

ISSN 0389-4010  
UDC 620.174.175:  
621.791.03

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-879

中空ファンブレードの衝撃強さに関する基礎研究

池田為治・宮地敏雄・祖父江靖

1985年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 中空ファンブレードの衝撃強さに関する基礎研究\*

池田 為治\*\* 宮地 敏雄\*\* 祖父江 靖\*\*

## Fundamental Investigation on the Impact Strength of Hollow Fan Blades

Tameharu IKEDA, Toshio MIYACHI  
and Yasushi SOFUE

### ABSTRACT

Models of hollow fan blades were made and tested to prove that their strength is sufficient for use in real engines. The hollow blades were fabricated by diffusion bonding of two titanium alloy (6Al-4V-Ti) plates, one of which had three spanwise stiffeners and the other being flat plate. The model was a non-twisted tapered blade.

Impact tests were carried out on the hollow fan blade models in which the ingestion of a 1.5 pounds bird was simulated. Solid blades with the same external form were also tested by similar methods for comparison.

The results of these tests show that properly designed hollow blades have sufficient stiffness and strength for use as fan blades in the turbo-fan engine.

### 1. まえがき

航空機用エンジンにターボファンエンジンが用いられるようになり、このバイパス比の増大とともにファンが大形化しており、エンジン全体の重量に占めるファン部重量の割合が大きくなっている。このファンブレードの軽量化は関連部材にも波及し、エンジン全体の重量軽減に大きな効果が期待できる。

ファンブレードの軽量化には、より軽量な材料による方法と、構造の軽量化による方法がある。従来のブレードはほとんどチタニウム合金であるが、これより軽いアルミニウム合金、現時点における繊維強化複合材は、疲れ特性や異物衝突に対する強度が十分であるとはいえない。これに比べ、チタニウム合金翼の中空構造化は剛性低下が少なく重量軽減が期待できる。これまでにも、ハニカムのろう接合、

波板の拡散接合等によるサンドイッチ構造中空翼が開発され、一部実用化の傾向もある<sup>1)</sup>。しかし、これもファンブレードとして要求される空力的翼形状、厳しい繰返し応力や衝撃等に対し、加工の複雑さとともに、サンドイッチ材の損傷や接合部の剥離等が懸念される。この種の軽量翼は、開発に多くの費用と時間を費し、そのうえ設計・製作上のノウハウを伴い、技術資料は断片的なものが僅かに公表されるだけである。さらに我国では、ターボファンエンジンは、通商産業省の大型プロジェクト制度により最近研究開発が進められたことでもあり、<sup>2)3)</sup> 軽量ファンブレードの研究開発はこれからの課題である。

筆者らは、現用ファンブレードのチタニウム合金は、比強度が優れており、しかも拡散接合加工や超塑性加工が容易な材料であることに着目し、この加工技術によってチタニウム合金のファンブレードが中空構造にできると考え、その場合の構造と強度について一連の基礎研究を進めてきた。これらを要約すると次のようである。

\* 昭和60年6月18日受付

\*\* 原動機部

(1) 小河らのFJR710/10エンジン(大型プロジェクト技術研究開発エンジン)の縮小型テストファン<sup>4)</sup>についての有限要素法による構造強度解析では、翼弦長 $c$ と翼厚 $t$ の比が6.8%である翼の中空率{(中実翼の重量-中空翼の重量)/中実翼の重量}が30%の場合には、内部補強リブは2~3本あれば応力集中が十分緩和され、一方曲げ剛性と、ねじり剛性の低下は11.5%と13.9%にとどまることがわかった。<sup>5)</sup>

(2) アクリル板の中空箱形模型で、補強リブが長手方向に平行な場合と45°の場合について、曲げ剛性とねじり剛性を実験的に調べた。この実験から平行リブ補強が僅かに有利であり、<sup>6)</sup>また製作加工も容易であることがわかった。

(3) チタニウム合金(6Al-4V-Ti)の1~2mmの薄板で、I形や中空箱形断面模型を拡散接合によって製作し、接合部の評価試験を行った。いずれも期待した形状の模型が製作でき、これらの静強度や疲れ特性はほぼ一体構造物と同等であることがわかった。<sup>6)</sup>

(4) 翼の弦長 $c$ と厚さ $t$ の比が5%で、中空率27%、 $c=80$ mm、翼幅(模型の長手方向) $s=300$ mm、等間隔補強リブ3本のチタニウム合金拡散接合一様翼厚中空翼模型を設計・製作し、この模型の曲げやねじりについて静的強度試験および疲労試験、曲げ剛性試験、ねじり剛性試験等を行った。この翼模型の接合状況、形状および寸法等はほぼ満足できるものであり、静荷重による大きな塑性変形や疲れ破損でも、懸念される接合部の剥離や、接合部周辺からの亀裂発生もなく、剛性低下も同じ外形寸法の中実翼より理論的に予想される程度にとどまることが確かめられた。<sup>7)8)</sup>

本研究は、上に述べた研究成果をふまえ、5tonクラスのターボファンエンジンFJR710/20<sup>2)</sup>のファンブレードに近い形状・寸法で強度試験用チタニウム合金拡散接合中空ファンブレード模型を設計・製作し、これの耐衝撃特性を検討したものである。本報では、主として、この翼模型と、衝撃試験について記述し、併せてファンブレードの中空構造化の意義と、これまでの研究の一部についての考察も行う。

## 2. ファンブレードの中空化の意義

### 2.1 ファンの高性能化

現用の高バイパス比ターボファンエンジンのファンブレードは、振動による破損防止のため、翼幅の中間に棚状の中間シュラウド(Mid Span Shroud)と称する突起を設けて隣り合った翼と相互に接するようになっている。しかしシュラウドは空力性能が低下する<sup>9)</sup>ばかりでなく、重量増の一因でもある。シュラウドなしで、振動振幅の小さいファンブレードとして、剛性の高いワイドコードファンブレードが考えられ、<sup>10)</sup>既にこれが採用される機種が出てきているようである。<sup>1)</sup>

翼弦長 $c$ と翼厚 $t$ を相似断面形状で大きくした場合の相似寸法比 $\alpha$ と空力荷重による応力 $\sigma$ 、曲げ剛性( $EI$ )、ねじり剛性( $GJ$ )との間にはほぼ次のような関係があり、ワイドコード化によってブレードの強度と剛性が増し、シュラウドがなくても大きな振動の発生を抑制し、ブレードの破損防止の効果が期待できる。

$$\sigma \doteq \sigma_0/\alpha^2, (EI) \doteq \alpha^4(EI)_0,$$

$$(GJ) \doteq \alpha^4(GJ)_0,$$

ここで $\sigma_0$ 、 $(EI)_0$ および $(GJ)_0$ は原形翼の応力、曲げ剛性およびねじり剛性である。なお $(GJ)$ は単位長さのブレードを1radねじるに要するねじりモーメントである。

### 2.2 ワイドコード化に伴うファン重量

ファン全体の翼の総重量 $W$ と翼弦長 $c$ 、翼枚数 $N$ 、翼1枚の重量 $w$ との間にほぼ次のような関係があり、総重量 $W$ は翼弦長 $c$ にほぼ比例して大きくなり、支持ディスクその他の関連部材の重量も大きくなる。

$$N \propto 1/c, w \propto c^2, \therefore W \doteq Nw \propto c$$

ここで、翼1枚の重量がワイドコード化によって増加しないように中空化した翼を考えた場合、翼配備条件( $N \propto 1/c$ )から、弦長に反比例した翼枚数の減少が見込まれる。例えば、まえがきに述べた中空率30%の中空翼について、この重量 $w$ が同じ外形寸法の中実翼の重量と等しくなるように、 $\alpha = 1/(1 - \text{中空率}) = 1.43$ の比で弦長と翼厚を大きくすれば、翼枚数が30%少なくてよいことになる。

さらに、曲げ剛性とねじり剛性はほぼ次のように大きくなり、シュラウドなしでもブレードの振動を小さく抑えることが期待できる。

$$(EI) = 1.43^4 \times 0.885 (EI)_0 = 3.7 (EI)_0$$

$$(GJ) = 1.43^4 \times 0.861 (GJ)_0 = 3.6 (GJ)_0$$

他方、軽量翼では、万一大きな鳥などを吸込んでブレードが折損した場合、ケーシングを傷める度合が軽くなり、それだけ安全性も高くなると考えられている<sup>1)</sup>。

上述のように、ファンブレードの中空化は、ワイドコード化に併せて、シュラウドを除去することでより軽量な高性能ファンを可能にし、安全性を高める効果も期待される。なお翼の剛性はほぼ厚さ比 $(t/t_0)^3$ に比例することもあり、ファンブレードのような薄翼では加工上の寸法誤差も翼の剛性に大きく影響する。

### 3. 強度試験用チタニウム合金 中空ファンブレード模型

この翼模型は、まえがきで述べたように、FJR 710/20 エンジンのファンブレードに近い形状・寸法で、シュラウドのないものである。これは、板材の拡散接合によってブレードを中空構造化する場合の構造と強度および製作上の課題その他基礎的な構造設計の資料を得るための一環として設計・製作したものである。この翼模型の製作は、拡散接合技術や高バイパス比ターボファンエンジンの実用化が比較的最近であることもあり、我国では初めての試みである。なお筆者らは、これまで、翼弦長 $c$ と翼厚 $t$ の比が5% ( $t = 4\text{mm}$ ,  $c = 80\text{mm}$ )、翼幅 $s$  (翼の長手方向) が300mmの1様翼厚中空翼模型を2期にわたって設計・製作しており<sup>7)8)</sup>、本報で述べる翼模型は第3期の設計・製作である。

これらの模型は、いずれもチタニウム合金(6Al-4V-Ti)薄板の拡散接合によるもので、第1期模型<sup>7)</sup>は上述の寸法で、翼幅 $s$ の間が同じ中空翼断面形状の1様断面翼模型である。第2期模型<sup>8)</sup>は第1期模型と同じ外形寸法の中空翼断面であるが、翼幅両端から65mmが中実翼断面の1様翼厚模型である。また第1期2期とも真空炉とアルゴン炉の両方で拡散接合したもので、それぞれの炉で、温度・圧

