

UDC 620.171.5:
621.452.3-226.3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-427

三次元中空光弾性模型の製作法と
冷却タービン翼の遠心応力解析

吉田豊明・松末勝利
高原北雄・橋本良作

1975年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

三次元中空光弾性模型の製作法と 冷却タービン翼の遠心応力解析*

吉田豊明** 松末勝利**
高原北雄** 橋本良作**

New Molding Method at Three-Dimensional Hollow Photoelastic Model and Centrifugal Stress Analyses of Air-Cooled Turbine Blades

By Toyoaki YOSHIDA, Katsutoshi MATSUSUE, Kitao TAKAHARA
and Ryosaku HASHIMOTO

A new method of molding a three-dimensional hollow photoelastic model was developed and centrifugal stress analyses of air-cooled turbine blade models molded by the present method were performed.

The distinctive feature by the molding process exists in the method of manufacturing and removing the core. The basic core is manufactured first from low melting point material (wax), then coated with thin metal (copper) by electro plating. After casting and hardening epoxy resin outside the metal coated core, the basic core material is melted by heated air impingement and removed, and finally the coating metal left inside the model is removed by chemical etching.

Silicon rubber can be used successfully as material for molding the model and the basic core.

Stress caused by centrifugal force in air-cooled turbine blade models manufactured by the above mentioned technique, were analyzed by photoelastic tests using the stress freezing method and three-dimensional stress distributions were made clear. The greatest stress occurred in the vicinity of the dovetail, and no significant difference was observed between the greatest value in the solid blade and in the hollow blade. The centrifugal stress freezing condition proved to be satisfactory in following checkups, that is, by annealing examination of the models and their slice pieces and calibration of the photoelastic sensitivity. The stress distribution formed in the present slice piece showed a similar tendency to the result of a two-dimensional test model having a similar shape to the slice piece under the tensile force loading. But in the present slice piece, the stress concentration was more gentle than in the latter case.

It is hoped that this research will be a useful references for three-dimensional stress analyses of hollow photoelastic models having complicated inner shapes, even in small sizes.

1 ま え が き

光弾性試験による三次元中空物体の応力解析は模型製作技術の進歩につれてその適用可能な対象が拡大されつゝあり、対象物の形状に適した独創的な製作法が意欲的に開発されている。なかでも常温硬化シリコンゴムを鋳型材に用いる方法は種々の利点からいくつかの応用例が

報告され^{1), 2)}、その有用性が立証されている。

一方ガスタービンでは出力増大と熱効率向上のためタービン入口ガス温度は上昇の一途をたどってきたがこれは超耐熱合金の開発と冷却翼の適用によって段階的に向上されてきたものである。特に航空用ジェットエンジンではタービン翼の温度条件が最も厳しく、冷却性能のよい空冷翼の研究開発がますます重要になってきている。冷却タービン翼の設計に際しては製作加工技術と冷却性能をはじめとする各種性能の把握のみならず強度計算が必須条件であるが、形状が複雑なため局所的な三次元応

* 昭和50年4月30日受付

** 原動機部

力分布まで詳細に解析された例は少なく、通常は検査断面の平均応力を算出して強度を予測している。

当所では高温タービンの研究として冷却タービン翼の開発、各種性能の解析、基礎研究（温度、熱応力、冷却空気の流れ等の解析）を進めてきた³⁾が上に述べた状況から、冷却タービン翼の三次元応力分布を光弾性実験によって解析する研究に着手した。

当初は三次元中空光弾性模型を作るため形状を単純化し、中空部の成形法について試作、検討を重ね、蝕化技術研究所の協力を得てその製作法を確認した。その後目的とする冷却タービン翼形状の樹脂模型をこの新しい製作法で作し、遠心力下の三次元応力分布を応力凍結法により解析した。得られた縞次数分布は各種考察から定性的に疑義のないことを確認した。

ここに三次元中空光弾性模型の新しい製作法と供試タービン翼模型の実験解析結果を報告し参考に供したい。

2 三次元中空光弾性模型の製作法

本製作法の最も特徴とするところは中空形状の成形法にある。外型の製作は常温硬化シリコンゴムを用い、原型は冷却タービン翼の場合実機翼と実機翼製作時の中子を用いた。外型の製作手順については文献1)に述べられた通りであるが合わせ目、湯口、湯道、外型の拘束方法については模型の形状に応じて試行錯誤で適切な条件を見出す必要がある。以下に中子の製作排出法を重点的に

述べる。

図1に製作法の手順を示し、図2に各行程時の実物写真を示す。製作模型は中実翼と中空翼2種（図2(イ),(ロ)）とし、樹脂材料にはアラルダイトB+硬化剤（HT-901）を使用した。中空形状が複雑な場合中子の排出は分割、破壊等は適切でなく溶出によらざるを得ない。超耐熱合金を用いた精密鑄造法による実機中空タービン翼を製作する場合はセラミック・コアを用いて強アルカリによる溶解排出を行なうが、樹脂模型の製作でこの方法をとったところエポキシ樹脂の表面が著るしく損傷された。また低融点金属（ウッドメタル）を中子素材として熱的に溶出する方法を試みたが、樹脂注型時に中空形状の保持がむずかしく完全に排出させることも困難であった。そこで素材をワックス（融点約60℃）とし、形状保持のため銅の被膜を電着させ（製作例では厚さ約20μ）、排出にはまず被膜の一部を切りかいて中のワックスを熱風で溶出させ、次に残った銅被膜を腐蝕液（FeCl₃）で溶解排出させる方法をとった。この方法によってほぼ所要の中空形状を得ることができた（PAT. P. 昭49-103446）。エポキシ樹脂注型の行程（図1、行程7）ではワックスが膨脹するため特に模型の肉厚が薄い部分は寸法精度が悪くなり、製作模型(ロ)では翼部で冷却通路が外と貫通する例も生じた。図3は模型(イ)の延長翼根部横断面の仕上り寸法の一例である。後に掲げるスライス片の縞写真（図19）でも見られるがこの製作法では中空形状が少し大き目になり、近傍の外縁部はわずかにくぼむ傾向がある。中

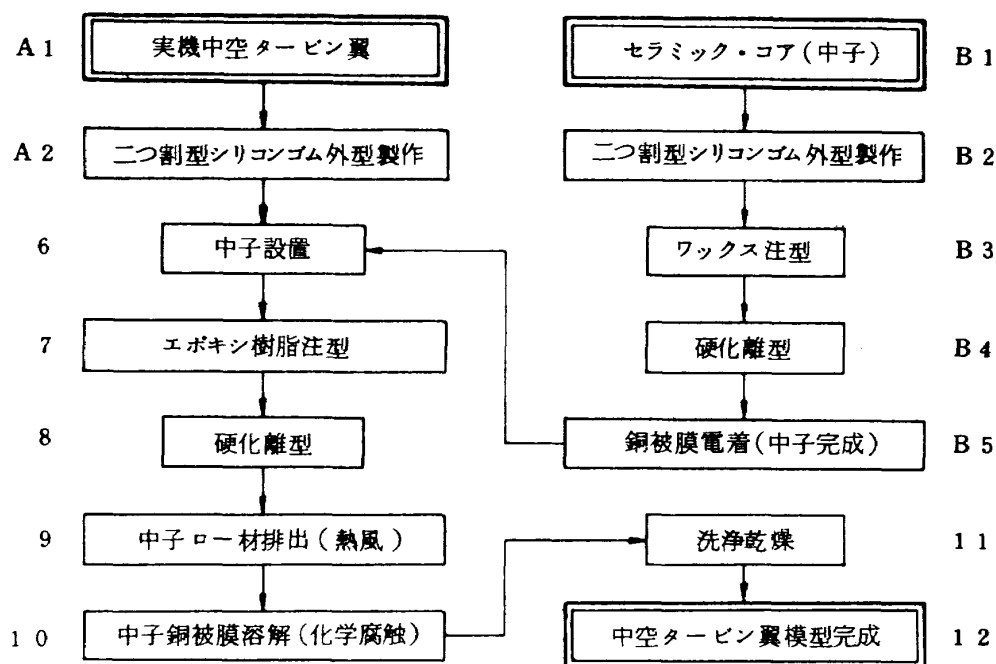


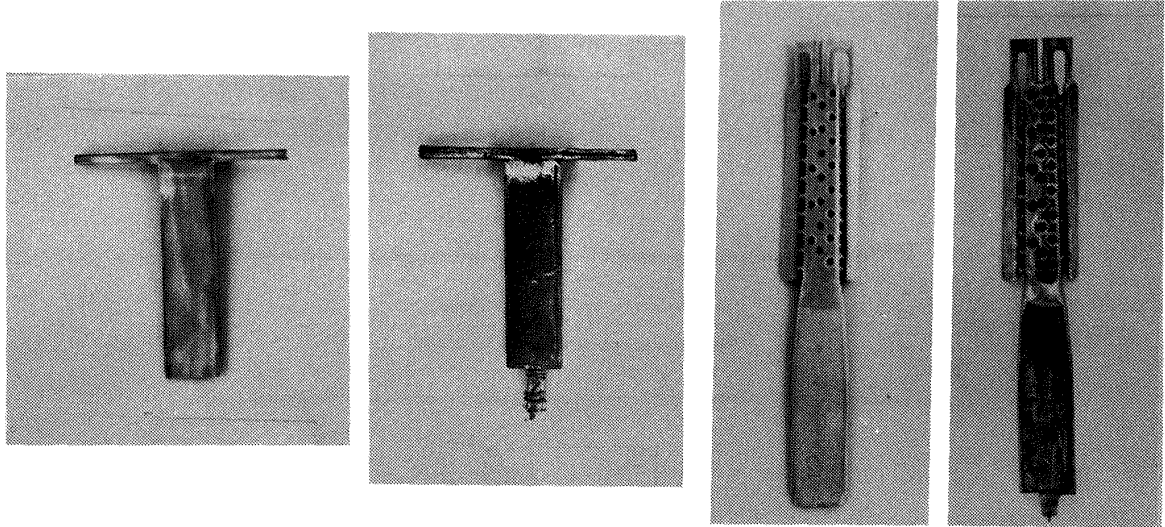
図1 三次元中空光弾性模型の製作手順

B1 (イ)

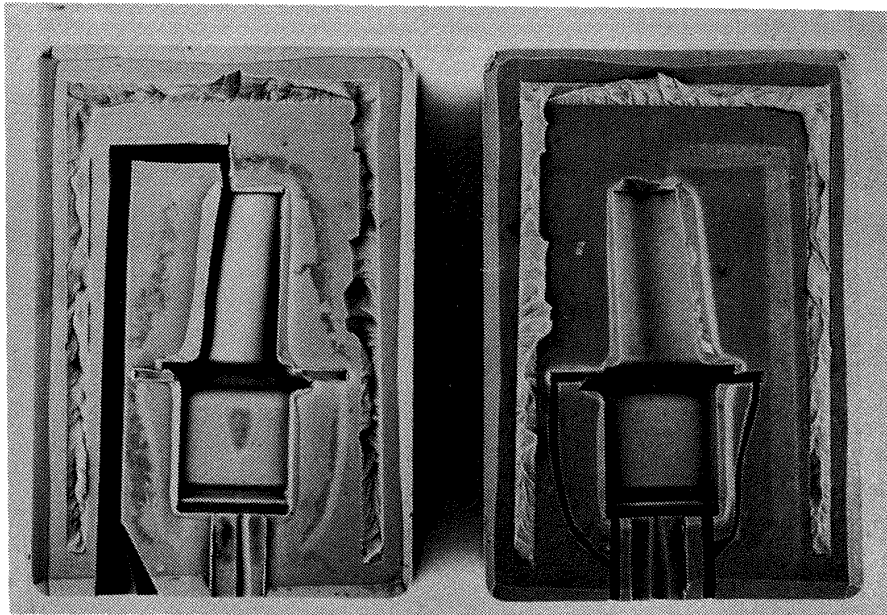
B5 (イ)

B1 (ロ)

B5 (ロ)



A2



8

12 (イ)

12 (ロ)

A1

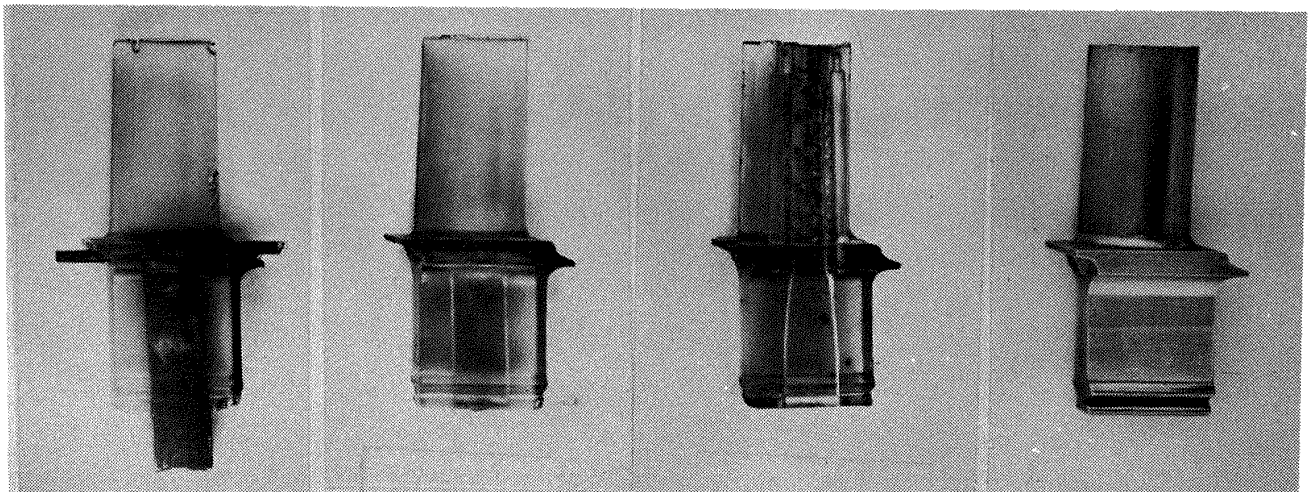


図 2 各行程時の実物写真 (図 1 内番号参照)

