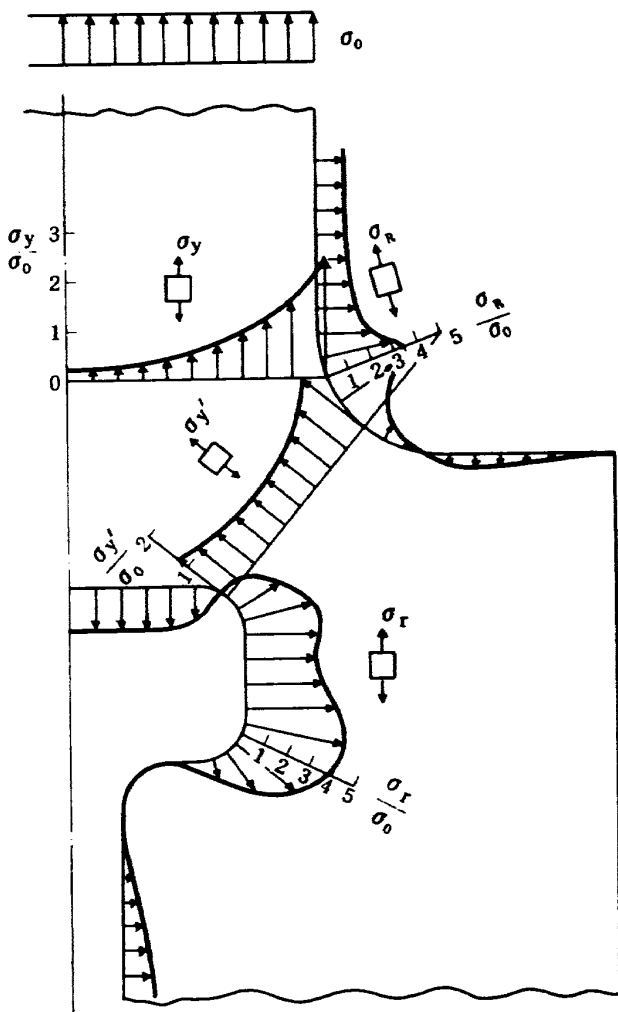


図2 モデル内の応力分布 (R=12.5mm, d=13mm, e=0)

および空気穴周辺のような自由境界上では, 縞次数を平均縞次数 $N_0$  (=  $\alpha\sigma_0 t$ ,  $\alpha$ : 光弾性感度)との比で表わしても応力比と同一になるので, 前記表1の各モデルの応力集中は $N_0$ との比で示してある。

図2の $\sigma_y$ および $\sigma'_y$ の分布は, 縞次数から直接求めることは不可能なので, 3節で述べた断面上の主応力の等傾線を利用し, 応力の釣合方程式を図式積分することに

よって求めたものである。

図3は空気穴の位置が, 設計値からずれた場合の例としてR=12.5mm, d=5mm, e=10mm(写真5h)のモデルの応力分布を示す。ただしこの場合は自由境界上の応力のみを図示した。図2と比較すると, 応力集中の値が上昇していることがわかる。

図2, 図3からモデル内の応力集中はフイレット部および空気穴の曲辺部に生ずることが明らかであるから, 以後は両者の応力のみに着目して, フイレットの曲率半径および空気穴の位置がそれぞれ異なる場合の応力集中の値およびその変化について述べる。

#### 4.1 フイレットの曲率半径Rの影響

空気穴の上下位置dおよび左右偏心率eをそれぞれ設計値(d=13mm, e=0)とし, フイレットの曲率半径Rのみ異なるモデルを用いてそれぞれのモデル内に生ずる応力集中を調べた。実験ではR=15, 12.5, 10, 7.5, 5mmの5種類のモデルを使用した。得られた光弾性縞模様の例は写真3 a), b), c), 写真4 a)および写真5 a)に示す。縞次数から明らかなように, フイレット部のRが小さくなるにしたがってフイレット部の応力は若干上昇するが, 空気穴曲辺部ではあまり変化がない。フイレット部および空気穴曲辺部の最大応力とRとの関係を図4に示す。なお空気穴曲辺部の最大応力は表1の $N_1/N_0 \sim N_4/N_0$ の値の最大値で表わしてある。図4で示されるように, 空気穴曲辺部の応力集中は, フイレット部のRにはほとんど無関係であるから, 設計値(12.5mm)より小さくても支障はなさそうである。むしろフイレット部および空気穴曲辺部の最大応力を同程度にするという条件ならば, フイレットのRは6~7mmにとればよい。ただし, 空気穴の位置が上下左右にずれた場合を想定すると, 必ずしもR=6~7mmでよいとはいえない。