力にも僅かな違いがある。第3期模型は、なるべく実機ブレードに近い中空変断面翼厚と中実ブレード翼根部を有する変断面翼模型で、アルゴンガス炉による拡散接合である。また、いずれの模型の部材も製作年次、用材の板厚等の関係から同一ロット材ではないが、材質はほぼ同等である。

図1に変断面翼模型の形状・寸法を示す。素材はAMS 4928規格のチタニウム合金圧延材である。翼模型構成部材には2種類(背側と腹側)あり、同一部材は、同一板厚の同じロット材から圧延方向と翼幅方向が一致するように切り出された。図に示した翼模型の左側部分は、強度試験を行う場合の支持部であり、厚さ20mm、70×130mmのブロック状になっており、20φの穴が5個ある。右側部分は翼部で、支持部とは $R = 5\text{mm}$ で全周にわたり滑らかに継いである。この継ぎ部は実機ブレードのルート部に相当する。翼部はルート部から先端までの300mmにわたり翼厚がテーパ状に薄くなっており、ルート部近くの断面B-Bで $t_B = 9.6\text{mm}$ 、先端近くの断面A-Aで断面B-Bの1/2、 $t_A = 4.8\text{mm}$ 、この減厚率は、 $(-4.8/278) \times 100 = -1.7\%$ 一定である。翼面の板厚、補強リブ太さも2→1mm、4→2mmと薄くなっている。FJR 710/20のブレードの翼厚分布はルート部近くの減厚率が-1.8%から、シュラウド付近まで-2.5~-2.2%であるが、シュラウドから翼先端までは僅かに翼厚が薄くなる程度である。実機ブレードの翼弦長は約100mm(ルート部付近)から約150mm(先端付近)まで広がっているが、翼模型ではこの平均弦長に近い120mm一定である。翼幅についても、実機では翼前縁側で長くなっているが、翼模型は、この平均幅より約10%短く、300mm一定である。翼の取付角は、ルート部から先端まで約27°変化しているが、翼模型はねじれなしである。翼断面のそりは、いずれも僅かであるが、ルート部近くで翼模型のそりが実機に比べて僅かに大きい。翼模型の各翼断面重心は一直線上にある。翼模型背面は、断面A-AとB-Bにおける円弧を含む円錐面の1部であり、翼腹面は平面である。中空率はルート部近くのB-B断面が約38%、翼先端近くのA-A断面が約36%である。これらの形状・寸法は、製作上の容易性を優先しながら、なる

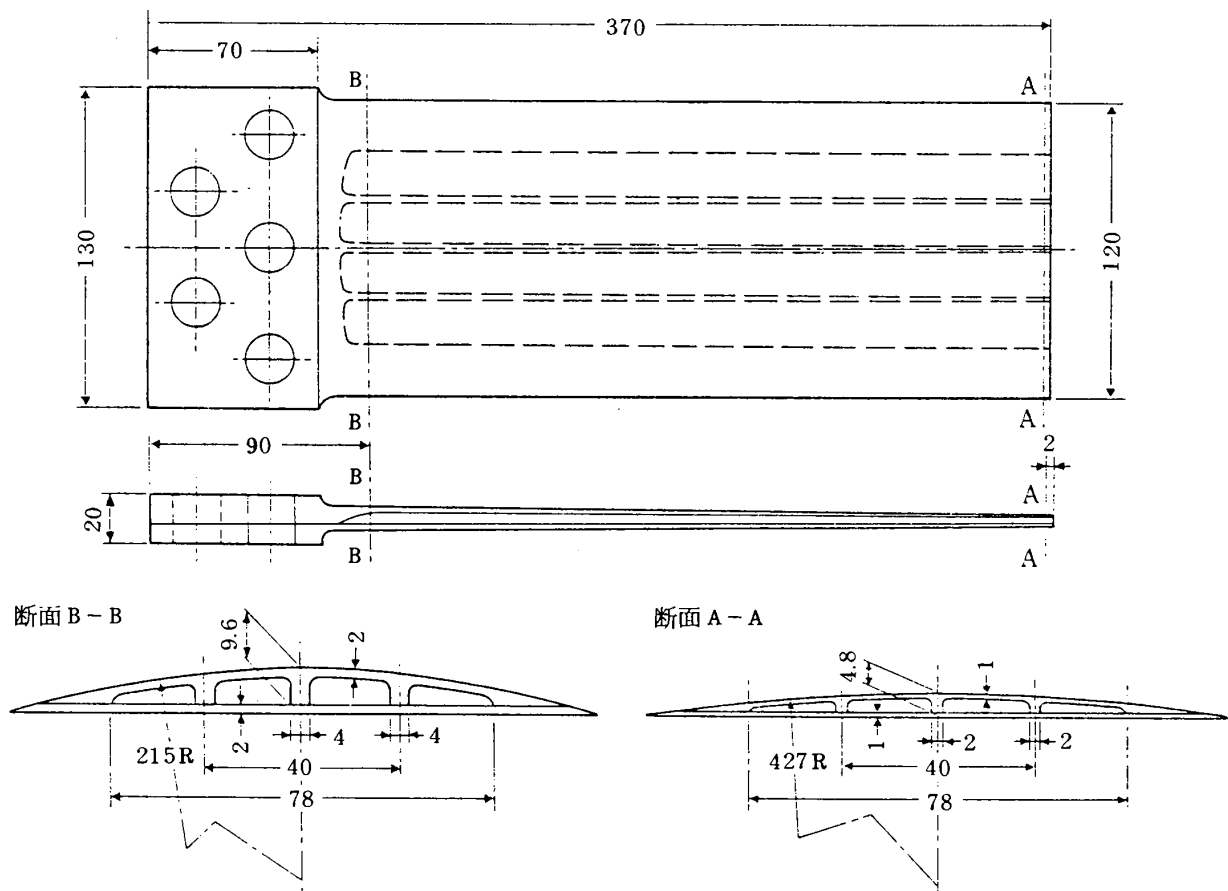


図1. 変断面中空翼模型

べく中空ファンブレードとしての強度評価と、製作加工上の検討ができることを主眼にしたものである。

翼模型は2つ割り部材の拡散接合であり、接合条件は表1の通りである。2つ割りのうち、背側部材は、支持部（穴なし）、ルート部および翼部からなる一体構造で、翼部の中空部側には削り出しによる3本の等間隔リブがあり、背面は円錐面状に切削仕上げされている。これに対する腹側部材も、支持部（穴なし）、ルート部およびテーパ状に切削仕上げした平面翼部からなる一体構造である。なお腹側部材の接合面（中空部側）は平面であり、従って背側部

材の接合部も腹側接合平面に接するような切削仕上げである。また両部材は接合状態を考慮して、ルート部と、背側部材の前後縁部はブロック状であり、ルート部フィレットと翼部前後縁及び支持部の穴などは接合後の切削仕上げである。中空である翼部表面は接合後には切削することなく最終研磨で仕上げるようにした。2つ割り部材の接合には、接合面が一様に加圧できる加圧治具が用いられた。

翼模型の拡散接合はアルゴンガス炉で行われた。拡散接合は部材の変態温度に近い温度で加圧を行うため真空炉で行うのが一般的である。炉内で接合加圧を行うため、加圧治具も含めて収容できる炉内スペースがあり、加圧力の調整と検出が容易であり、しかも数時間一定の高温加熱と真空持続ができる炉が必要である。筆者らが、これまで行ってきた1期、2期の中空翼の試作は、真空炉とアルゴンガス炉の両者を用いた拡散接合である。第1期の翼模型では、両炉で加工した模型の素材が同じものでなかったことも考えられたが、アルゴンガス炉加熱は素材の延

表1. Ti翼模型の拡散接合条件

接合温度	920～940℃
接合加圧力	0.98～1.37MP <sub>a</sub>
保持時間	2時間
接合雰囲気	アルゴンガス
ガス純度	酸素0.2～0.3ppm 露点-71.0～70.0℃

性に影響したようであった。<sup>7)</sup>しかし、同一ロット材で試作した第2期の翼模型は両炉の間で接合状態や強度的に明らかな相違が認められなかった。アルゴンガス炉は、酸素等の活性ガスが入らないように高純度アルゴンガスを常時供給することや、炉の断熱性が真空炉に比べて低いことから温度管理にやや難点があり、またアルゴンガスが接合部に封入されて接合拡散の障害になる可能性もあるが、真空炉に比べて高度な気密を要せず、炉外からの加圧調整や、特に形状・寸法に合わせて炉を改修できる等の利点がある。図に示した翼模型は、試作段階であることもあり、上述の種々の観点からアルゴンガス炉で拡散接合を行った。

ファンロータはエンジン前面で高速回転している。ファンブレードの負荷は、エンジンの起動や停止、および回転中の振動による動的荷重や遠心力、異物吸入による衝撃荷重もある。接合状態のみならず、機械加工その他による傷等も強度的な問題になる。拡散接合前における背側、腹側部材および接合後に仕上加工したあとの一体物について、それぞれ蛍光探傷検査を行い欠陥のないことも確かめた。また、中空翼は拡散接合のあと、外形の切削加工前に超音波探傷検査が行われた。探傷は水浸法で、走査ヒッチは0.25 mmである。結果の一例を図2に示す。いずれの翼模型も接合不良は認められなかった。さらに、最終仕上後の翼模型の1枚について、翼幅長をほぼ4等分に切断し、接合部の状態を金属顕微鏡で観察検査を行った。

検査した接合部は、いずれも空孔が認められず、拡散状況も良く、完全な一体構造となっていることが確かめられた。また金属組織も接合前と同等であった。この検査でも、1期、2期翼模型の場合と同様、<sup>7)8)</sup>リブ接合で、リブ縁の丸みが残ることがあり、これがリブ接合面外周で微細な切欠状を呈することも認められ、この改善には接合技術のより向上が望まれる。翼の曲げ荷重に対しては、接合部を引離す大きな力は作用しないが、ねじり荷重に対しては、接合面にせん断応力が作用するため、この静的および動的荷重に対しては、リブ接合部外周に微細な切欠きが残ることは好ましくない。しかし1期、2期翼模型についての静的曲げやねじりおよび曲げやねじり疲れ試験では、この微細切欠きから亀裂が生じたり、接合部が剥離した形跡は認められなかった。<sup>7)8)</sup>