空形状に高い寸法精度が必要な場合にはこの中子素材膨脹の問題を解決しなければならないが、対策としては、金属被膜の剛性を高めた上で樹脂注型以前にワックスを排出しておく方法や、熱膨脹率が小さく、しかも排出の容易な中子素材を用いる方法等があり、後者の方法には水溶性中子材が有望である。模型の製作可能な形状、寸

法は外形の原型、中子の原型をシリコンゴムで型どりできるか否かに依存するが、特に中子素材表面に金属被膜を均等に欠除部のないように電着できるかどうかによって決定的に左右される。すなわち模型(図)のように局部的に凸凹がはげしくしかも寸法が小さいものほどむずかしい。特に奥行の深いくぼみは電着方法のくふうをしない

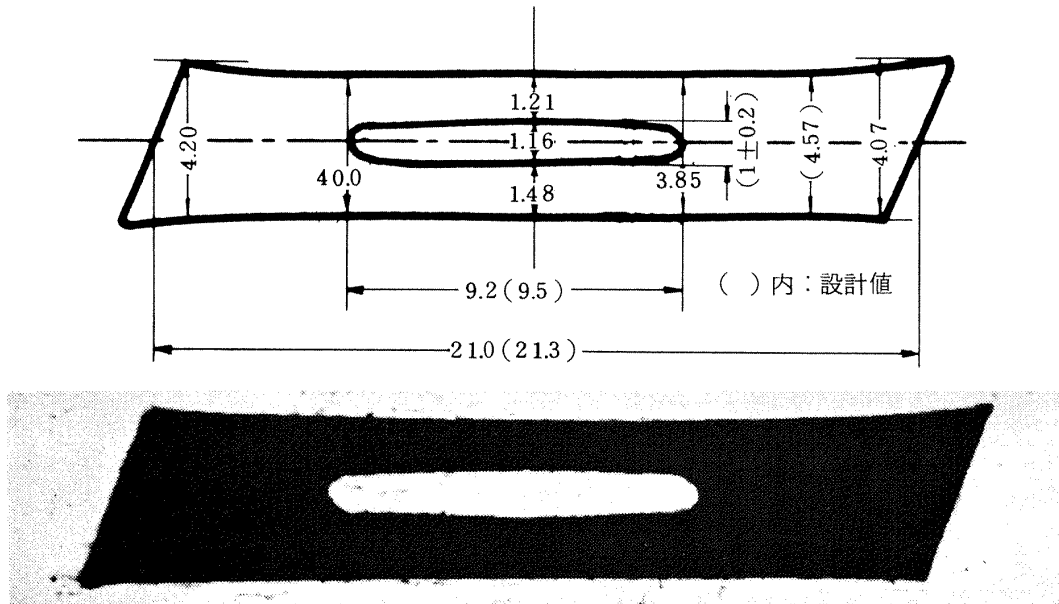


図 3 仕上り寸法の一例

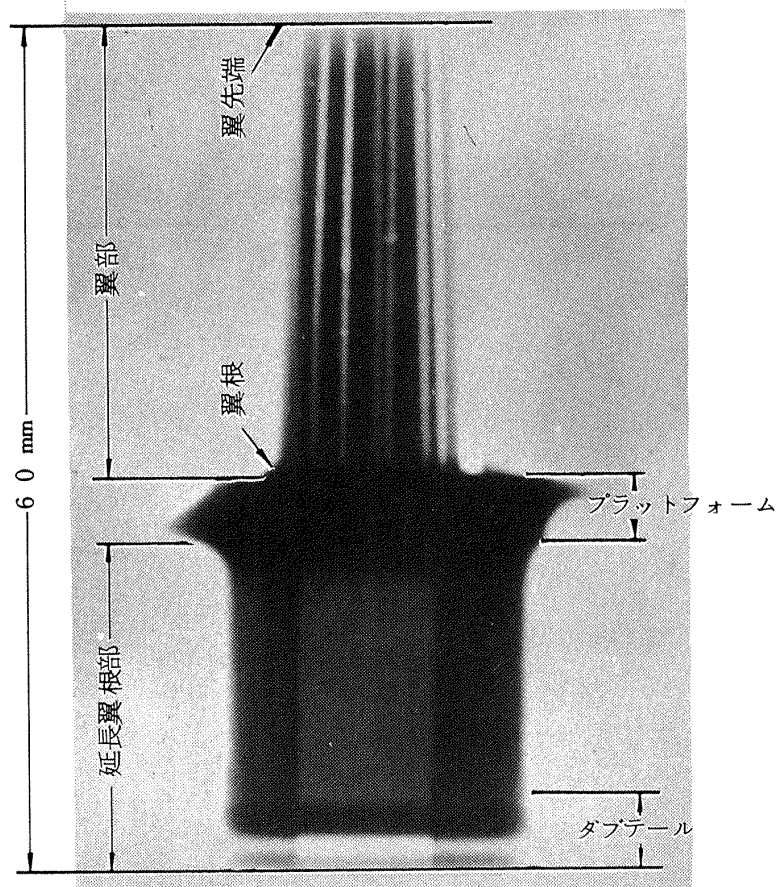


図 4 実機タービン翼のX線写真

と被膜が奥まで届きにくい。模型(ロ)の中子中央部のくぼみは直径1mm、深さ1.3mmであり、特に電着方法の変更をしなくても被覆状態は良好であった。今回、製作したタービン翼模型は上下の全長約60mmで、かなり小さいものであったが、製作法の特徴から見て複雑な形状の三次元中空光弾性模型の製作に適用できる例はきわめて多様であろう。

3 冷却タービン翼の遠心応力解析

3.1 模型と実機翼の対応

実験の目的は中空タービン翼の遠心力下における三次元応力分布を得て同形状の実機翼の場合の応力に換算し設計した冷却通路形状の強度上の適否を論ずることにある。このため中実翼と中空翼(図2模型(イ))の比較、実機翼と模型翼の対応、二次元引張りによる解析と三次元応力解析の比較、横断面の応力分布の考察等を行なった。なお図2に示す模型(ロ)は翼部(上半)の肉厚が薄く、スライス片を切り出すことがむずかしい上に縞の判読も無理であったためここでは議論しないが参考のため巻末に縞写真を示す。

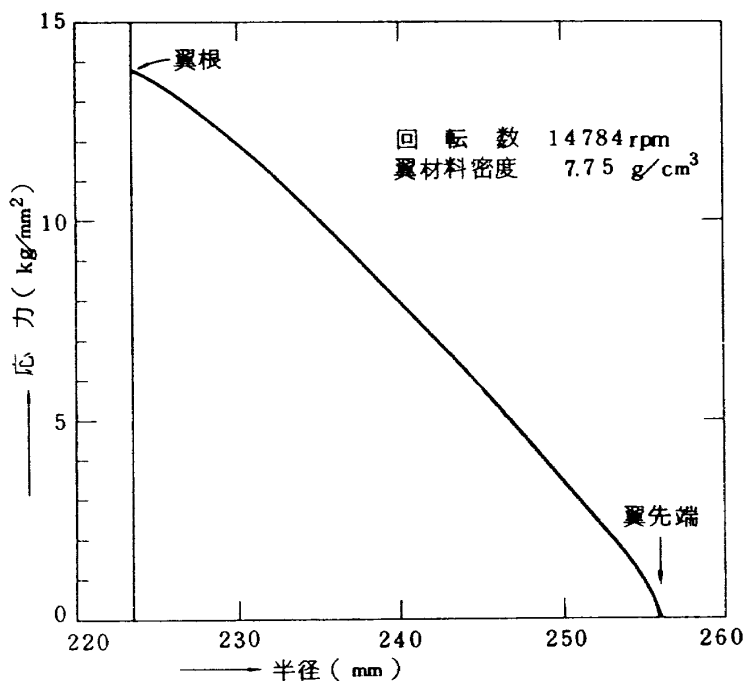
模型(イ)の中空翼に相当する実機翼は図4のX線写真に見られる通り翼部に0.5~1.0mmφの細孔が約10本開孔

され、延長翼根部(下半)のT字型冷却通路に通じている。樹脂模型でこれらの細孔を実現させることは困難であり、細孔による全体重量の低下は約4%と小さいので中央ブラッドフォームから延長翼根部の応力には影響が微少であるとみなして翼部は中実とした。実機翼は流体圧による曲げを受けるが翼の取付けをあらかじめディスク半径方向に対してオフセットして遠心力の分力で相殺させている。模型では流体圧がかからないようにした。また実機翼ではダブテール部の寸法精度が厳しく、超精密研削加工で±0.001mmの精度に仕上げているが模型では相当する精度が得られないのでディスクとの接触状態に差異があり、ダブテール部の応力分布は局所的に見れば実機翼と異なる恐れがある。ダブテール部の厳密な解析には拡大模型による別の実験が必要であると思われるがここでは行っていない。

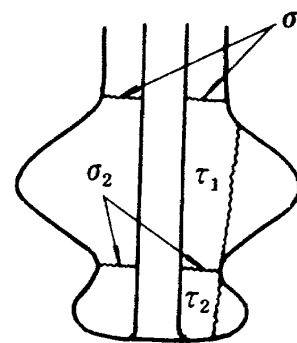
図5に実機タービン翼の設計回転数の5%増しにおける断面平均遠心応力の計算値を示す。この計算値をもとに模型の解析結果の応力絶対値と分布の妥当性を検討する。なお実機翼の素材は超耐熱合金IN-100で常温引張り強さは約80Kg/mm²である。

3.2 実験装置と方法

実験は模型を回転させながら応力凍結をした後着目する検査位置を含むスライス片を作り光弾性解析を行なう



(a) 翼部遠心応力



- σ₁ : 24.9
- σ₂ : 21.2
- τ₁ : 17.0
- τ₂ : 16.5 kg/mm²

(b) ダブテール部遠心応力

図5 実機タービン翼の断面平均遠心応力

方法をとった。図6は凍結炉内の回転体設置状態を示す。図中のケーシング内には図7に示す通りエポキシ樹脂模型を実機エンジンのタービンディスクと同一形状のディスクに設置した。ケーシングには模型を拘束しないよう対策をとり、流体圧がかからないようにフタをした。回転部は凍結炉上部でベルトを介してモータにより駆動した。回転部の振動防止対策はベルトの選択とベアリングサポートの構造の考案により解決した。炉内の温度は下部のヒータで制御されるが試験体の回転中ケーシングの上下でほとんど差がないことを確認した。回転数と温度の記録方法は次の通りである。すなわち回転数は炉上部のブーリにつけた明暗をフォトランジスタでパルスとし

て検知し、F-V変換器を経てペンレコーダで記録すると同時にパルスカウンタで監視し、温度はクロメル-アルメル熱電対の起電力をペンレコーダで記録した。図8に実験計測の状況を示す。

図9は温度、回転数の記録例である。温度凍結サイクルは図に示す通りゴム状弾性体保持条件を 125°C 2.5~3時間とし、温度降下率を $5^{\circ}\text{C}/\text{hour}$ とした。回転数は模型から切り出すスライス片の厚さを 3mm 前後とし応力の高い位置で縞次数が8~10になるように選定し、振動も出ないことを確認して 1445rpm とした。回転体の慣性力が大きいので回転数は図に見られるようにきわめて安定していた。