#### 4.2 空気穴の位置の影響

次にフイレットの曲率半径を一定として, 空気穴の位置が異なるモデルを用いて, それぞれのモデル内に生ずる応力集中を求めた結果について述べる。

フイレットの曲率半径は, 5mm, 12.5mmの2種類とし, それぞれの場合について, 空気穴の上下位置dを13mm, 8mm, 5mmに変えた場合の応力集中の変化を図5, 図6に示す。それぞれ左右偏心率eをパラメータとして描いた。図中, 実線および点線はそれぞれフイレット部および空気穴曲辺部の最大応力である。光弾性縞模様は写真4, 写真5に示す。

写真からも明らかなように, 左右偏心率e=0の場合(写真4 a, d, f, および写真5 a, d, g)は, dが減少しても(この場合空気穴は翼側に移動することに相当する)



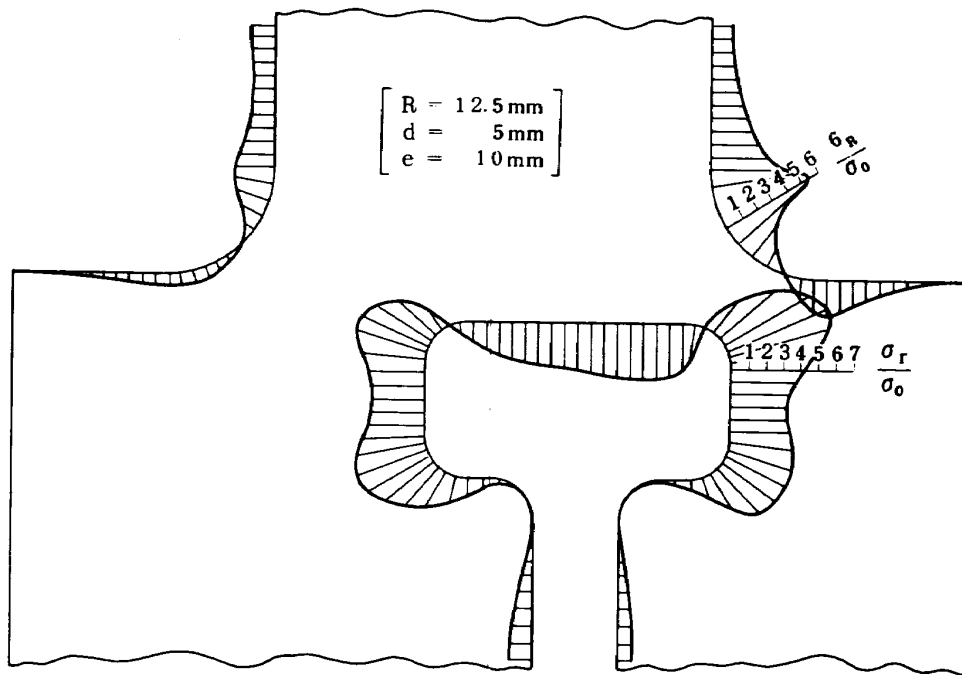


図3 自由周辺上の応力分布 (空気穴が偏心した場合)