ファンブレードは、実機では一端がロータディスクに支持される。支持部は形状や応力条件が複雑であり、実機ロータの設計に関連するため充分考慮して中空化を図る必要がある。翼模型は支持部とルート部が中空であり、中空翼部とルート部のつなぎ部中空端は、図1の断面図に示したように、背側円弧で腹側平面である。この形式は第2期翼模型の場合<sup>8)</sup>と同様である。この中空端部はルート部外周フィレットより翼部側である。これらは、接合後において、中空翼部の外表面をなるべく切削しないこと、外周フィレットの切削は接合後に行うのが望ましいこと、外周フィレットの応力集中と中空端部の応力

5/No.1  
IV-79-19

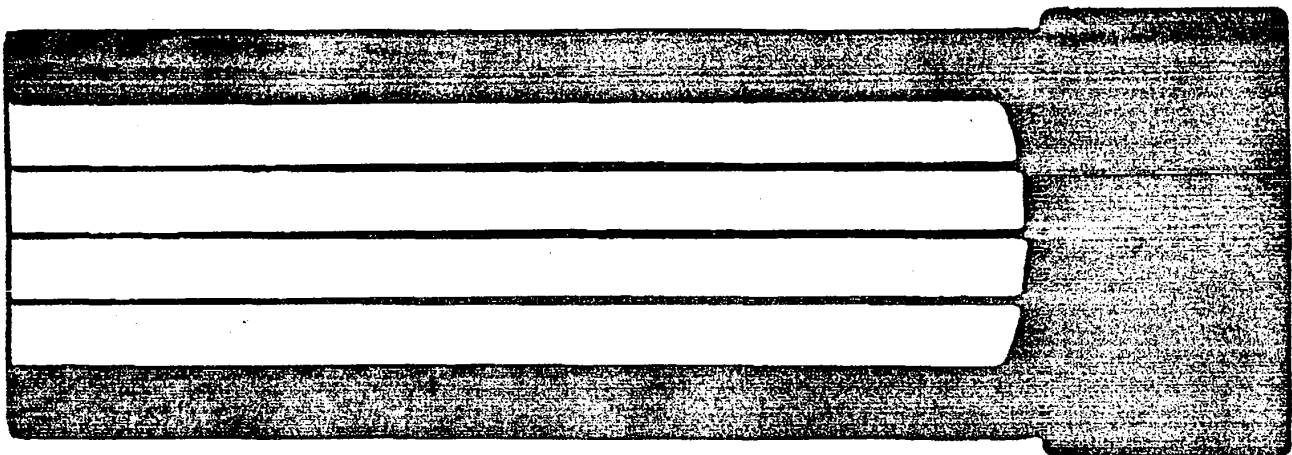


図2. 変断面中空翼模型の超音波検査結果

集中が相乘的にならないことを考慮したものである。外周がフレット状でない第2期翼模型の片持ち曲げとねじり疲れ特性試験では、中空端が特に不具合であることは認められなかった。<sup>8)</sup>また、先述のように翼模型の内部補強リブは、削り出して背側の円弧部材と一体構造になっており、接合を腹側の平面で行ったことは、切削と接合に有利であることその他、曲げ応力は円弧側より平面側が低いことにもよる。

翼模型の形状・寸法の主な仕上精度を表2に示す。ファンブレードは高速で回転するものであり、個々のブレードの重量は重要である。仕上精度は重量に影響を及ぼす。特に中空翼部は、接合加工後の切削加工を避けるため、高温接合加工による縮み代も考慮して接合前の寸法と形状検査も行われた。最終仕上げ後の翼厚は、断面A-A、B-Bおよびこの間を3等分した位置の断面とも基準寸法の $\pm 0.1\text{mm}$ 以内、A-A、B-B間の湾曲が $\pm 0.25\text{mm}$ 以内、ねじりは大きくても $0^\circ 3' 45''$ でありその他の寸法・形状とも指示した精度以内であった。翼模型は中空翼の他、これと形状・寸法が同じ中実翼も製作し、この熱処理も中空翼の拡散接合と同じ条件で行った。中実翼の最終仕上げ寸法・形状は、翼厚その他の寸法が中空翼と同等であったが、湾曲が $0.15\text{mm}$ 以内、ねじりが $0^\circ 1' 32''$ 以内で、いずれも中空翼より小さかった。

仕上り翼の重量は、製作した5本の平均重量が、 $1,234\text{gr}$ であるのに対し、重いもので $+9\text{gr}$  ( $1,243\text{gr}$ )、軽いもので $-7\text{gr}$  ( $1,227\text{gr}$ )であった。中実翼は6本製作したが、この平均重量が $1,517\text{gr}$ であるのに対し、重いもので $+5\text{gr}$  ( $1,522\text{gr}$ )、軽いもので $-16\text{gr}$  ( $1,501\text{gr}$ )であった。中空翼は中実翼に比べて切削工程が多いにもかかわらず仕上り重量のばらつきは中実翼よりも小さかった。中実翼と中空翼の重量の差は、平均値で $283\text{gr}$ であり、FJR710/20エンジンではブレードが33枚使用されており、シュラウドのないことも含めてブレード総重量で20% ( $10\text{kg}$ )以上軽いことになる。

各寸法精度のうち、翼厚は $\pm 0.1\text{mm}$ である。この値は基準翼厚に比べて、ルート近くのB-B断面では $\pm 1\%$ であるが、先端近くのA-A断面では $\pm 2\%$ である。前節で述べたように、曲げ剛性とね

表2. 翼模型の主な仕上精度 (mm)

翼面板厚	$1_A \sim 2_B$	$\pm 0.1$
最大翼厚	$4.9_A \sim 9.8_B$	$\pm 0.1$
リブ太さ	$2_A \sim 4_B$	$\pm 0.1$
弦長	120	$\pm 0.25$
翼幅	300	$\pm 0.25$
背面円弧の半径	$427_A \sim 215_B$	$\pm 0.25$
湾曲	A ~ B	$\pm 0.5$
ねじれ	A ~ B	$1^\circ$
A : A-A , B : B-B 断面, 図1参照		

じり剛性は翼厚の3乗にはほぼ比例するため、薄い部分の剛性は、翼厚精度の上限と下限によっては中実翼より中空翼が高くなることもあり得る。

中空翼、中実翼の両模型とも実機ファンブレードと同等の最終研磨とプラスト仕上げが行われた。

#### 4. 航空用ターボファンエンジンの異物吸入

ターボファンエンジンは運航中に雹や鳥、あるいは砂利等の異物を吸込むことがある。ファンロータは、エンジンの最前部で高速回転しており、吸入異物がブレードに衝突した場合には、ブレードが曲がったり、破断したりして推力の低下や、甚だしいときにはエンジン破裂等の二次的災害を引き起こすことがある。この様な事例から、航空用エンジンでは異物吸入に対する耐久性要求事項が耐空性審査要領に示されている。<sup>11)</sup>これらのうち、比較的厳しいと思われるエンジンの異物吸入試験とその評価規準の1例を表3に示す。表示項目の内容は、(1)  $1,810\text{gr}$ の鳥を吸込むことにより、火災、破裂(ケーシングを貫通するもの)、エンジンを停止させる機能が失われること等の事態を生じてはならない、(2)  $85\text{gr}$ の鳥、 $680\text{gr}$ の鳥または砂利と砂の混合物を吸込むことにより、25%以上の継続的な出力または推力の低下を生じてはならず、また、エンジンを停止する必要が生じてはならない、(3)水、氷または雹を吸込むことにより、継続的な出力または推力の低下を生じてはならず、また、エンジンを停止する必要が生じてはならない、等となっている。

FJR710 ターボファンエンジンでは、上記の要領に従い実機エンジンによる異物吸入試験が数次にわたって行われている。<sup>12)13)</sup> 実機エンジンの異物吸入条件は多様であり、これによる損傷は運航状態に入ってから生ずると危険度が高くなる。空中で吸入する異物は雹と鳥が主要なものである。この両者は、物性や個々の重量の違いもあり、ブレードの破損に及ぼす影響は同一視できない。雹は鳥に比べて硬く、この衝突では雹の破壊が脆性的で、しかも衝突位置の狭い領域に荷重が集中して雹全体が瞬時に細かく砕けるため、個々のブレードの破損は局部的なものであると考えられる。雹の大きさとしては、さきに示した 5.08 cm 径、重量 60 gr (呼称 2 インチアイスボール) 程度までと思われている。なお、雹は同時に多量に吸込むため、それだけ多くのブレードに広い範囲で損傷を生ずると思われる。鳥は柔軟性があり、破壊も延性的であるため、氷の場合に比べて荷重の集中する領域が広く、重量や形も大きいため、1羽の鳥でも数枚のブレードが損傷を生じ、個々の

ブレードでも損傷領域が広がると思われる。

当研究所が試作研究中のSTOL実験機に装備したFJR710エンジンについて、680 gr, 1,810 grの鳥および5.08 cm径の雹をエンジンの同じ位置に吸入したと仮定して、前表3に示した異物吸入規準に従って検討すると表4のようになる。衝突位置  $R$  はロータ中心からの距離で、ファンブレードルート部からの平均距離では  $h = 207.0 \text{ mm}$  (平均翼幅  $s = 345 \text{ mm}$ ) である。 $\xi, P$  は衝突位置におけるブレード配備の条件である。異物吸込み速度  $V_{plan}$  とロータ回転数  $N_{fan}$  は、680 grの鳥に対しては、 $V_{plan}$  が航空機の上昇開始速度(毎時246.5 Km, 呼称133 kt),  $N_{fan}$  が離陸運転状態における毎分回転数、または1.810 grの鳥に対しては、 $V_{plan}$  が最大上昇速度(毎時354 Km, 呼称191 kt),  $N_{fan}$  が最大巡航状態におけるロータ回転数、または5.08 cm径の雹に対しては、 $V_{plan}$  が最大巡航速度(毎時556 Km, 呼称300 kt),  $N_{fan}$  が最大巡航状態のロータ回転数である。図3は表4の条件に従って1,810 grと680 grの鳥がブレード