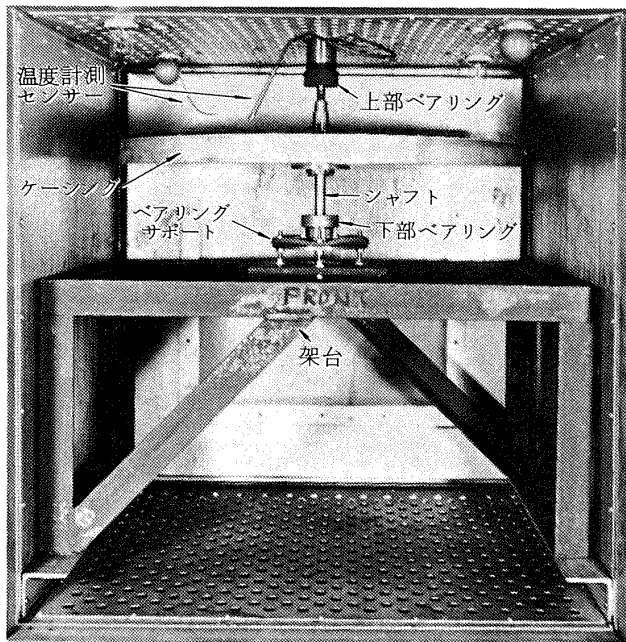


図6 応力凍結炉内部

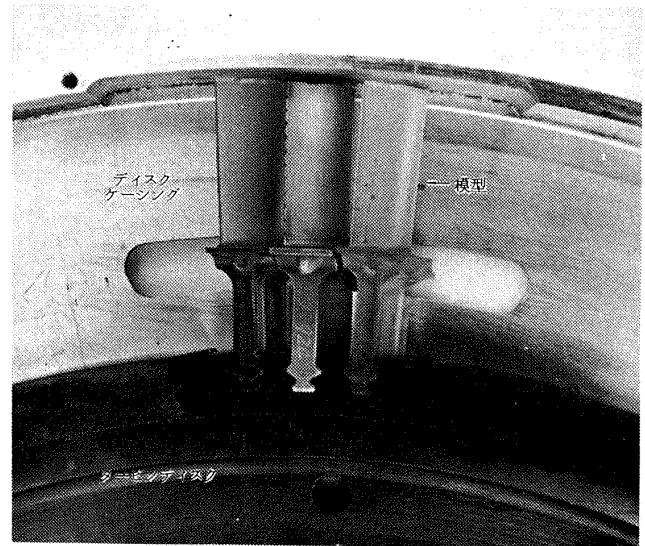


図7 模型の設置状態

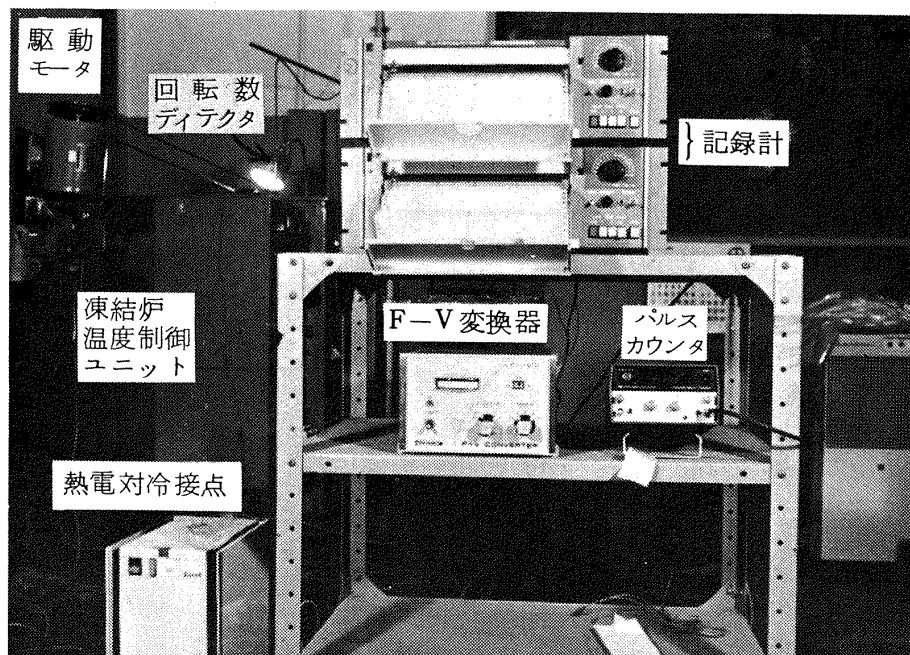


図8 実験装置と計測系統概観

光弾性実験装置は有効視野 $300\text{ mm } \phi$ 透過型であり、図 10 に示すように模型及びスライス片を浸漬液中に設置して実験解析した。

図 11 に模型のアニール状況を示す。温度のサイクルは図 9 と同一でありアニール後は製作時に入った残留応力、脈理等がほとんど見られない。図 12 はスライス片を応力解析した後アニールしたものであり（解析時の縞

写真は図 14 (b)(c)) 縁応力は見られるが縞模様はほとんど消滅している。これら 2 種の確認により応力の凍結条件は適切であるとみなされる。

3.3 実験結果と考察

図 13 は中実翼と中空翼の応力凍結後の全体縞写真である。両者の翼部は共に中実であるから縞模様がほぼ一致した。全体縞写真では模型の製作誤差、ケーシングと

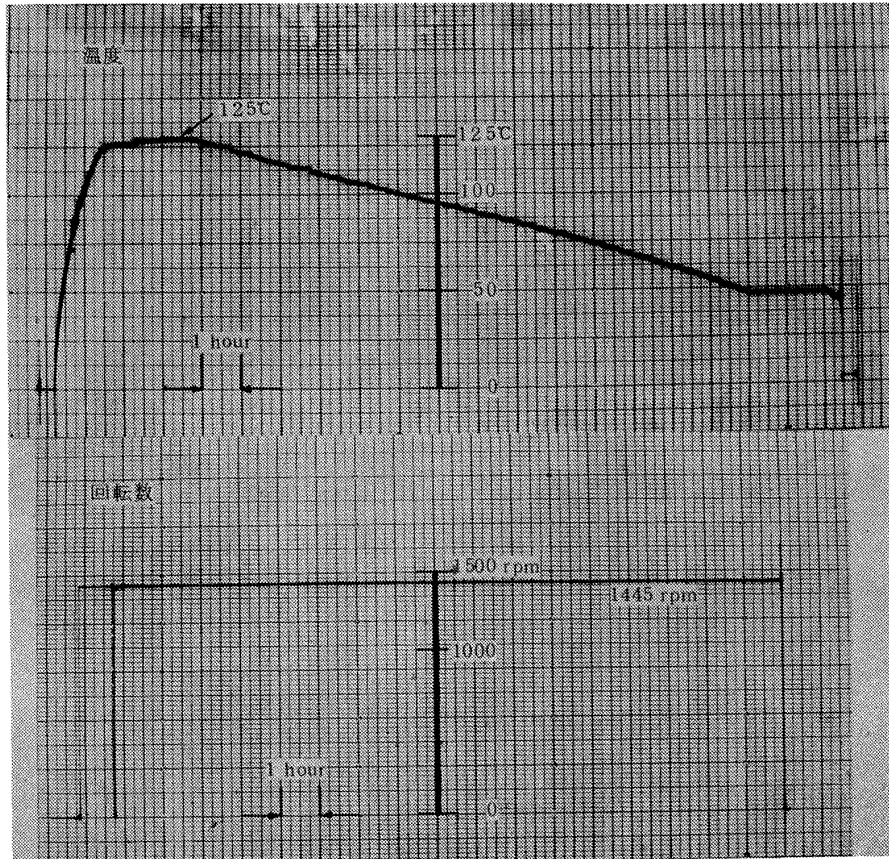


図 9 炉内温度、回転数記録例

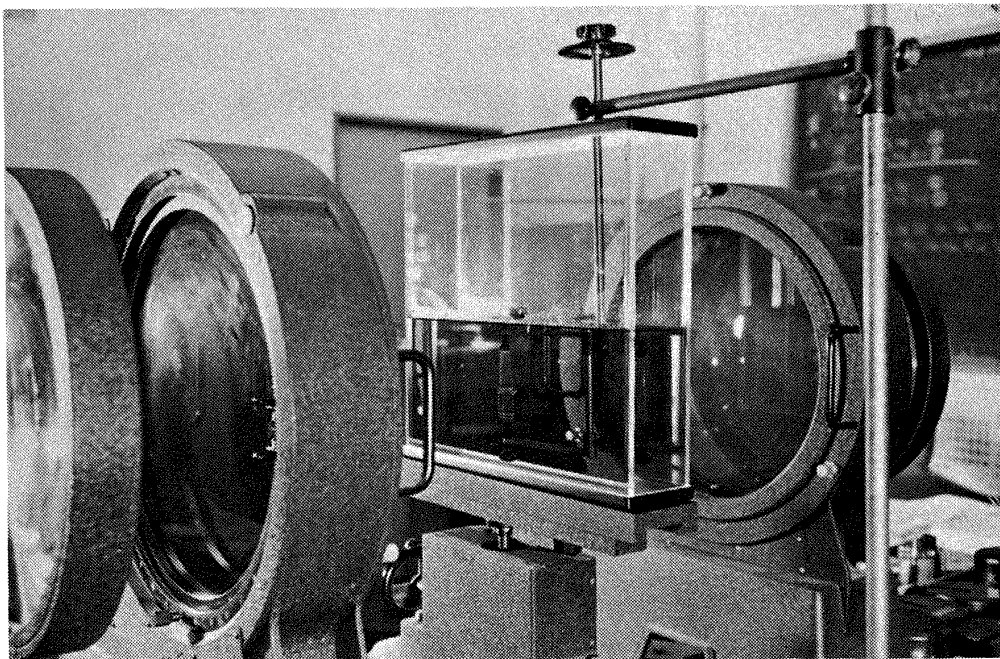


図 10 光弾性実験装置

のぶつかり、樹脂組成の不均一などによって生ずる縞のひずみがないことを確認できるので、スライス片を切り出す前に遠心力のみによる応力の解析が可能であるか判定できる。図14は模型スライス片の縞写真であり、各々の切り出し位置を図15に示す。中実翼3-1、3-2

と中空翼6-1、6-2はそれぞれ縞次数分布が似ており、切り出し位置付近の応力分布はスライス片の厚さ方向にあまり変わっていない。一方スライス片3-2、6-1と、3-1、6-2はそれぞれ切り出し位置、厚さがほぼ同一であり、中実と中空の比較対照が容易にできる。図16