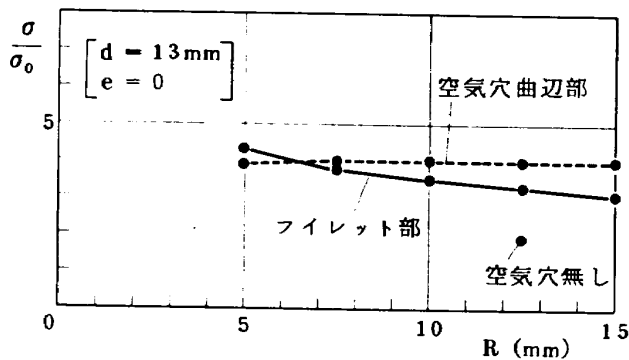


図4 フィレットの曲率半径と応力との関係

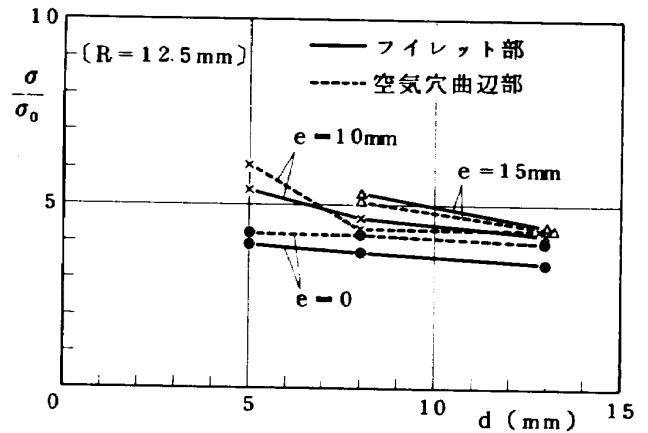


図6 空気穴の上下位置と応力との関係

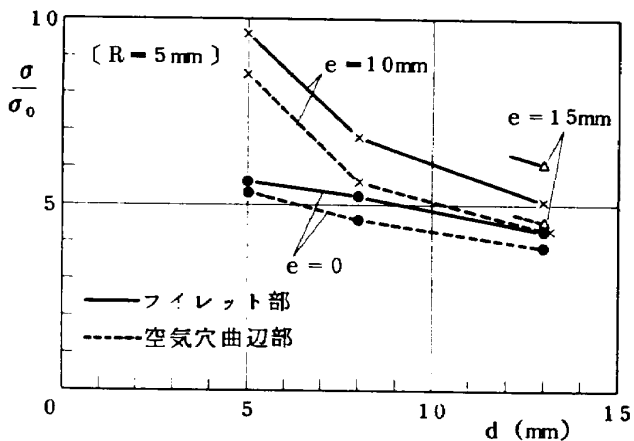


図5 空気穴の上下位置と応力との関係

応力集中の上昇は緩慢であるが、空気穴の左右偏心量が 10mm および 15mm になると、応力集中は急激に上昇する。そして図5と図6を比較すれば明らかなように、この上昇割合はフィレットの曲率半径が小さい程大きい。

次に空気穴の上下位置をパラメータとして、応力と空気穴の左右偏心量との関係に描き直したものを図7、図8に示す。上下位置  $d = 13\text{mm}$  の場合は、左右偏心量  $e$  の増加に対して、応力集中の上昇は緩慢であるが、 $d = 8\text{mm}$  および  $5\text{mm}$  になるとかなり急激に上昇する。しかしフィレットの曲率半径  $R = 5\text{mm}$  の場合と比較して、 $R = 12.5\text{mm}$  の場合は、空気穴の上下左右の偏心は応力的に差程厳しくない。逆に云えば、フィレットの曲率半径を小さくすると、空気穴の位置が設計値であれば、大

して問題とはならないが、もしこれが左右に偏心したとすれば、強度的にかなり危険となる。また、フィレットの曲率半径が小さい場合 ( $R=5\text{mm}$ ) には、最大応力はフィレット部に生ずるのに対して、曲率半径が  $12.5\text{mm}$  のように大きくなると、空気穴曲辺部の応力集中の方が高くなる危険もある。