表3. 航空エンジン異物吸入規準

吸入異物	鳥 1,810 gr	鳥 680 gr	雹 5.08 cm 径
運行条件	最大巡航時	離陸時	最大巡航時
機体速度	最大上昇速度	上昇開始速度	巡航速度
損傷制約	ブレード破損可 火災・破裂不可	推力低下 25%以上不可	エンジン停止 推力低下不可

表4. モデルエンジンの鳥・雹吸入条件 (STOL実験機飛行条件)

項目記号	条件			備考
衝突位置 $R_{mm}$	468.25 (ルート部から57%)			ロータ中心からの距離
動翼取付角 $\xi$ 度	44.9			
動翼ピッチ $P_{mm}$	89.15			$P = 2\pi R/33$
吸入物重量(径) $w$ gr (mm)	鳥 1,810	鳥 680	雹 (50)	
吸入速度 $V_{plan}$ m/s	98.32	68.47	154.43	
ロータ回転数 $N_{fan}$ r.p.m.	5,560	5,900	5,560	
動翼回転速度 $U$ m/s	272.6	289.3	272.6	$U = 2\pi RN_{fan}/60$
鳥・雹入射角 $\beta$ 度	19.8	13.3	29.5	$\beta = \tan^{-1} V_{plan}/U$
入射速度 $W$ m/s	289.7	297.3	313.2	$W = U/\cos\beta$
動翼迎角 $\theta$ 度	25.3	31.8	15.6	$\theta = 90 - \xi - \beta$



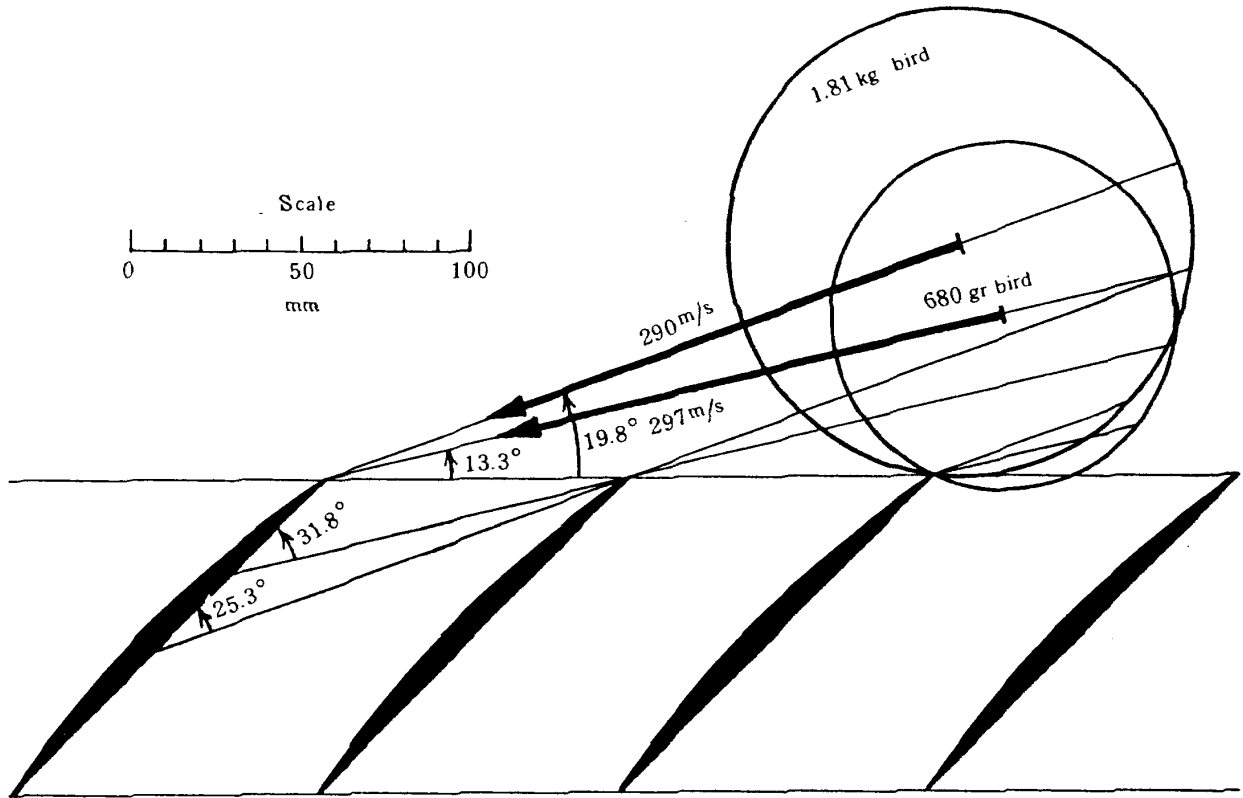


図3. ファンブレードの鳥衝突条件 (STOL 実験機)

に衝突する様子を図解したものである。各々の大きさの鳥は等価の球で示してあり、この中心が左端翼の前縁に衝突するように考えてある。ただしブレードのピッチは  $P = 90\text{mm}$  にしてある。また鳥のエンジン軸方向速度は空気より遅いので、鳥に対するブレードの迎角は空気に対する迎角より大きく見積られている。図のように、鳥は数枚のブレードに順次衝突し、各ブレードでスライスされていくように示されているが、実際には最初の接触から順次回転を伴いながらスライスされることも考えられる。図示のように理想的にスライスされたとして、そのスライス片の1つが1枚のブレードに負荷されると仮定した場合、この最大スライス片の重量は、680 gr の鳥で約 200 gr、1,810 gr の鳥では3倍の約600 gr にもなる。このように吸込む鳥が大きくなればそれだけ個々のブレードの被害も大きくなり、また損傷を受けるブレードの数も多くなることがわかる。

無限平板に対する衝撃について、その打抜き限界をダメージファクター  $D$  で予測することがある。この  $D$  は次式から求められる。<sup>14)</sup>

$$D = 14.1 V \sin \theta \left\{ (w/A)/h\tau_y \right\}^{1/2}$$

ここで  $V$  は投射速度 (m/s)、 $\theta$  は入射角、 $(w/A)$

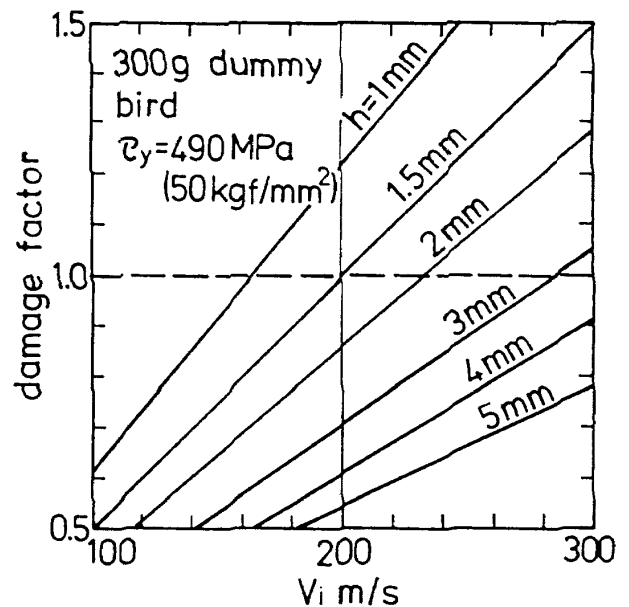


図4. ダメージファクター ( $T_i$  合金平板)

は投射物の投影面積当り重量 ( $\text{Kgr}/\text{mm}^2$ )、 $h$  は板厚 (mm)  $\tau_y$  は板のせん断降伏応力 ( $\text{MPa}$ ) である。 $D$  が1を超えると投射物が板を貫通するとされている。後述の衝撃試験における投射条件について検討すると次のようである。直径 65 mm、重量  $w = 300\text{ gr}$  の投射物 (ゼラチン塊) に対して、板のせん断降伏応力  $\tau_y = 490\text{ MPa}$  (チタニウム合金、6Al-4

V-Ti)とした場合、厚さ $h=1\text{mm}$ から $5\text{mm}$ までの板についてのダメージファクター $D$ と法線方向投射速度 $V_i$  ( $V_i = V \sin \theta$ ) の関係を図4に示す。後述の $\theta = 25^\circ$ ,  $V = 325\text{ m/s}$  ( $V_i = 137\text{ m/s}$ )でのゼラチン塊による衝撃試験では、 $h=1\text{mm}$ でも $D = 0.83$ であり、投射物は板を貫通しないと思われる。

### 5. 衝撃試験

前節において、航空エンジンの異物吸入について基礎的な考察を行った。ファンブレードの異物吸入による損傷(F.O.D;)状況を把握するための試験には、前節で述べた航空機の運航条件(航空機の飛行状態とエンジンの運転条件)で想定した異物を投射する実機による地上運転試験が考えられる。またファンロータのみを同様な条件で回転しての異物投射回転試験、および静止したファンブレードに対する異物投射試験がある。実機の地上運転試験は試験規模が大きくなり、また損傷被害も大きくなる可能性があること理由から主としてエンジンの異物吸入に対する安全性確認の評価試験である。ロータのみの回転試験は実機条件を実験室的に再現するために有利である。しかし前二者とも、個々のブレードについては、異物の衝突状況が多様になるため、損傷を正確に繰返し再現することは難しい。ここでは実機の異物吸入を想定した場合における個々のブレード、特に軽量化翼としての内部補強リブ構造中空翼の耐衝撃特性についての最も基礎的な試験として、静止したブレードに異物を投射する衝撃試験を計画した。

衝撃試験に使用した投射物の発射装置は、実機エンジンの地上運転試験に用いる鳥打込銃<sup>15)</sup>である。投射物の発射と、これの衝突に伴う周辺の危険性を防ぐため、直径および高さが約1mの鉄鋼製の槽内に投射物を打込むことにした。この槽内は必要に応じてロータリ真空ポンプで排気できるようになっている。翼模型の支持は、鉛直方向に立てた翼模型の下側固定による片持ち形式であり、支持位置は槽内のほぼ中央である。図5は槽の側壁に打込銃の銃口を取付けた状態を示した写真である。槽の上には下向きに高速度カメラが設置してある。銃口近くの銃