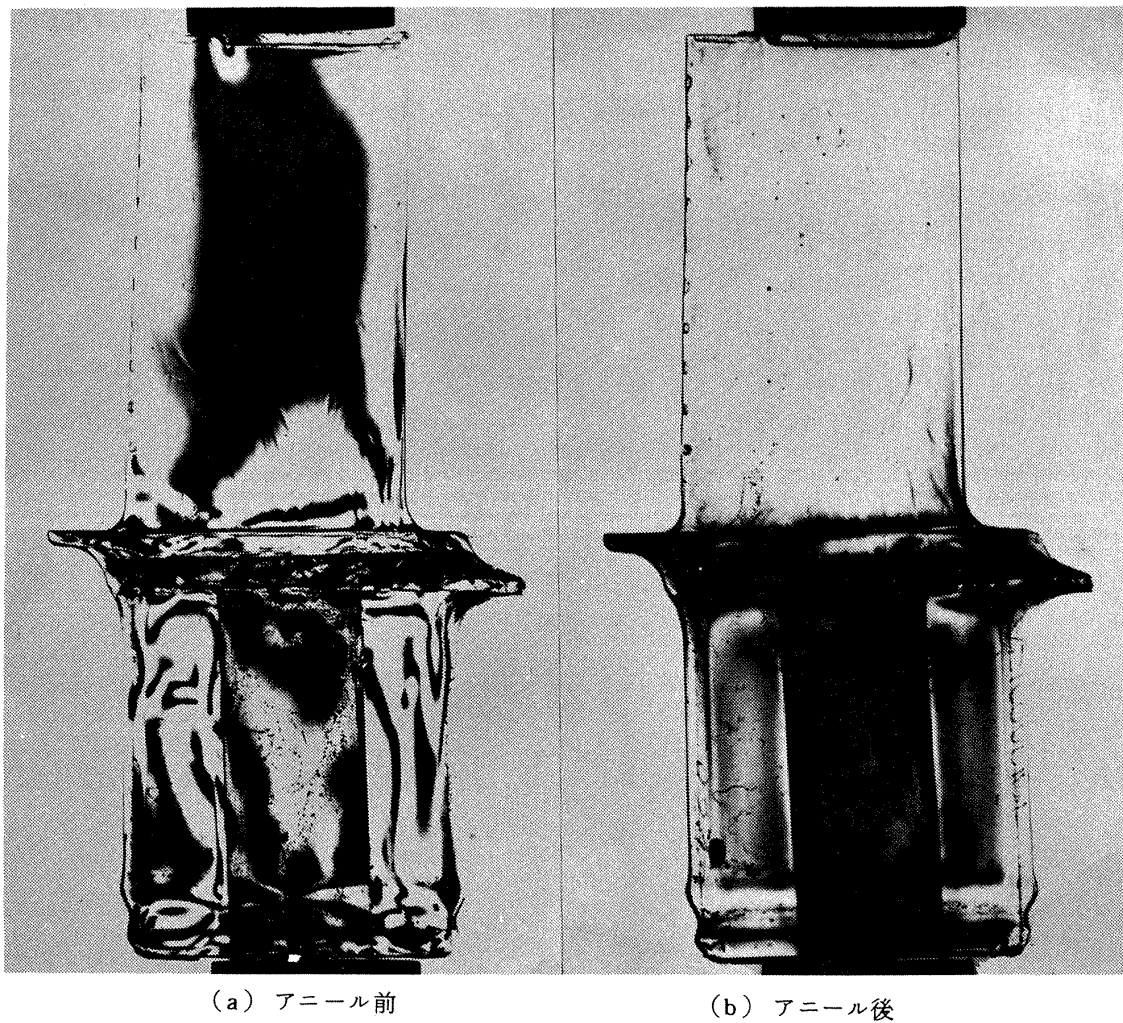


図11 模型のアニール

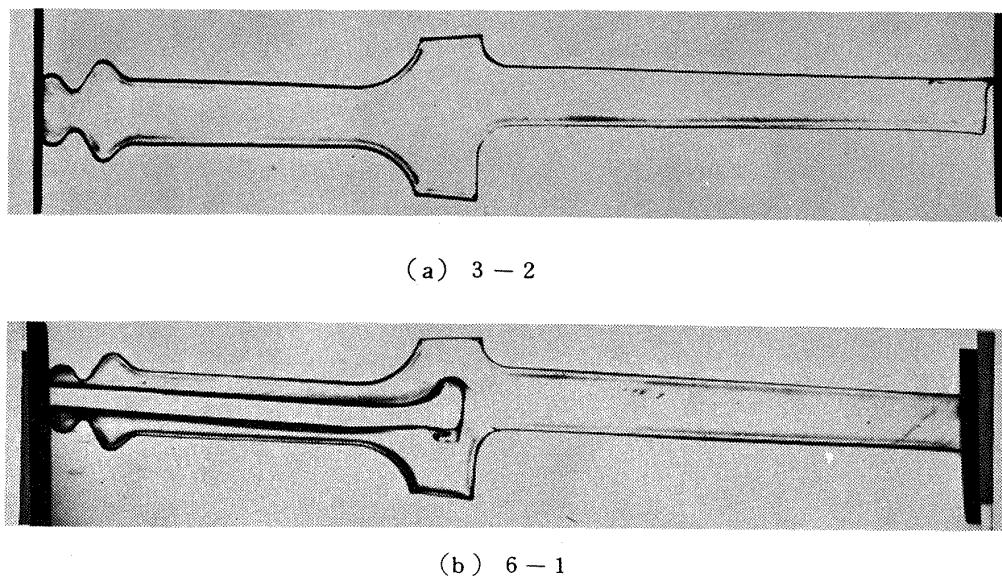
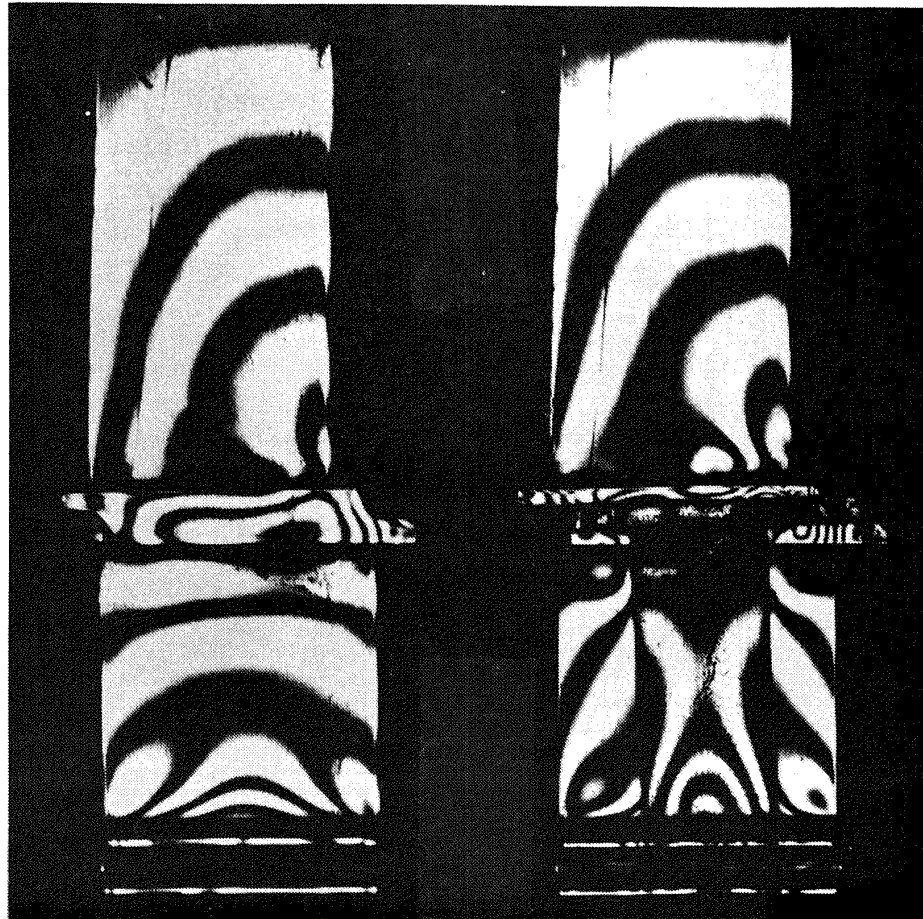


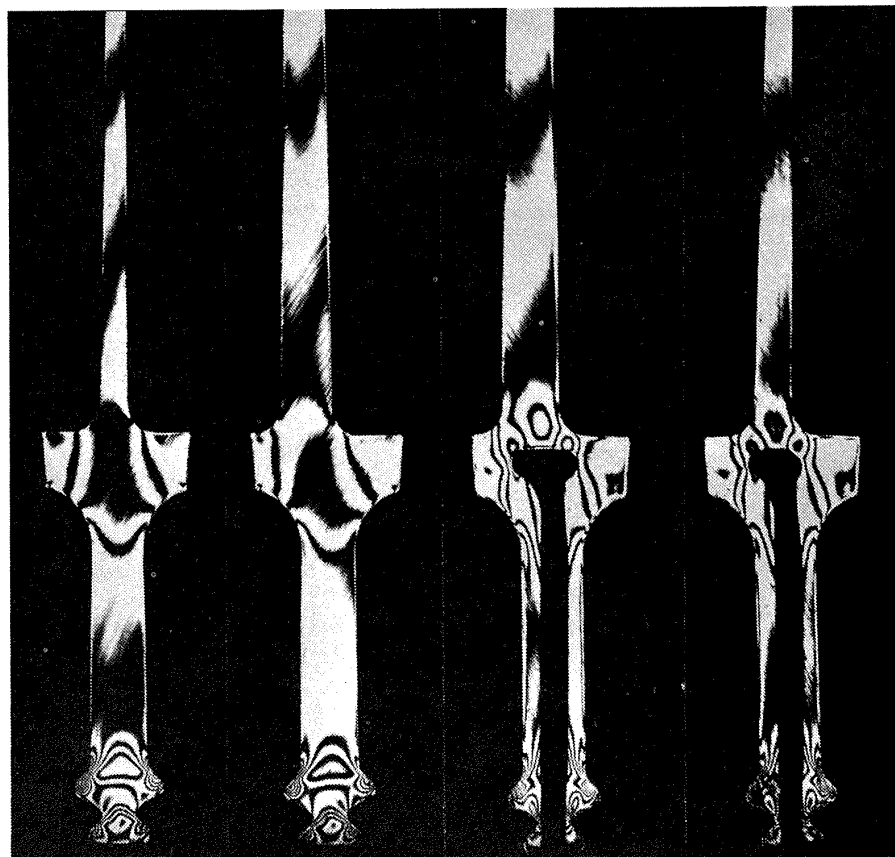
図12 スライス片のアニール



(a) 中実翼模型 No. 3

(b) 中空翼模型 No. 6

図 13 全体縞写真



(a) 3-1

(b) 3-2

(c) 6-1

(d) 6-2

図 14 模型スライス片の縞写真

にスライス片3-2, 6-1主要部の縞次数分布を示す。中空翼6-1では冷却通路の影響を受けて模型中央のプラットフォーム部で中実翼よりも分布が密である。ダブルテールのタービンディスクと接する部分でいずれも縞次数は最も高く、図16中の数値は拡大写真をルーペで読んだものであるが分布が稠密なため判読はむずかしく、最大値の判定はなお誤差があると思われる。ダブルテール突出部の解析については3.1節で述べた事情とこの点からここでは応力絶対値の議論をしない。ディスクとのあたり工合は模型仕上り精度に依存してわずかに左右均等でなく、また中実翼3-1, 3-2では上下の突出部が分担して荷重を受けているが中空翼6-1, 6-2では上方

の突出部が大部分の荷重を受けている。

中空翼模型では冷却通路部外表面が中心へ向ってくぼんでできる傾向にあり左右の中実部より荷重を受ける度合が少ないためと思われる。(図3参照)

図17は図14に示したスライス片内外翼表面における接線方向の応力に比例する値の分布であり図中の数値は単位厚さ当りの縞次数を表わす。中実翼の場合にはプラットフォーム周辺で極大値はあまり大きくないが中空翼ではかなり増大している。一方中空翼内表面側の極大値は外表面側の値を越えてはいない。ここで中空翼6-1の極大値1.7を図5の実機翼条件に換算すると $\sigma = 29.3 \text{ Kg}/\text{mm}^2$ に相当する。この値は下方ダブルテール近傍の値よ

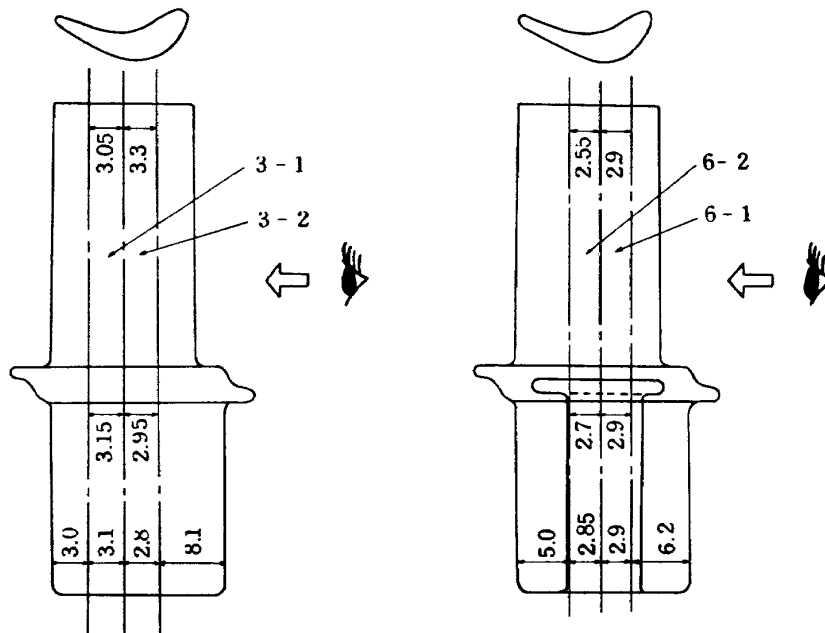


図15 スライス片切り出し位置

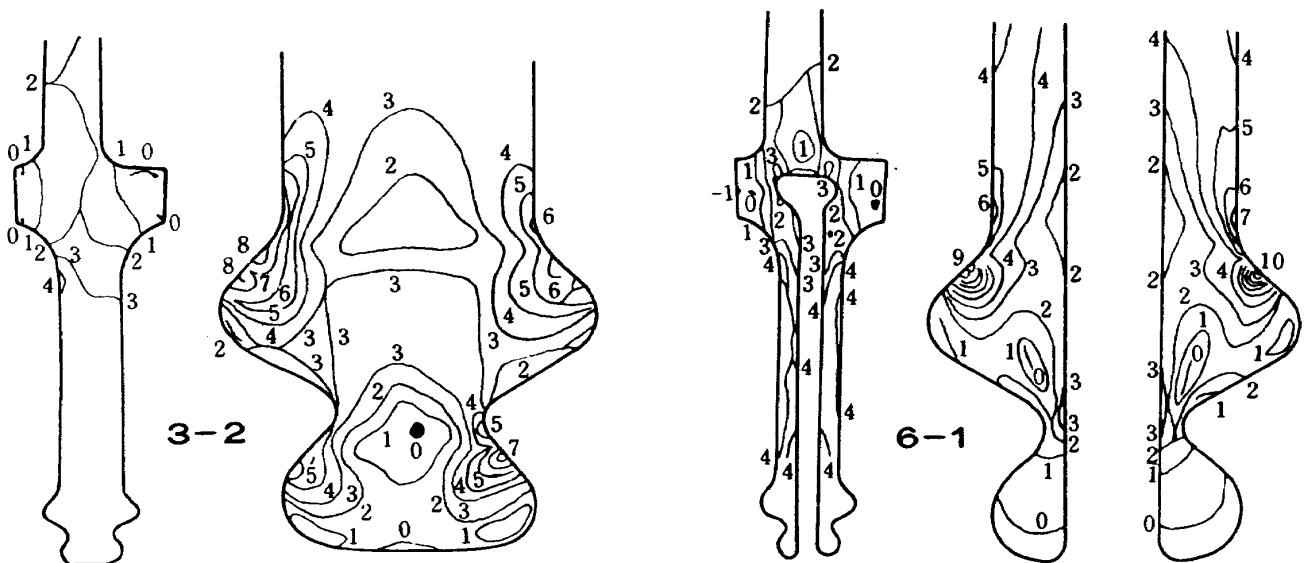


図16 主要部縞次数分布

りはるかに小さく強度上問題にはならない。なお換算法については次節で述べる。ダブテール近傍の検査断面(図5 σ_1)で中実翼, 中空翼共に最大値 2.8 (実機翼換算 $48.2\text{Kg}/\text{m}\cdot\text{min}$)を示すが冷却通路を設けたことによる応力最大値の増大はない。

図18はブラットフォーム内で応力値が最大になると思われる冷却通路空気溜近傍と外側肩部の応力分布を検討するためエポキシ樹脂板材で二次元引張り試験を行なった結果の一例である。同試験では肩部の曲率と冷却通路形状, 位置を種々変えて実機翼設計の資料としたが, ここで示した例はスライス片6-1と形状がほぼ相似なものである。両者を比較すると材料中央部で分布の傾向は似ているが表面近く, 特に曲率の大きいところで二次元試験の方が応力集中がはげしい。特に外側肩部で

二次元試験の場合大きな極大値が見られるのに対し三次元試験では傾向として極大値は出るがその値は小さい。二次元引張りによる解析は模型の製作が比較的容易であり多種の模型の実験によって形状と応力分布の関係を把握できるが, 図18のように翼中央部では極大値は大きく出る傾向が見られ, 遠心力と引張りという負荷条件の違いもあって設計資料としてはかなり安全側の値を与えることになると思われる。総括すれば二次元引張り試験でまず傾向を把み, 試験翼を設計して, 三次元試験で確認修正を行なう手続きが望ましい。

図19は模型横断面各位置の縞次数分布である。横断面の平均応力も明らかに翼下方(ダブテール側)へ向かうにつれて大きくなっているがその絶対値は縦断面に比べて小さい。なおどの検査断面もほぼ全面で引張り応力