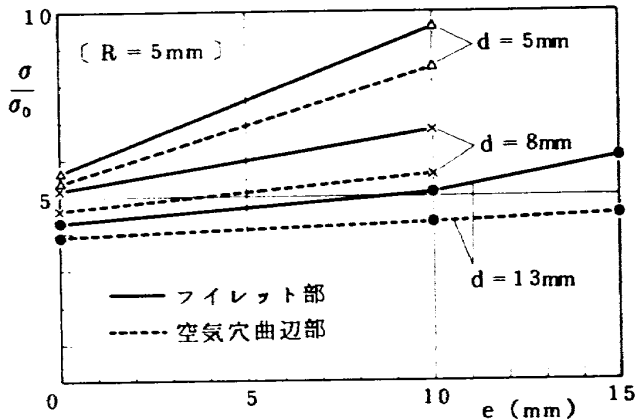


図7 空気穴の左右偏心量と応力との関係

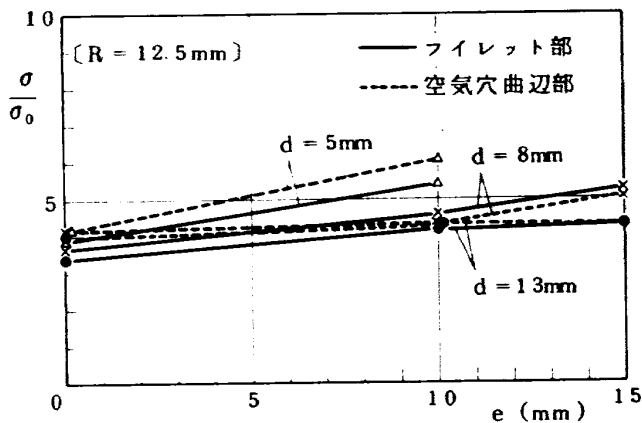


図8 空気穴の左右偏心量と応力との関係

### 5. おわりに

空冷タービン翼の翼根部を単純な2次元光弾性モデルに置き換え、翼根部に設けた空気穴によって生ずる各部の応力集中の値を求め、さらに空気穴が設計位置から上下左右に偏心した場合を想定して、幾つかのモデル試験を行ない、それぞれの場合について、空気穴付近に生ずる応力集中の値を求めた。

その結果、応力集中は翼根部のフィレット部および空気穴の曲辺部に生ずることが示され、フィレット部の応力は、空気穴の位置が設計どおりの場合でも、翼断面平均応力の約3倍になり、空気穴曲辺部では4倍に達すること、そしてこの値は空気穴が無い場合の約2倍になることなどが明らかになった。また、フィレットの曲率半

径が大きくなるにしたがって、フィレット部の応力集中は減少するが、空気穴曲辺部ではあまり変化しない。空気穴の上下位置が翼側にずれた場合には、フィレット部および空気穴曲辺部ともに応力は増加し、さらにこれに左右偏心のずれが加わると、両者の応力集中は急激に上昇する。この傾向はフィレットの曲率半径が小さくなるにしたがって極端になる。以上の事柄をそれぞれ、応力集中の変化として図に示した。

本報で行なった実験は、あくまでも単純な2次元モデルを用いた引張り試験である。これに対して実際のタービン翼は複雑な3次元構造を有し、負荷は回転による遠心力であるから、本報で得られた結果をそのまま実機に適用するには若干疑問があるが、本報で行なった試験は、モデルが2次元であることから実機と比較して強度的に厳しい試験となっていることが予想されるので、本結果を参考にする限り設計値としては安全側にあるといえる。

以上結論について述べたが、現在当所で行なっている3次元試験の結果として、冷却空気穴付近の応力集中は本報の2次元結果ほど大きくならないというデータも得られているので、3次元試験が完成した段階で改めて検討したいと考えている。

終りに、本研究について始終御検討いただいた、当所原動機部の松木部長、鳥崎室長ならびに宮地室長に謝意を表します。

### 参考文献

- 1) G.A.Halls, Air Cooling of Turbine Blades and Vanes, Aircraft Engineering, August, 1967, p. 4.
- 2) Albert. Kaufman, Steady - State Stress Relaxation Analysis of Turbine Blade Cooling Designs, NASA TND-5282, 1969.
- 3) DR.S.N.Suciu, High Temperature Turbine Design Consideration, The Aeronautical journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 75, August, 1971, p. 577.
- 4) 吉田豊明, 松木正勝, 空冷タービン翼の非定常熱応力軽減について, 航空宇宙技術研究所報告, TR-364, 1974年5月.

---

## 航空宇宙技術研究所資料276号

昭和50年5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  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---