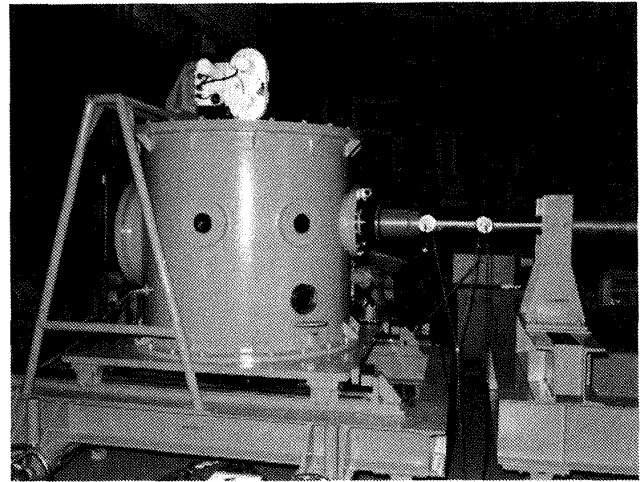


図5. 衝撃試験装置

身内に射出速度検出部がある。これは間隔300mmに配置した2個の光電式検出器で投射物がこの検出器の間を通過する時間を測定することで速度が求められる。

筆者らが計画した衝撃試験は外国でも行われているようである。<sup>16)</sup>しかし、このような研究は主として航空用エンジンの開発研究に伴うことであり、多額の費用と長い期間を要し、技術上のノウハウを伴うため、詳細な技術資料は公表されることが少ない。また我国では初めての試みでもあったため、実験上の技術的課題が種々生じた。試験装置は繰返し整備試験が重ねられた。高速度カメラの撮影テスト、投射物の射出速度計測、衝突に伴う供試体からの歪みや振動数の検出および衝撃力の評価検討が行われた。また、本衝撃試験は、翼模型の数が限られていることもあり、翼模型に衝撃損傷を生じるような試験が行えることを主要な目標にした。図1に示した翼模型の衝撃試験を行うに当たり、第1期、第2期の一樣翼厚中空翼模型で氷塊およびゼラチン塊による予備試験も行った。それぞれの主要な試験条件を表5に示す。以降に、この予備試験も含めて記述する。なお氷塊、ゼラチン塊は航空用ターボファンエンジンのF.O.D.試験に模擬投射物として良く使用されるもので、<sup>13,15,16)</sup>氷は寒冷時の飛行でエンジン入口に着氷した氷片の吸込み、または降雹空中飛行時における雹の吸込みを模擬したものであり、ゼラチン塊は製作や投射の扱いが容易であり、比重や大きさが鳥に近くできることから鳥を模擬した投射物として使用されるものである。

表 5. 衝撃試験条件

	予備衝撃試験		本衝撃試験
翼 模 型	一様翼厚模型		変断面翼模型
翼 種 別	SUS中実・中空；Ti 中空		Ti 中実・中空
衝 撃 位 置 $h$	Tip,	Mid,	Tip
迎角（取付角） $\theta$	10°,	25°,	25°
投 射 物	氷 塊	ゼラチン塊	ゼラチン塊
投射物形状	球 状	円 柱 状	円 柱 状
投射物重量 $w_{gr}$	65	300	300
投射物大きさ mm	50 $\phi$	65 $\phi$ × 100	65 $\phi$ × 100
投射物速度 $V$ m/s	180	130	300
註(1) 投射物は重量を基準とする。 (2) 位置は支持端から先端まで約 80% (Tip), 約 60% (Mid)			

### 5.1 予備衝撃試験

この試験は、先に述べた試験装置による投射物の射出速度の計測や照準精度その他各装置の作動確認、高速度写真撮影では照明とカメラ作動との同期、衝撃力の検出その他多くの試験要素を主としたものである。試験には本衝撃試験用の翼模型に比べて小型である一様翼厚の第1期、第2期中空翼模型を用い、氷塊およびゼラチン塊の投射により翼模型に適度な衝撃損傷が生じる程度の試験とした。この主要な条件は表5に併記した通りである。

第1期と第2期の一様翼厚模型は、いずれも同じ外形寸法で、弦長  $c = 80$  mm, 翼厚  $t = 4$  mm, 長さ  $s = 300$  mm である。第1期模型<sup>7)</sup>は、ステンレス鋼 SUS 304 板材をろう接合したものであり、また、長さ方向に一様な中空断面を有している。第2期模型は、チタニウム合金 6Al-4V-Ti 板材を拡散接合したもので、この中空部の断面形状はステンレス翼模型と同じであるが、長さ方向の両端から 65 mm が中空部と同じ外形寸法の中実翼形である。

衝撃位置としては、ファンロータの翼幅の先端付近（以下 Tip という）または中程（以下 Mid という）を想定した。Tip はルート部から翼幅の 80%, Mid は 60% 相当の位置である。予備試験では、ステンレス（以下 SUS という）翼模型の場合、支持部からの高さ  $h = 210$  mm (Tip) または  $h = 160$  mm (Mid) に相当する。なおチタニウム（以下 Ti という）翼

模型の場合、中空端部が支持端から 195 mm であるため、 $h = 155$  mm (Tip) または  $h = 105$  mm (Mid) とした。従って、Ti 翼模型の Tip 位置 ( $h = 155$  mm) と、SUS 翼模型の Mid 位置 ( $h = 160$  mm) ではほぼ同程度の曲げモーメント条件となる。

異物投射方向に対する翼の迎角（取付角） $\theta$  は、実機では衝撃位置によって異なるが、ここでは前述のように衝撃試験の要素を検討することと、少ない損傷で模型が再度使用できることを考えた場合の  $\theta = 10^\circ$ , または実機ロータの Mid 位置における相当迎角  $\theta = 25^\circ$  の 2 通りとした。なお  $\theta = 10^\circ$  は、実機ロータの Tip 位置の迎角にほぼ相当する。

投射物の種類は、直径約 50 mm, 重量約 65 gr の球状氷塊、または直径約 65 mm, 長さ約 100 mm, 重量 300 gr の円柱状ゼラチン塊の 2 通りである。氷塊は表3に示した雹を模擬した（呼称 2 インチのアイスボール）ものである。ゼラチン塊は、表4と図3に示した実機ロータの Mid 位置に 1,810 gr（呼称 4 ポンド）の鳥を吸入した場合のブレード 1 枚当りに負荷される鳥の最大スライス片（約 600 gr）の約 1/2 相当である。このゼラチン塊は、水 3 対工業用ゼラチン粉末 1 の体積比で熔融し、約 65  $\phi$  の円柱状にかためたゼリー状である。

投射物の射出速度  $V$  は、 $\theta = 25^\circ$  の迎角で、翼模型の損傷に差が認められる程度を目やすにしたもので、氷塊では  $V = 180$  m/s, ゼラチン塊では  $V = 130$

m/s とした。

表 6 に上述の試験条件と、そのときの損傷程度を記号で示す。記号は外観上の損傷程度を比較するために示したもので、○印が損傷なし、●, △, ×印の順に損傷のひどさを、+印が衝突部前縁にかなり明瞭な局部的変形の認められるものを示す。同じ翼模型番号の(1)~(3)は、同一模型による試験順序を示す。

高速度カメラは毎秒 8,000 こまでである。撮影用照明には槽内に設置した 4 個のフラッシュライトを用いた。4 個のライトの配置は槽内中央に支持した翼模型先端付近の水平面円周上等間隔とした。図 6 の写真は槽内の様子を示したもので、翼模型は槽内の中央に位置するように下端を万力で固定してあり、翼の後ろ側に打込銃の先端が見えている。翼の先端

周辺に照明用ライトが取り付けられている様子がわかる。この写真は翼模型；SUS 中実翼，位置；Mid， $\theta = 10^\circ$ ，氷塊； $w = 64.5 \text{ gr}$ ， $V = 173.4 \text{ m/s}$  の各条件で投射試験を行ったあとの写真である。この翼模型には損傷が認められなかった（表 6 の損傷記号○印）。このときの高速度写真を図 7 に示す。写真は 2.こまおきに 3 枚連ねたものである。氷塊は球状のまま投射されており、これが翼模型に衝突し、球体が 2 分され、共に崩れながら腹側では翼面に沿って流れるように通過し、背側では翼面から離れるように通過している。この高速度写真では振動の様子は明らかでない。氷塊が衝突するまでの軌跡から、氷塊の約 1.7 倍（約 85 mm）の距離を 4 こまで氷塊が通過しており、この速度は約 170 m/s に相当する。

表 6. 予備衝撃試験

翼模型	SUS 中実		SUS 中空		SUS 中実		SUS 中空		Ti 中空		備 考	
	Mid	Tip	Mid	Tip	Mid	Tip	Mid	Tip	Mid	Tip		
位置 $\theta$ 迎角	Mid	Tip	Mid	Tip	Mid	Tip	Mid	Tip	Mid	Tip	呼称	
	160	210	160	210	160	210	160	210	105	155	高さ $h$ mm	
10°	# 1 (1)	# 1 (2)	# 7 (1)	# 7 (2)	# 2 (1)	# 2 (2)	# 8 (1)	# 8 (2)	# 2 (1)	# 2 (2)	翼模型 No.	
	64.5	61.3	60.9	64.7	280	273	278	300	299	300	投射物 $w$ gr	
	173	179	178	173	125	116	127	110	128	133	速度 $V$ m/s	
	○ 図 6	○ 図 8 (a)	○	● 図 8 (c)	○	○	○	○	○	○	○	損傷 (写真)
	◎		◎									高速写真
25°		# 1 (3)		# 7 (3)			# 9	# 8 (3)	# 10	# 2 (3)	翼模型 No.	
		63.5		59.2			300	300	298	300	投射物 $w$ gr	
		171		180			125	129	124	128	速度 $V$ m/s	
		+△ 図 8 (b)		+× 図 8 (d)			× 図 9 (a)	×	●	△ 図 9 (b)	○	損傷 (写真)
		◎										高速写真
投射物	呼称 50 φ 氷塊				呼称 300 gr ゼラチン塊							
註	註(1) 翼模型 No.( ) は実験順序を示す (2) 記号；○損傷なし，●, △, ×, 損傷ひどさ，+前縁局部変形大											