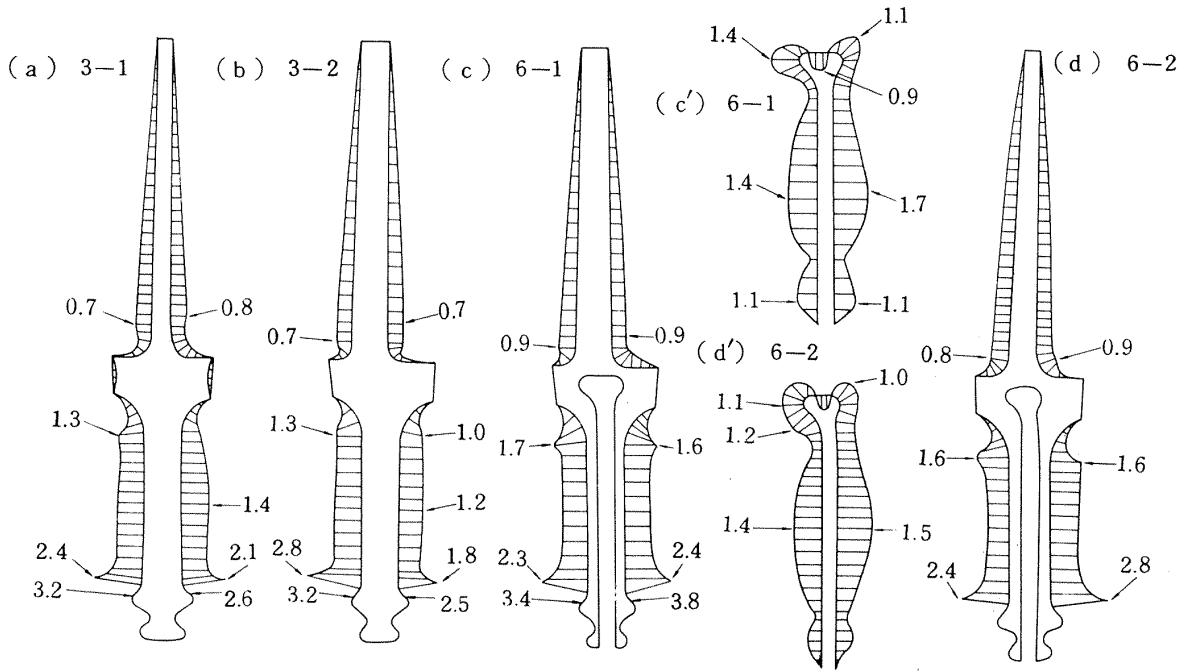
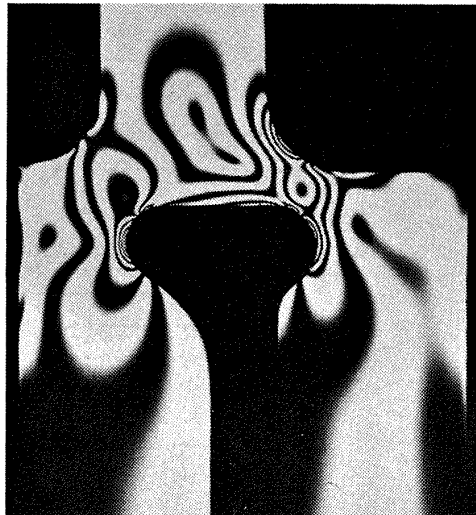
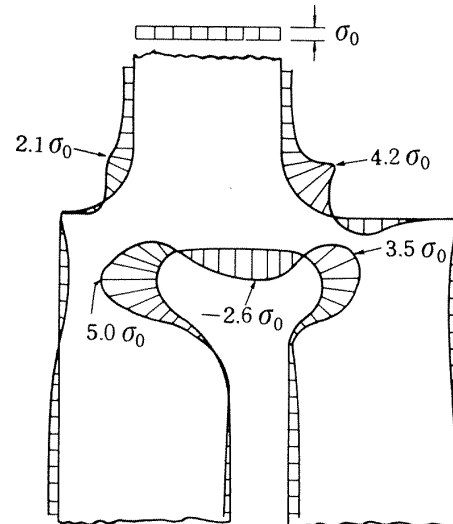


図17 模型スライス片の表面応力分布(数値は単位厚さ当りの縞次数)



(a) 縞写真



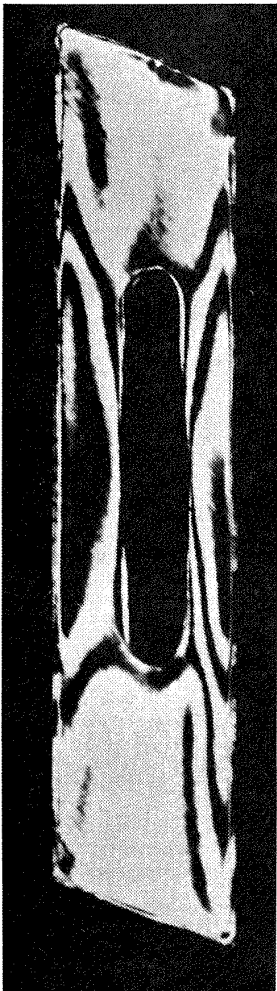
(b) 表面応力分布

図18 二次元引張り試験による解析結果

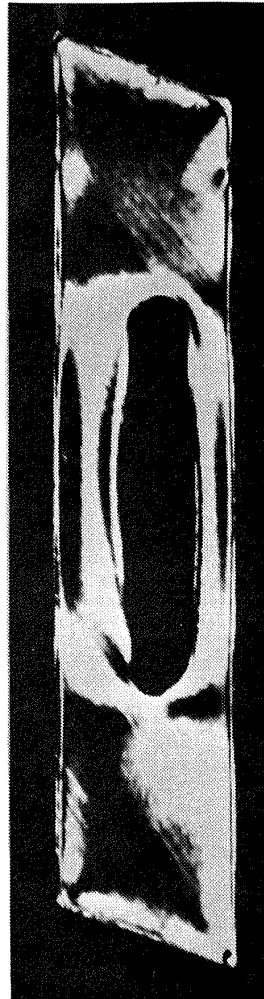
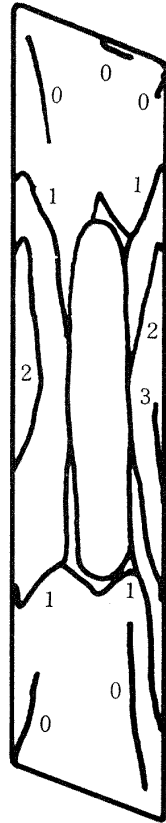
を受けている。

この章では実験目的に対する結論を考察する上で必要な実験結果の代表例について言及したが、模型の製作に

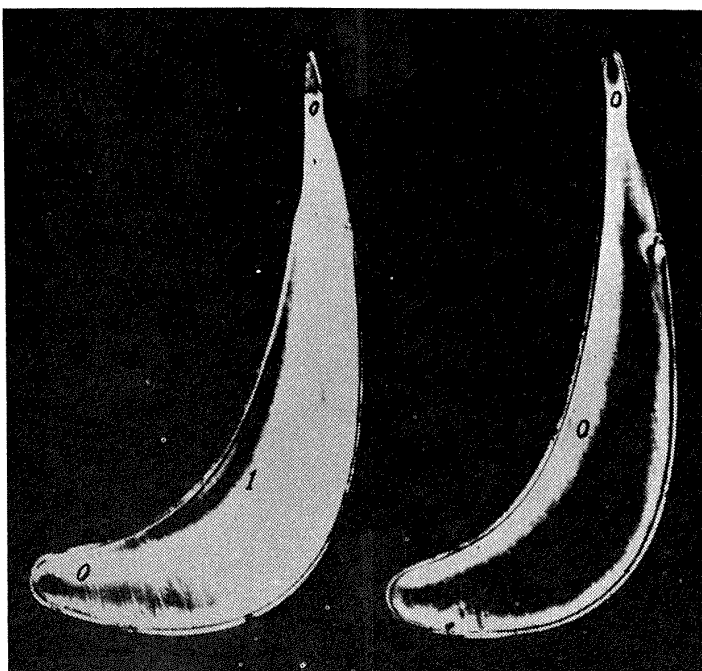
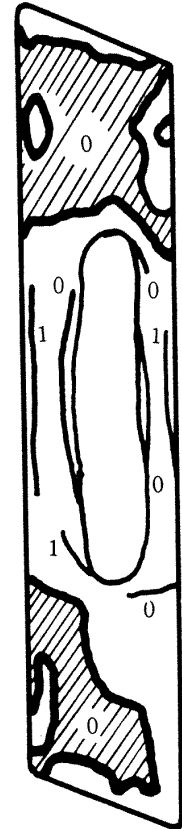
難点のあるもの、凍結状態の不備なもの、縞次数の判読困難なもの、横断面スライス片の残りなどを含め実験結果のほとんど全てを参考として巻末に一覧表にした。



(a) 15-1



(b) 15-3



(c) 15-5

(d) 15-7

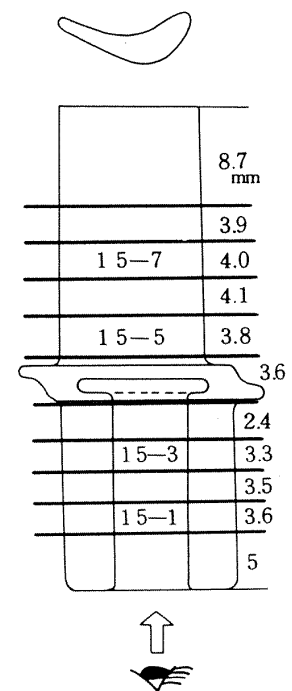


図 19 翼横断面の縞次数分布とスライス片切り出し位置

3.4 応力値の換算について

応力の実機翼換算値は着目する位置の縞次数，光弾性感度，厚さから模型の応力値を出し，回転数と密度の修正を行なって得られるが，ここでは前もって実機翼の断面平均応力が分っている（図5）ので参照位置（翼先端から18.6 mm）において模型の単位厚さ当りの縞次数（厚さ2.9 mm，縞次数1.5）と実機翼計算値（8.9 Kg/mm²）とから換算係数（17.215）を出し，他の位置の単位厚さ当りの縞次数をたゞちに応力値に換算した。この換算係数

によれば光弾性感度は38.3 (fr·mm/Kg)に相当している。実際に円板の圧縮による方法で翼模型と同じ素材の試験片に対して翼模型と同一凍結温度サイクルで光弾性感度の検定を行なったところ，結果の算術平均値は37.7であった。図20に検定状況を示し，図21に検定結果を示す。両者がほぼ一致していることは換算係数が妥当であることを示すと同時に翼模型の遠心応力凍結状態が良好であることを示すものである。

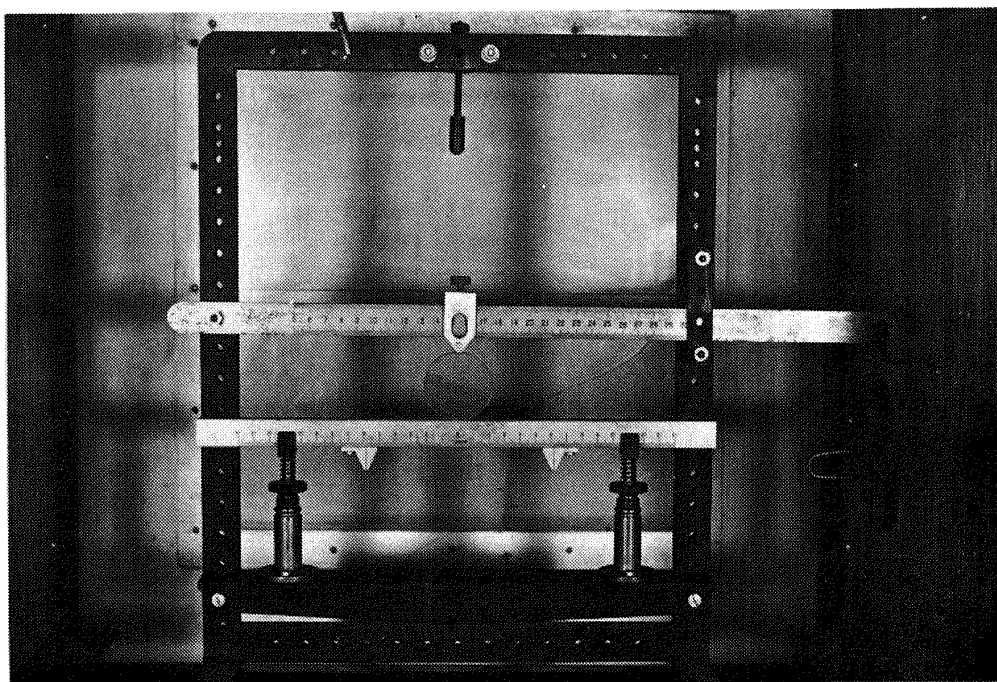


図 20 光弾性感度の検定状況

	A	B
直径 D (mmφ)	44.5	38.6
荷重 P (kg)	2084	
光弾性 感度 α (fr. mm/kg)	36.90	40.00
	33.54	38.19
	35.22	40.00
		40.00
平均	35.2	39.5
	37.7	