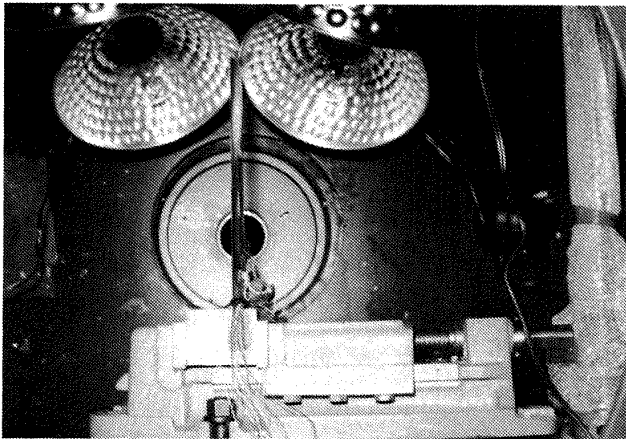


図 6. 鳥打込用鋼鉄製保護槽の内部 (SUS 中実翼, Mid,  $10^\circ$ , 水, 173.4 m/s)

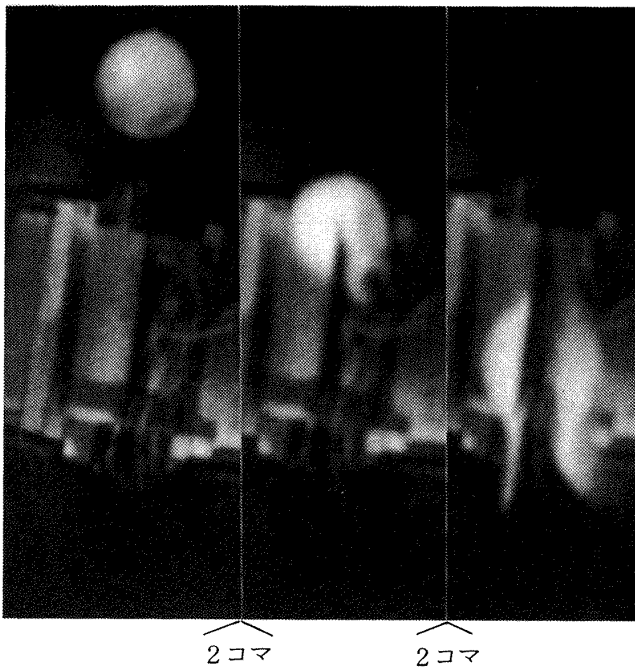


図 7. 氷塊衝突の高速度写真 (SUS 中空翼, Mid,  $10^\circ$ , 水, 173.4 m/s)

これは打込銃の銃身内 (出口まで約 50mm) で検出された速度 (173.4 m/s) と良く一致している。高速度写真は表 6 に示した 3 通りのテストケースで撮影された。カメラの作動はほぼ的確であったが、4 個のフラッシュライトの同期が不調であったり、発光しないものがあったり、また投射物の破片により照明器具が破損することもあった。

図 8 の写真は、氷投射による翼模型の損傷の様子を示したものである。いずれも SUS の一様翼厚模型で、投射位置が Tip (支持端から 210mm) の場合である。(a) と (b) は中実翼模型、(c) と (d) は中空翼模型である。変形の様子については、中実翼模型では、

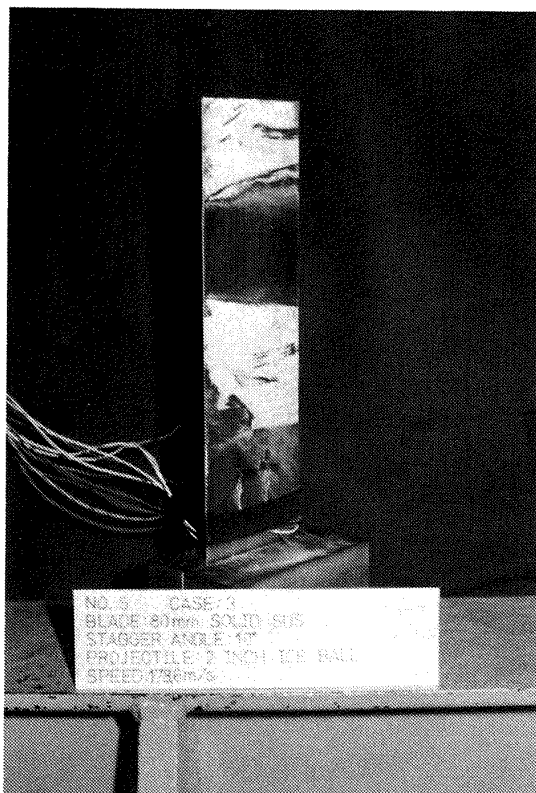
迎角  $\theta = 10^\circ$  のとき (a) には変形が認められない (表示記号 ○ 印) が、 $\theta = 25^\circ$  のとき (b) には、支持端近くで翼腹側が凸に僅かに曲がり、衝突部にも局部的変形が認められる (表示記号 + △ 印)。中空翼模型では、 $\theta = 10^\circ$  のとき (c) にも支持端近くに僅かな曲げ変形を生じ (記号 ● 印)、 $\theta = 25^\circ$  のとき (d) には、さらに大きな支持端近くの曲げと、衝突部の局部的変形とねじれを伴った曲げ変形が生じている (記号 + × 印)。

図 9 の写真はゼラチン投射による翼模型の損傷の様子を示したものである。いずれも中空翼模型の場合で、 $\theta = 25^\circ$  のときの変形を示す。投射位置は両者ほぼ同じで、支持端からの距離が SUS 翼 (a) では 160mm (Mid)、Ti 翼 (b) では 155mm (Tip) である。両者の写真は槽内に支持したままの状態を示したものである。両翼模型とも支持端近くが曲がっている。SUS 翼は Ti 翼に比べて曲がり方が大きく、さらに衝突部にも変形が生じている (表示記号 × 印)。衝突部前縁の変形は、氷投射の場合 (図 8 b.d) より緩やかである。

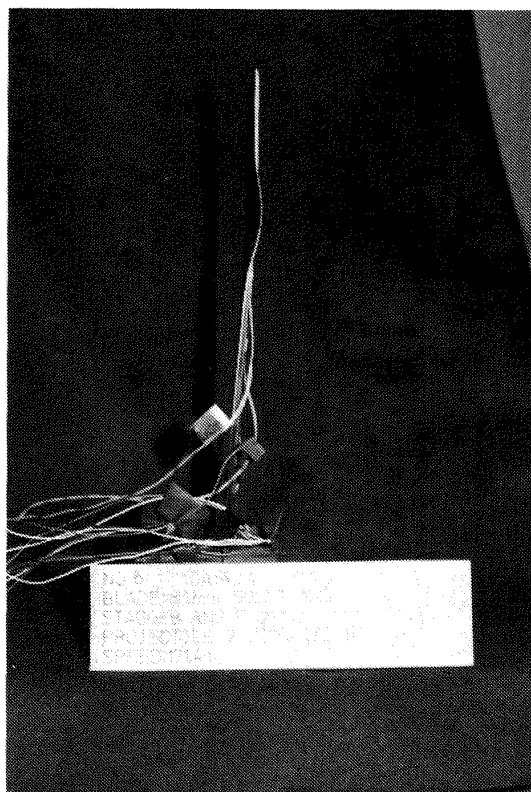
これらの試験では、投射物投射前の翼模型表面に、剥げ易い白色塗料 (ダイチェック現像剤) を吹き付けた。図 8 の (a)(c) の写真で、この塗料が投射物と擦れ合って剥げ落ちた様子がよくわかる。さきの高速写真 (図 7) で見られたように、衝突によって崩れた氷が広がりながら翼面を通過したことを示しており、通過位置も両者ともほぼ同じであることがわかる。図 8 (a)(c) の場合は翼の迎角  $\theta = 10^\circ$  のときであるが、 $\theta = 25^\circ$  のときには氷の広がり方が大きくなるように思われた。

予備試験に供した中空翼模型は、SUS 翼はろう接合、Ti 翼は拡散接合のものである。衝撃損傷は上述のように厳しいものもあった。それぞれについて超音波検査を行ったが、接合部が剥離した形跡は認められず、補強リブ周辺からの亀裂発生も見られなかった。

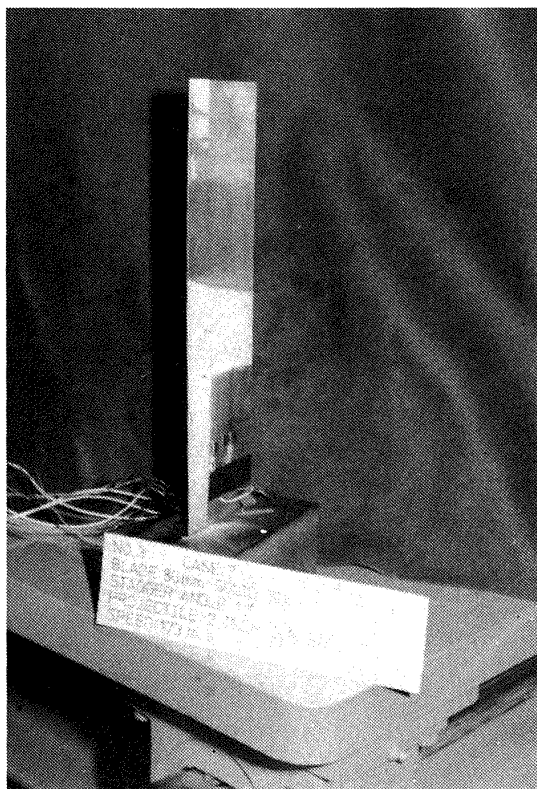
予備試験に用いた投射物は、図 10 に示したように、銃の口径よりやや小さい発泡スチロール製容器に入れて銃に装填し、発射したときには銃口において投射物が容器と分離して先に飛び出し、容器は銃口の容器受で破碎されてあとから吹き出すようにな



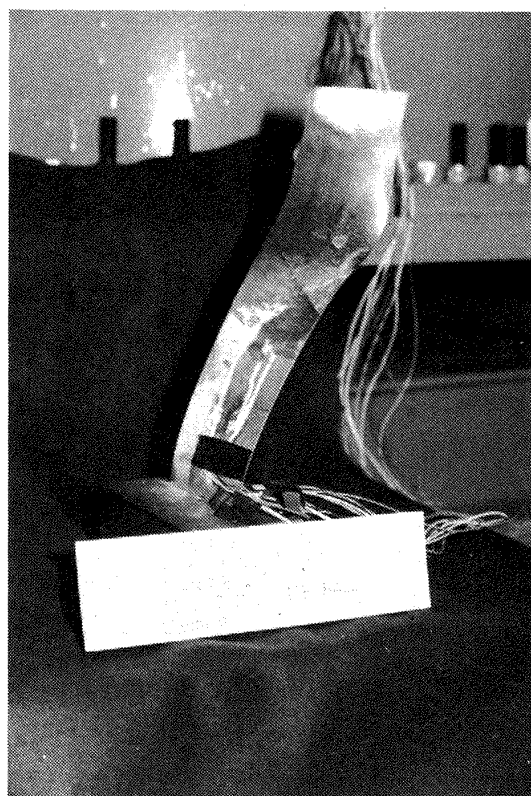
(a) 中実翼 (Tip, 10°, 氷, 178.6m/s)



(b) 中実翼 (Tip, 25°, 氷, 171.4 m/s)



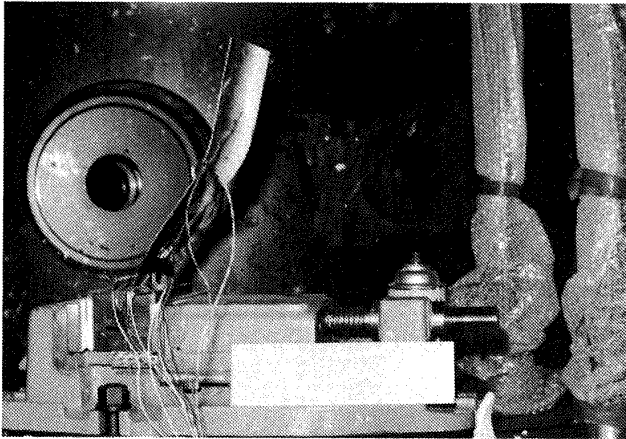
(c) 中空翼 (Tip, 10°, 氷, 173.0m/s)



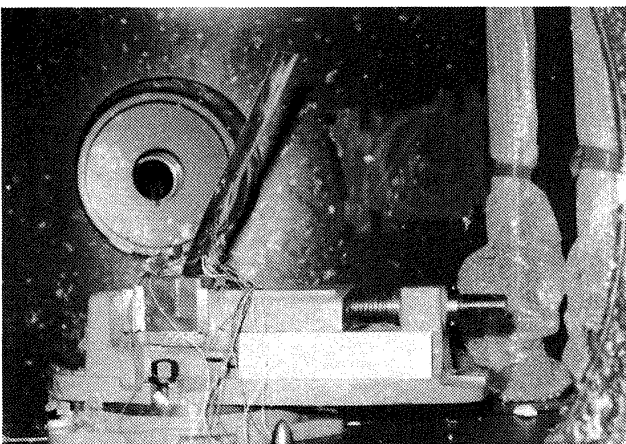
(d) 中空翼 (Tip, 25°, 氷, 179.6m/s)

図 8. SUS翼模型の破損状況 (氷塊衝撃試験)





(a) SUS 中空翼



(b) Ti 中空翼

図 9. 一様翼厚中空翼模型の破損状況  
(ゼラチン塊衝撃試験)

っている。高速写真の観察でも、容器は小さく砕けて飛散し、その一部が翼模型に衝突している。しかし、破片は小さく、速度も遅く、破片の衝突が翼模型に及ぼす影響は氷塊やゼラチン塊の衝突に比べて無視される程度であると判断される。図 10 は、中央が容器、右がゼラチン塊、左がゼラチン塊を容器に詰めた様子を示す。

投射物の射出には窒素 ( $N_2$ ) ガスを用い、ガスの充填圧力を約  $0.2 \text{ MPa}$  ( $2 \text{ Kg/cm}^2$ ) に設定して射出した。翼模型を支持した槽の中の圧力は常圧である。投射物の重量は射出速度に関係することを考慮し、事前に投射物と容器の重量を計った。表 6 にそれぞれの投射物の重量を示した。氷塊の重量  $w$  は、 $59.2 \sim 64.7 \text{ gr}$ 、平均の重量  $\bar{w} = 62.35 \text{ gr}$ 、差が約  $\bar{w} \pm 5\%$  であるのに対し、射出速度は  $V = 170.0 \sim 179.6 \text{ m/s}$ 、 $\bar{V} = 175.7 \text{ m/s}$ 、差が約  $\bar{V} = \pm 2.5\%$

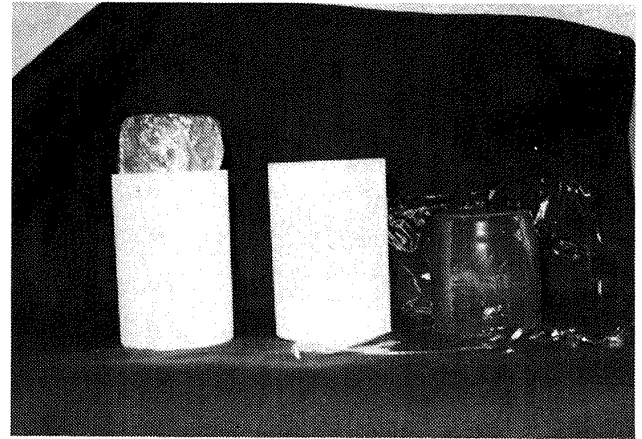


図 10. 投射物 (ゼラチン塊) と保持容器  
(発泡スチロール)

であった。ゼラチン塊の場合、 $w = 272.8 \sim 300 \text{ gr}$ 、 $\bar{w} = 293 \text{ gr}$ 、差が  $\bar{w} = +3\% \sim -7\%$ 、であるのに対し、 $V = 110 \sim 133 \text{ m/s}$ 、 $\bar{V} = 125 \text{ m/s}$ 、速度差が、氷の場合より大きく、ほぼ  $\bar{V} + 7\% \sim -12\%$  であった。氷塊とゼラチン塊の保持容器は同等のもので、この重量は  $7 \sim 8 \text{ gr}$  である。これらのことから、本試験装置は、投射物の種類と重量、保持容器、ガス充填圧等の条件が同等であれば、ほぼ一定の射出速度が得られることがわかった。

衝撃荷重、衝突に伴う翼模型の応力等を検討するため、翼模型に箔ひずみゲージや半導体ゲージを貼り付けて計測したが、翼模型が塑性変形を伴うような場合には検出部の振動振幅やひずみが大きく、ゲージの剥離やリード線の破損等を引き起し、検出できないことが多かった。

上述のように、この予備試験から次のようなことがわかった。

1. 本試験装置では、約  $50 \text{ mm}$  径の氷塊や、約  $300 \text{ gr}$  のゼラチン塊を射出し、的確な射出速度の検出、目標にした位置に投射衝撃ができること、および翼模型が損傷するような衝撃試験が可能であること等が確かめられた。

2. 内部補強リブ拡散接合中空翼は、厳しい衝撃損傷を生じたにもかかわらず、リブ周辺からの亀裂や接合部の剥離が生じない。

3. 氷塊とゼラチン塊に対する衝撃損傷については、重量や投射速度、模型の材質等の違いはあるが、SUS 中空翼では、氷塊の場合にはゼラチン塊の場合より衝突部前縁の局部的変形が著しい。ゼラチン

塊の場合には、速度は遅いが、重量が大きいことから支持端近くの曲げ、衝突部周辺の曲げねじり変形は氷のときより大きい。この変形の違いは、投射物の硬さと重量の違いであろう。

4. 迎角（翼取付角）の違いについては、 $\theta = 25^\circ$  の場合には損傷するが、 $\theta = 10^\circ$  の場合にはほとんど損傷しない。衝突面の法線方向に作用する力の比は、 $2.4/1 = (\sin 25^\circ / \sin 10^\circ)$  であり、損傷するか否かの限界は $\theta = 10^\circ$ と $25^\circ$ の間にあると思われる。また、 $\theta = 25^\circ$  の場合には $\theta = 10^\circ$  の場合よりゼラチン塊がより細かく周辺に飛散していることや、衝突で崩れた氷が翼面を通過するときの広がりなどの違いなどから、翼模型に作用する力の性質が $\theta$ によって異なるのかもしれない。

5. 中実翼と中空翼については、SUS翼に氷塊を投射した場合、 $\theta = 25^\circ$ 、Tip位置のとき、両者とも衝突部に局部的変形を生じているが、中空翼では大きなねじれと曲げ変形も伴っている。また支持端周辺では、中空翼は大きな変形を生じている。それぞれ剛性の違いによるものである。

6. SUS翼とTi翼の衝撃損傷については、中空翼のゼラチン投射の場合、SUS翼の剛性が約1.7<sup>7)</sup>倍であるにもかかわらずSUS翼は衝突部に局部的変形と曲げ変形を生じているが、Ti翼では衝突部がほとんど変形していない。これは剛性より両者の材質の差、すなわち降伏点や引張強さの違いによるものである。