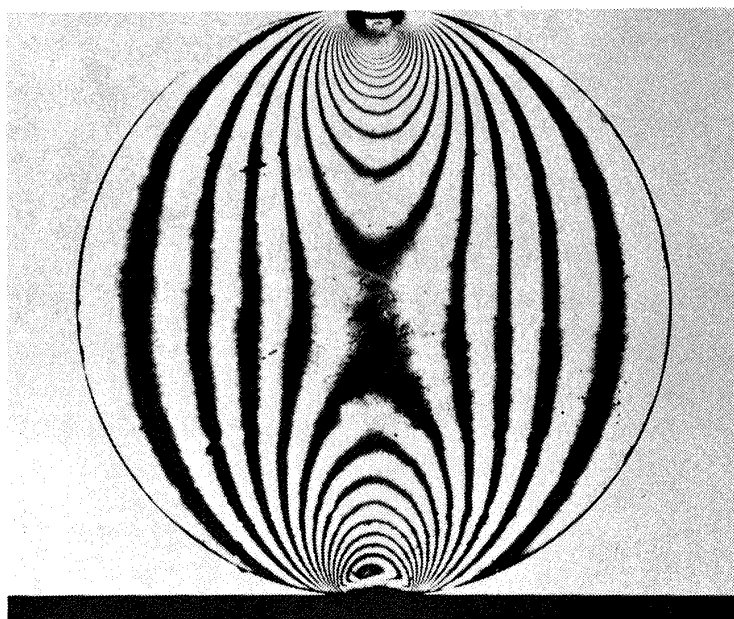


図 21 光弾性感度の検定結果

4 結 論

本研究で得られた結論と問題点は次の通りである。

- (1) 三次元中空光弾性模型の新しい製作法が得られた。その特徴は次の手順による中空形状の成形法にある。すなわち低融点材料（例えばワックス）で所要の中空形状を作り、薄く金属被膜（例えば銅）を電着させて注型用中子とする。樹脂注型、硬化後の中子排出は被膜の一部を切りかき、中のワックスを熱風で溶出させ、残った被膜を化学的腐蝕によって溶解させる。模型及び中子素材の外径にはシリコンゴムを用いる。本方法によれば外型が製作可能で、中子素材に欠除部なく金属被膜を被覆できる範囲で複雑な中空形状を有する三次元光弾性模型を得ることができる。
- (2) この新しい製作法を用いて冷却タービン翼模型を作り、遠心応力解析を行なった。遠心応力分布の凍結状態は次の確認により満足すべきものであった。
 - (イ) 模型製作時の残留応力が除去された。
 - (ロ) スライス片の縞模様はアニールにより消滅した。
 - (ハ) 断面平均応力の計算値から帰結された光弾性感度は検定結果と良い一致を示した。
 - (ニ) 二次元引張りによる実験と本実験において縞次数分布が似た傾向を示した。
- (3) 冷却タービン翼の縦断面、横断面における応力分布が三次元的に得られ、極大値とその発生位置がわかった。最大値はダブテール近傍に表われるが外形同一の中実翼とは同じ値であった。冷却通路部、プラットフォーム部の極大値はこの最大値に比して著るしい強度の低下はなかった。
- (4) ダブテール突出部の応力解析は応力弛緩、模型の製作精度の問題があるので必要に応じて別途拡大模型等により行なうべきである。
- (5) 二次元引張り試験は安全な冷却通路設計のための資料となるが、厳しい条件が性能的に経済的に要求される場合には三次元試験を行なうべきであり、ここに新しく開発した製作法はその可能性を広くした。ただし二次元試験より多くの経費が必要である。

5 あとがき

図4に示した実機翼は現在性能耐久試験が順調に進められているが、もし破損例でも生ずれば本解析との比較考察により事後の改良に際しては信頼性の高い予測が可能であると思われる。タービン翼の応力解析では熱応力も重大関心事であるが熱応力解析については今後の問題としたい。本研究が複雑な中空形状を有する構造の三次元応力解析の一助となれば幸である。

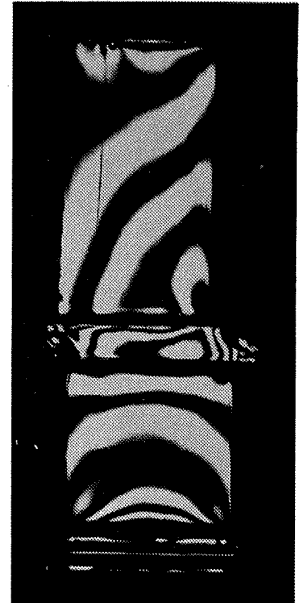
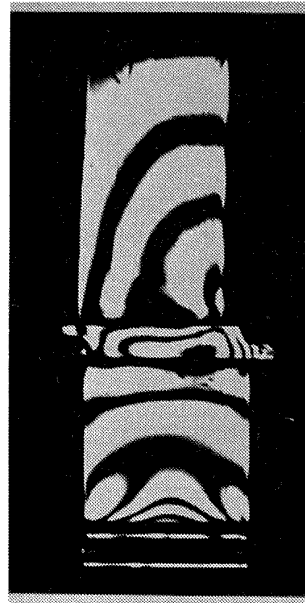
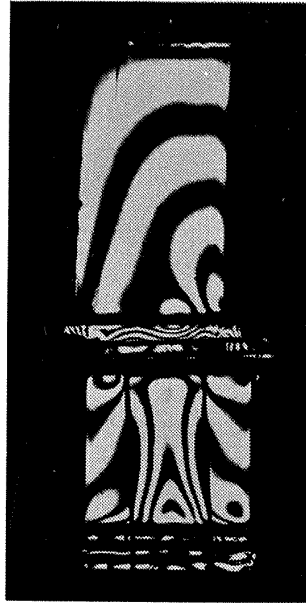
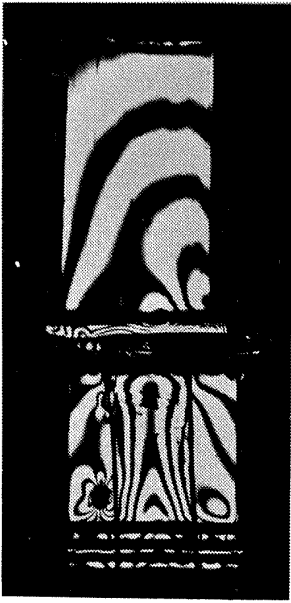
最後に樹脂模型の製作については蝕化技術研究所、小松ハウメット^(株)、日産自動車中央研究所の御協力を得ました。また実験に際しては当所、宮地構造研究室長、池田主任研究官、松田技官の協力を得ました。ここに記し謝意を表します。

参 考 文 献

- (1) 赤穂、橋本：光弾性模型用鋳型の製作法とその応用例について、非破壊検査、20-7(1971), pp377~384
- (2) 国尾、倉本、小泉：三次元光弾性実験による圧力調整弁の応力解析、日本機械学会講演論文集、700-3(1970), pp181~184
- (3) 高原ほか：航技研における高温タービンの研究（第1報～第3報）、日本ガスタービン会議会報、2-6, 7, 8(1975)
- (4) 松末、橋本、米内山：冷却タービン翼根部の二次元光弾性試験、航技研資料(NAL TM-276), (1975)

テストピース一覧 (1)

*印はスライス片の写真を後に示す



No. 1 *

No. 2 *

No. 3 *

No. 4

左下気泡あり
冷却通路片寄り
冷却通路表面粗雑

冷却通路片寄り、
成形不備

翼先端部左方がケーシングとあたって
いるため修正して再試験→No. 11



No. 5 *

No. 6 *

No. 7 *

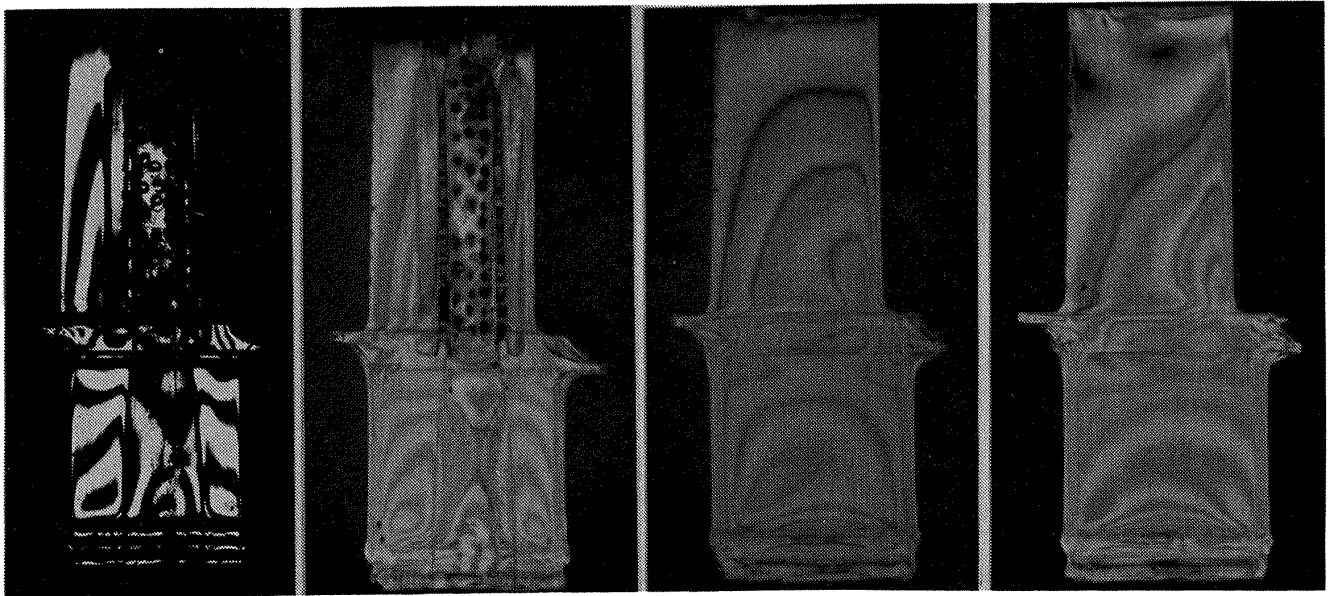
No. 8 *

スライス片切削厚さと
表面平担さに難点あり

翼先端部、ケーシングとのあたり冷却通路片寄り
と成形不備

テストピース一覧 (2)

*印はスライス片の写真を後に示す



No. 9 *

No. 10

No. 11 *

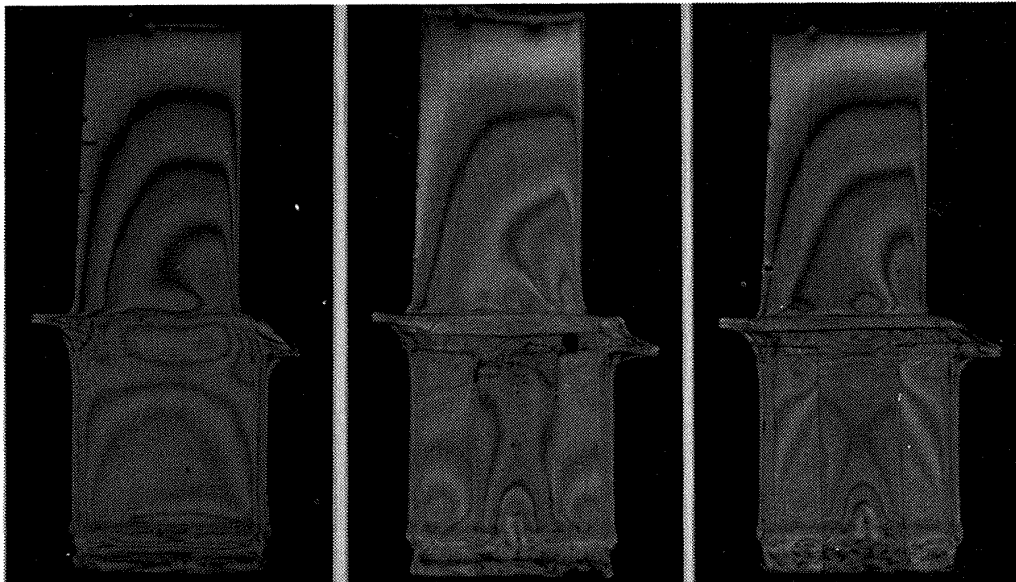
No. 12 *

スライス困難
縞次数判読困難
冷却通路片寄り

展示用として保存

スライス片作成時
ミスあり

翼先端部, ケーシング
とのあたり



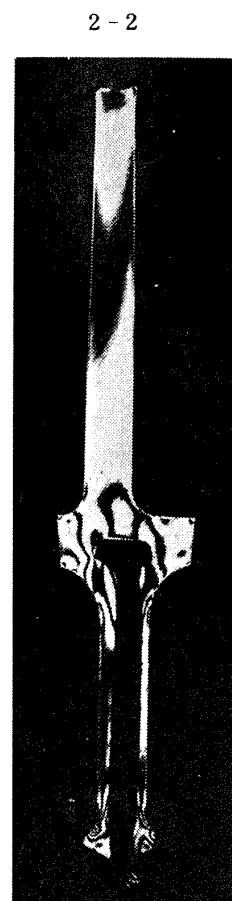
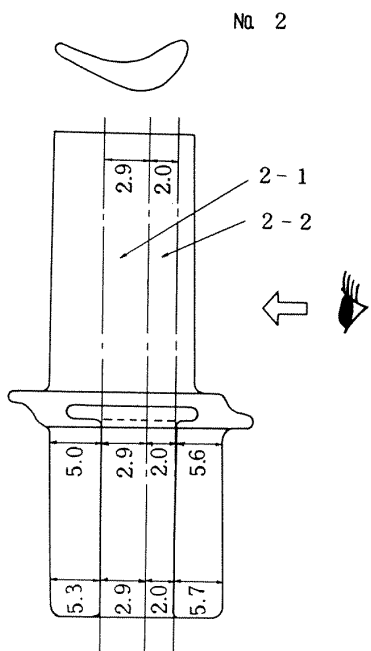
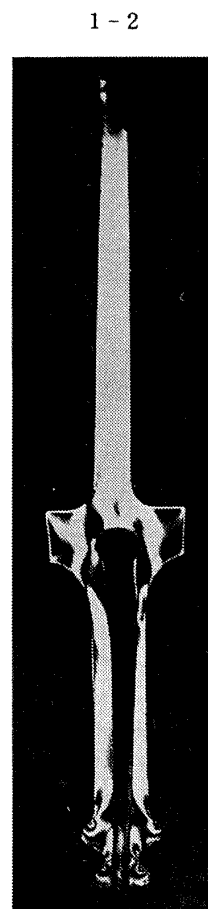
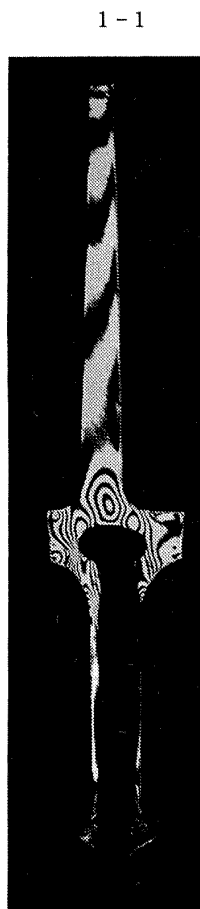
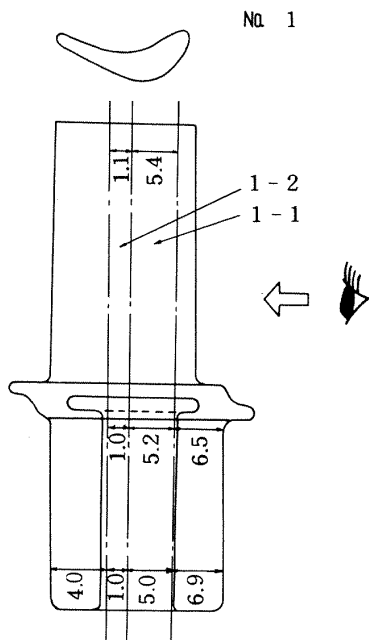
No. 13 *

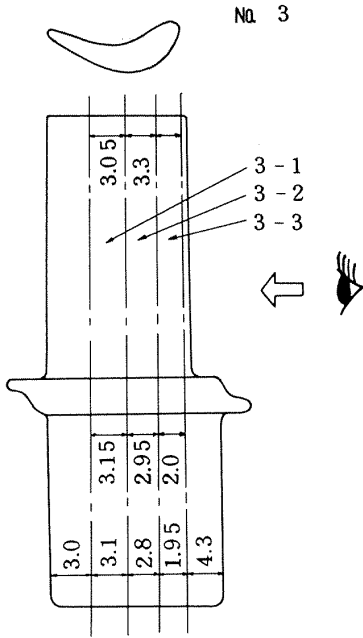
No. 14

No. 15 *

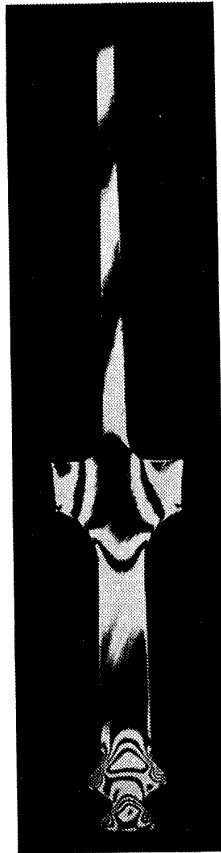
ダブテール成形不備に
つき削って設置

展示用として保存
冷却通路表面粗雑





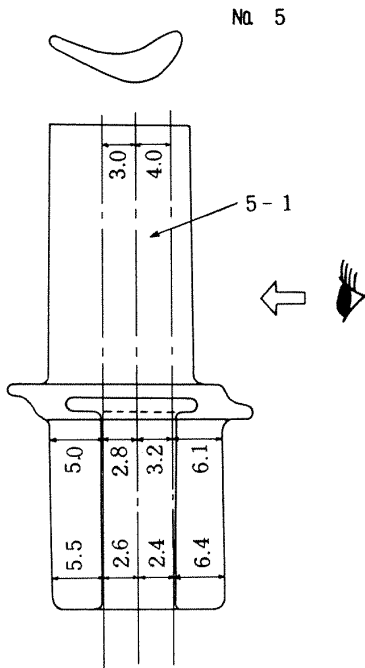
3 - 1



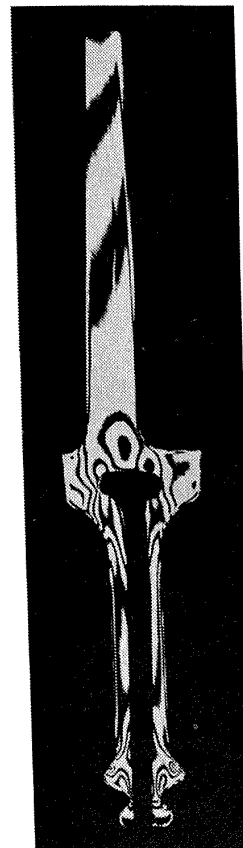
3 - 2

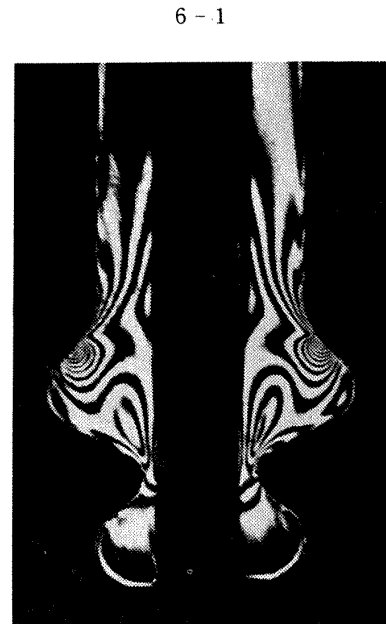
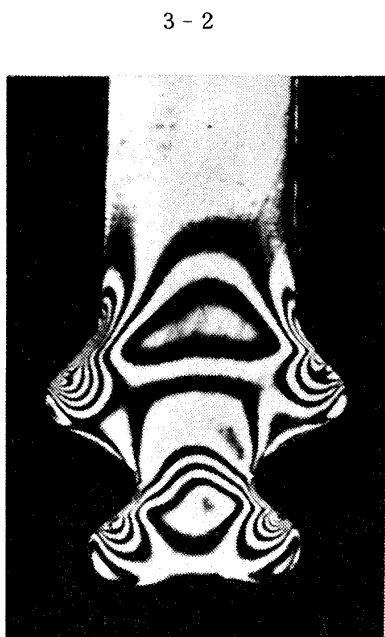
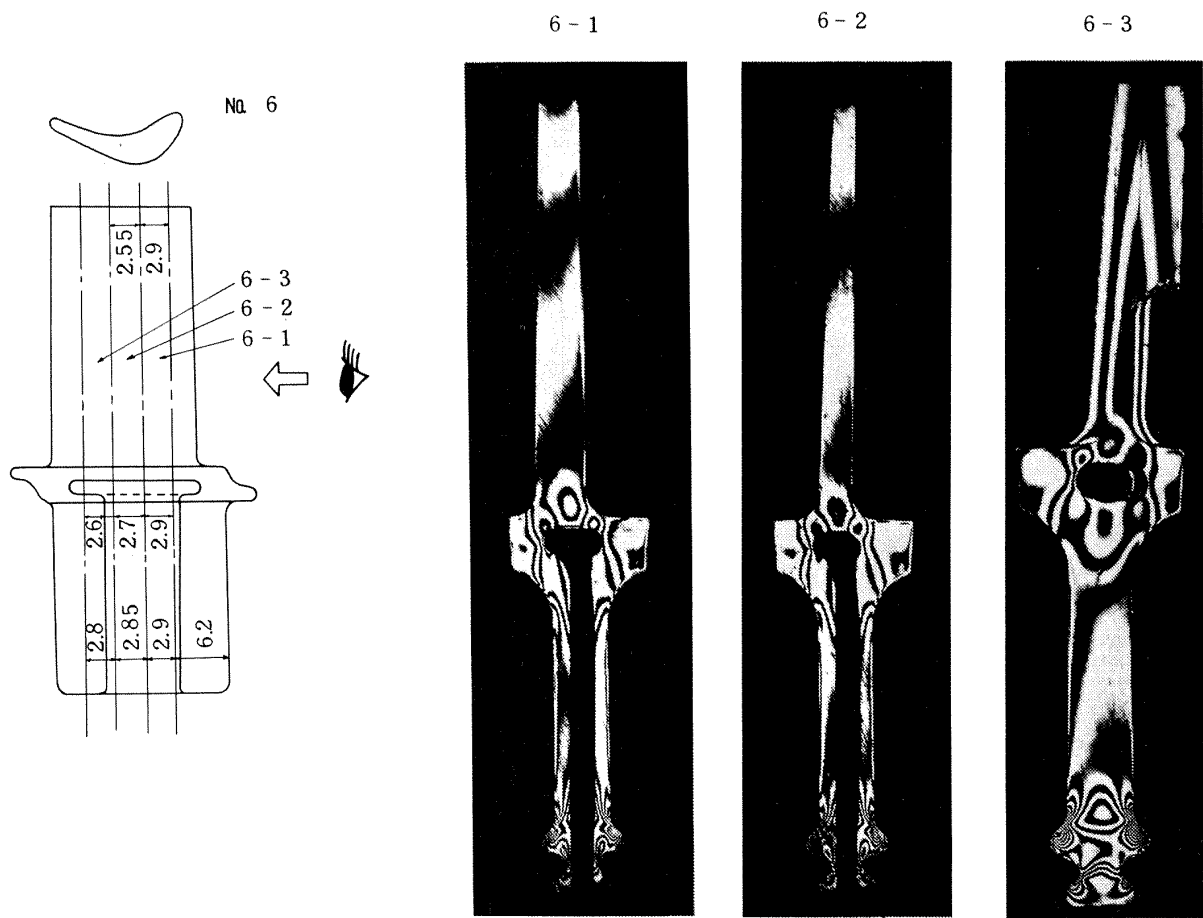


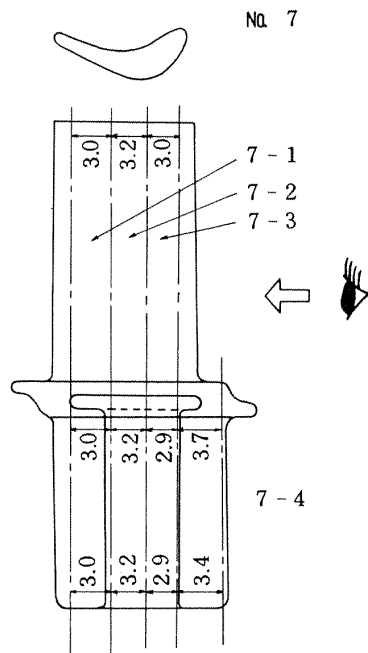
3 - 3



5 - 1





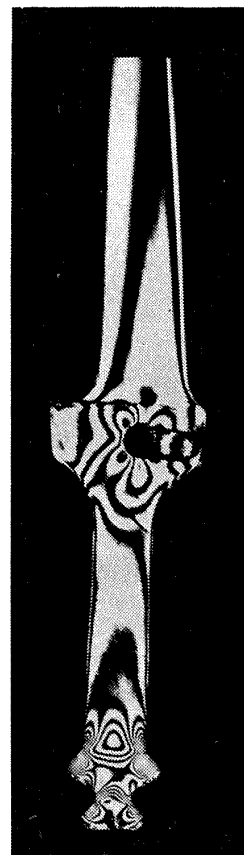
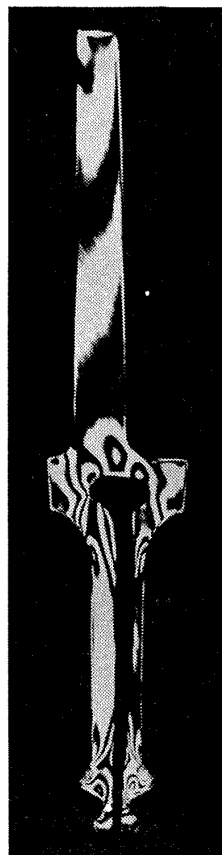
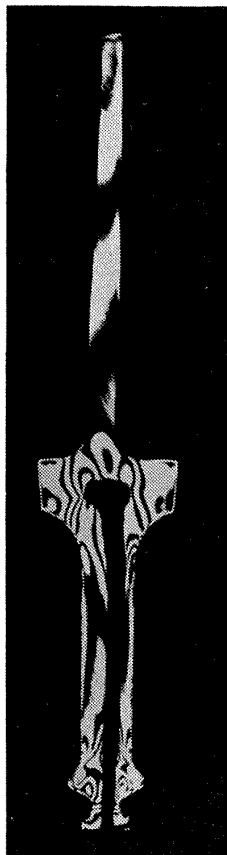


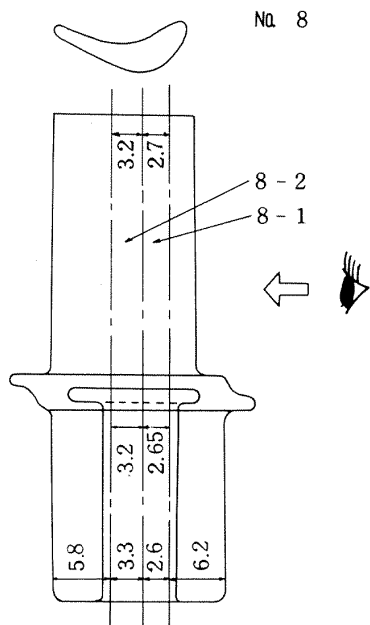
7-1

7-2

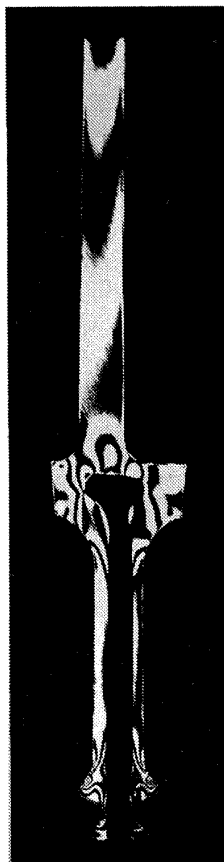
7-3

7-4

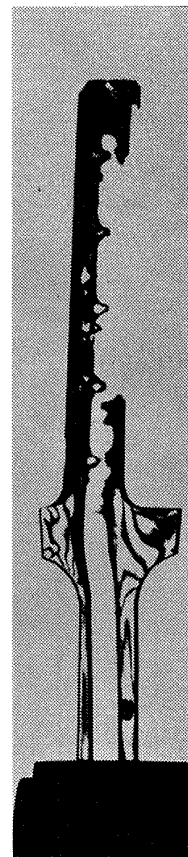
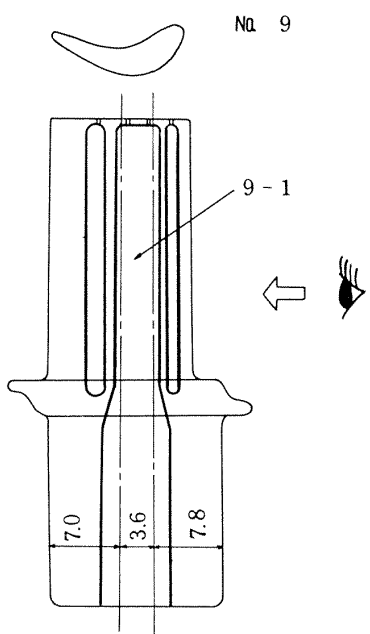
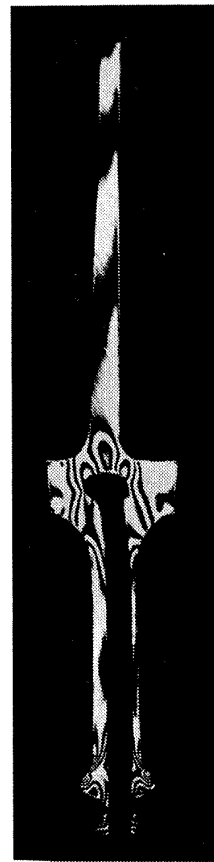


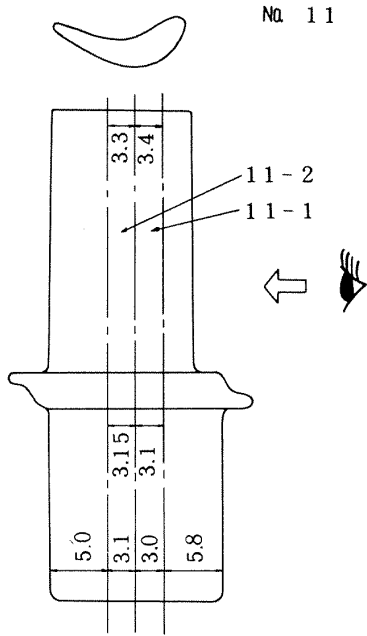


8-1

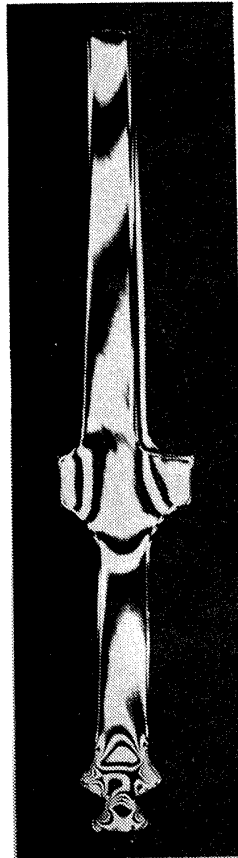


8-2

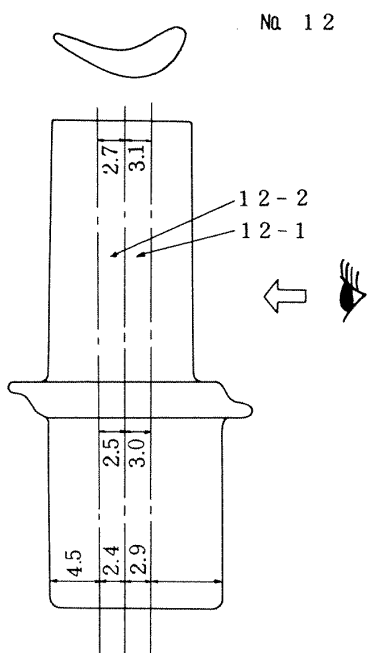
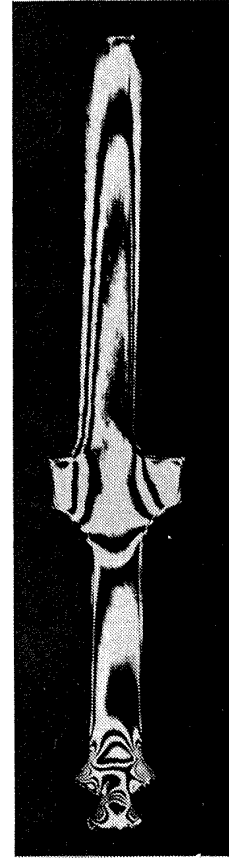




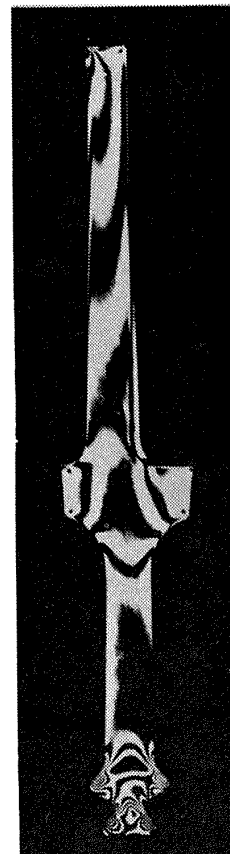
11-1

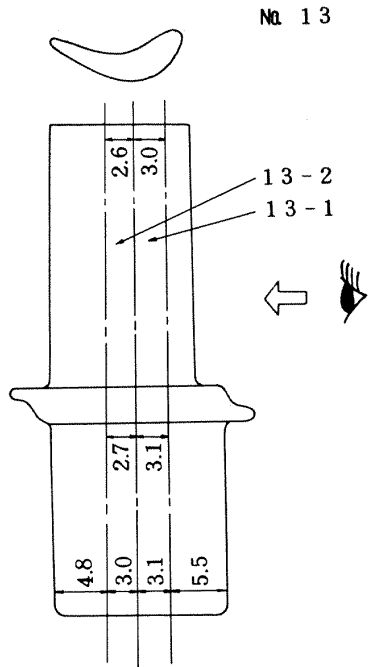


11-2

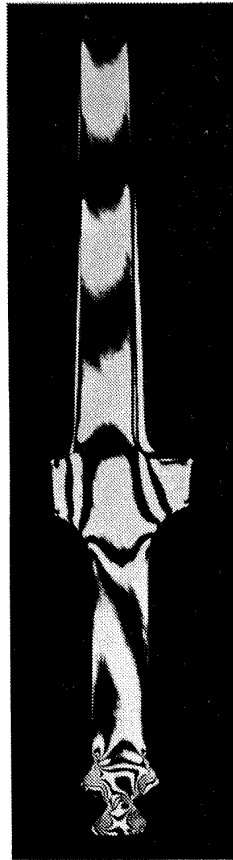


12-1

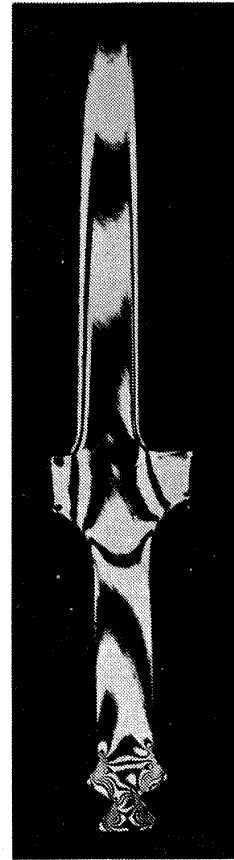


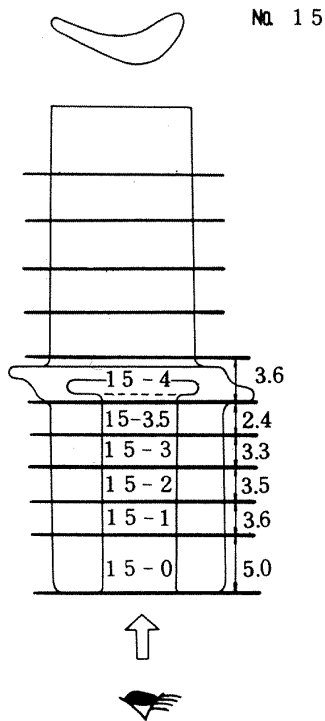


13-1

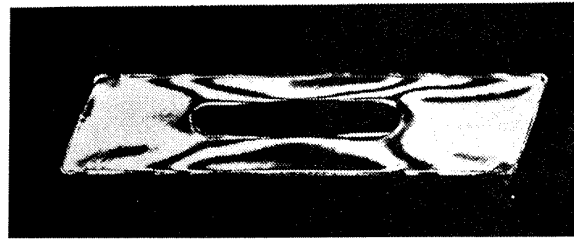


13-2

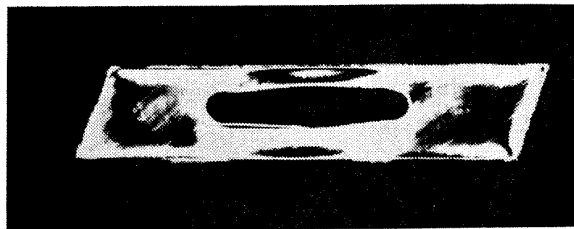




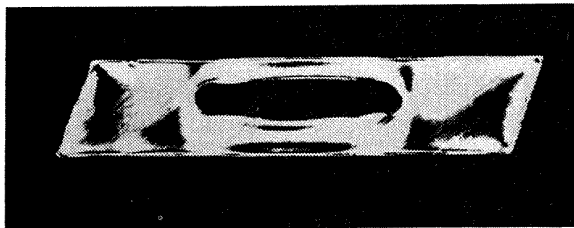
15-1



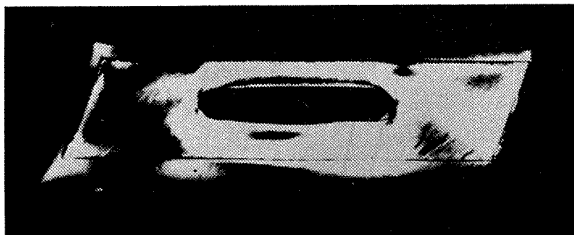
15-2



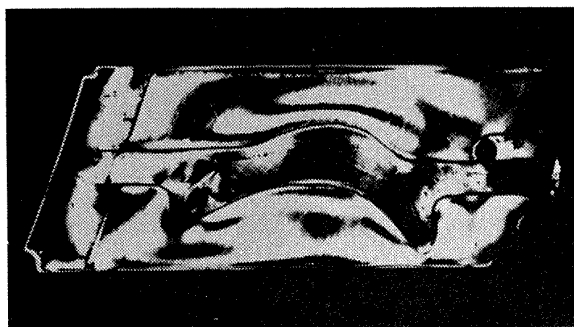
15-3

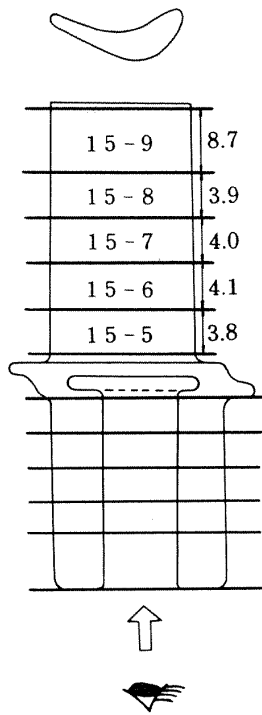


15-3.5

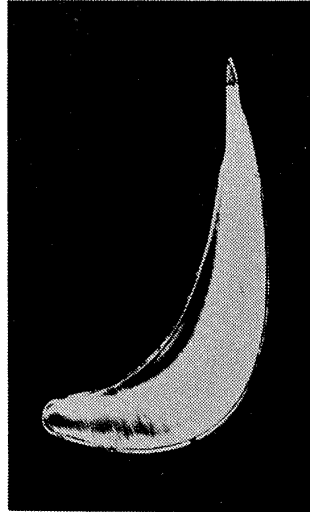


15-4

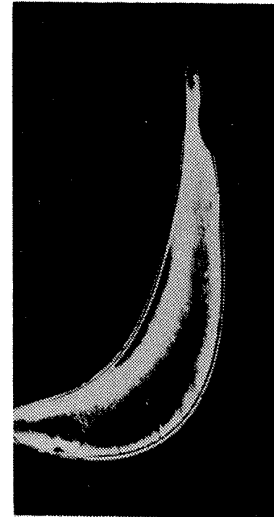




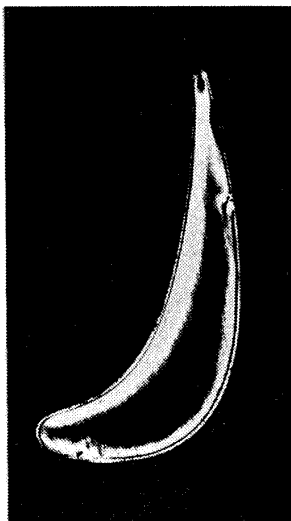
15-5



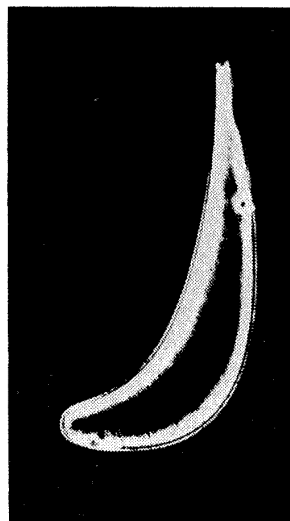
15-6



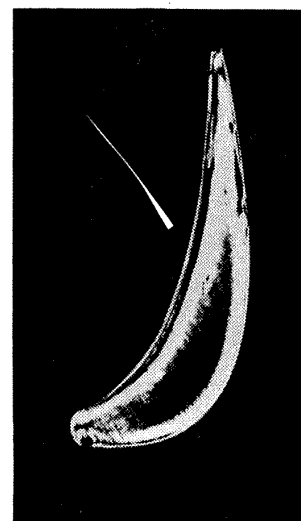
15-7



15-8



15-9



航空宇宙技術研究所報告427号

昭和50年9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 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