## 5.2 中空ファンブレード模型の衝撃強度試験

前述の予備衝撃試験を一部改善した方法により、強度試験用中空ファンブレード模型の衝撃強度試験を行った。翼模型は図1に示したチタニウム合金変断面形中空ファンブレード模型（第3期模型）である。これは予備試験に用いた一様翼厚模型に比べて大形であり、翼の断面積も実機ファンブレードに近い条件で変化したものである。従って実機ファンブレードの対F.O.D.特性についての基礎資料が得られることから、前節表4の鳥吸入条件に示したブレードへの相対入射に近い条件で試験を行うように計画した。目標試験条件は、先の予備試験の場合とともに表5に示したように、約300 grのゼラチン塊

を $V \doteq 300$  m/sで投射することである。この投射条件で試験を行うためには、予備試験に用いた鳥打込銃の発射用圧縮ガスでは能力がやや不足であると予想され、この代りに火薬を使用することが有利であると考えられた。これとともに、より堅固な投射物保持容器を用いる必要がある。しかしこの容器が予備試験の場合のように破砕されて翼模型に衝突することは好ましくない。容器を銃口で確実に受け止めるための捕捉機構と容器の改良が行われ、容器として硬質のプラスチックを用いて目的が達成されることがわかった。容器は円筒形で、外径110mm、長さ210mm、重さ約1,260 grである。図11は捕捉された容器の変形した様子を示した写真で、容器がほぼ一様に変形しており、裂けたり砕けたりすることなく完全に受け止められていることがわかる。射出速度は火薬の充填量で調節され、この精度は予定した速度、例えば $V = 300$  m/sに対し数m/sの範囲内であり、予備試験の場合に比べて格段に精度が良くなった。これは保持容器が加工精度の良い硬質プラスチックであるためであると思われる。

本衝撃試験では、用意した翼模型の数が、中空翼4枚と、これと同じ外形寸法の中実翼5枚である。これで多様な試験を行うことはできない。ここでは次のような試験条件を設定した。

- 1), 翼の迎角（取付角）を $\theta = 25^\circ$ とする。
- 2), 投射物を重量 $w = 300$  grのゼラチン塊とする。
- 3), 投射速度を $V \doteq 300$  m/sとする。
- 4), 衝撃位置をルート部（支持端）から $h = 225$

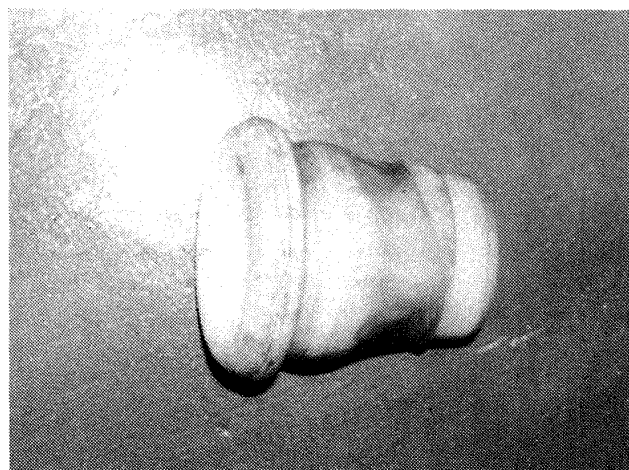


図11. 捕捉された投射物保持容器（硬質プラスチック）



mmとする。これは翼幅の75%で、ほぼTip位置相当である。

これらの $\theta, w, V$ は表4と図3に示した実機ロータブレードのMid位置(翼幅の60%)に1,810 grの鳥を吸入した場合を参考にしたもので、投射物は予備試験の場合と同等なものである。なお前述の予備試験や実機エンジンのF.O.D.試験<sup>13)</sup>から、本衝撃試験の設定条件であれば、供試翼に衝撃損傷が生じると思われた。また本衝撃試験では損傷の程度を比較検討するため、 $\theta, w, h$ を一定とし、 $V$ のみを変えることとした。

翼模型の設置は、図12に示したように予備試験の場合と同様である。また、ブレードのルート部や、衝突部周辺に箔ひずみゲージや半導体ゲージを接着し、また図12に示した位置に高速度カメラを設置して衝突に伴う種々の情報を得ることも試みた。高速度写真撮影では、図12で示したようにカメラの

方向はゼラチン投射方向と $45^\circ$ 、照明はゼラチン投射方向と $90^\circ$ のカメラ側位置にある覗き窓越しの槽の外部からである。光源には強い光の集光電球を用いた。槽の中はロータリー真空ポンプで3~5ミリバールまで排気された。なお、この試験では実機ロータのようにブレードに遠心力が働かない。これを模擬するひとつの試みとして、ブレードの曲げ変形を拘束し、ねじり変形だけを許すような曲げ剛性の高い翼背面支持金具を設けた試験も行い、中空翼と中実翼の衝撃損傷の違いも調べた。

表7に試験条件を、図13に損傷状況の写真を示す。中実翼(写真4,5,6)は、投射速度 $V=208\text{ m/s}$ では損傷しない(写真4)。 $V=250\text{ m/s}$ ではルート部周辺に曲げ変形が認められるが、衝突部の損傷はみられない(写真5)。 $V=303\text{ m/s}$ ではルート部周辺の曲げ変形がさらに大きく、衝突部周辺にもねじれ変形が生じている(写真6)。中空翼につい

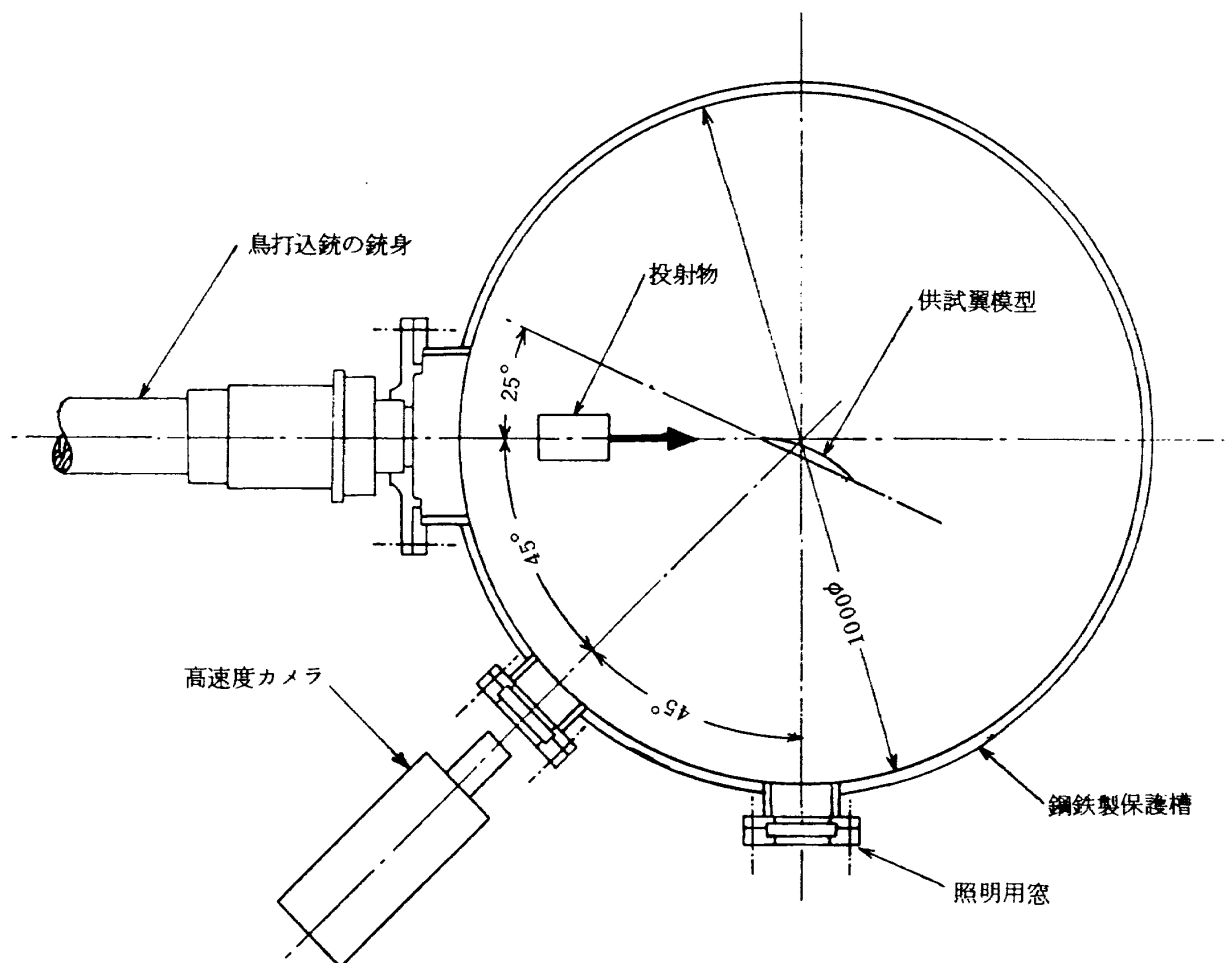


図12. 高速度写真撮影条件

ては(写真1,2,3),  $V = 210\text{m/s}$ でも中実翼の $V = 250\text{m/s}$ のときと同程度の曲げ変形がルート部周辺に生じている(写真1)。 $V = 250\text{m/s}$ ではさらに変形が大きくなり、僅かであるが衝突部周辺にねじり変形を生じている(写真2)。このルート部周辺の翼面には僅かな座屈が認められ、写真ではこの部分でやや折れ曲っているように見える。 $V = 300\text{m/s}$ では、ルート部周辺の曲げ変形が $V = 250\text{m/s}$ や中実翼の $V = 303\text{m/s}$ のときより少ないが、衝突部周辺のねじれと曲げ変形が大きい(写真3)。図

14は上述の曲げやねじれ変形の違いを比較し易いように示したものである。

図14の写真にみられるように、各模型の翼部には試験前に白色ペイントがぬられていたが、予備試験の場合と異なり投射物が擦れても剥げにくく、投射物が通過した様子はよくわからない。しかし図15に見られるように、 $V = 300\text{m/s}$ における中空翼では3本の補強リブから後流側の塗料が剥げ落ちており、投射物の衝突によって、この部分にふくらみ変形を生じたことが良くわかる。中空翼の $V$

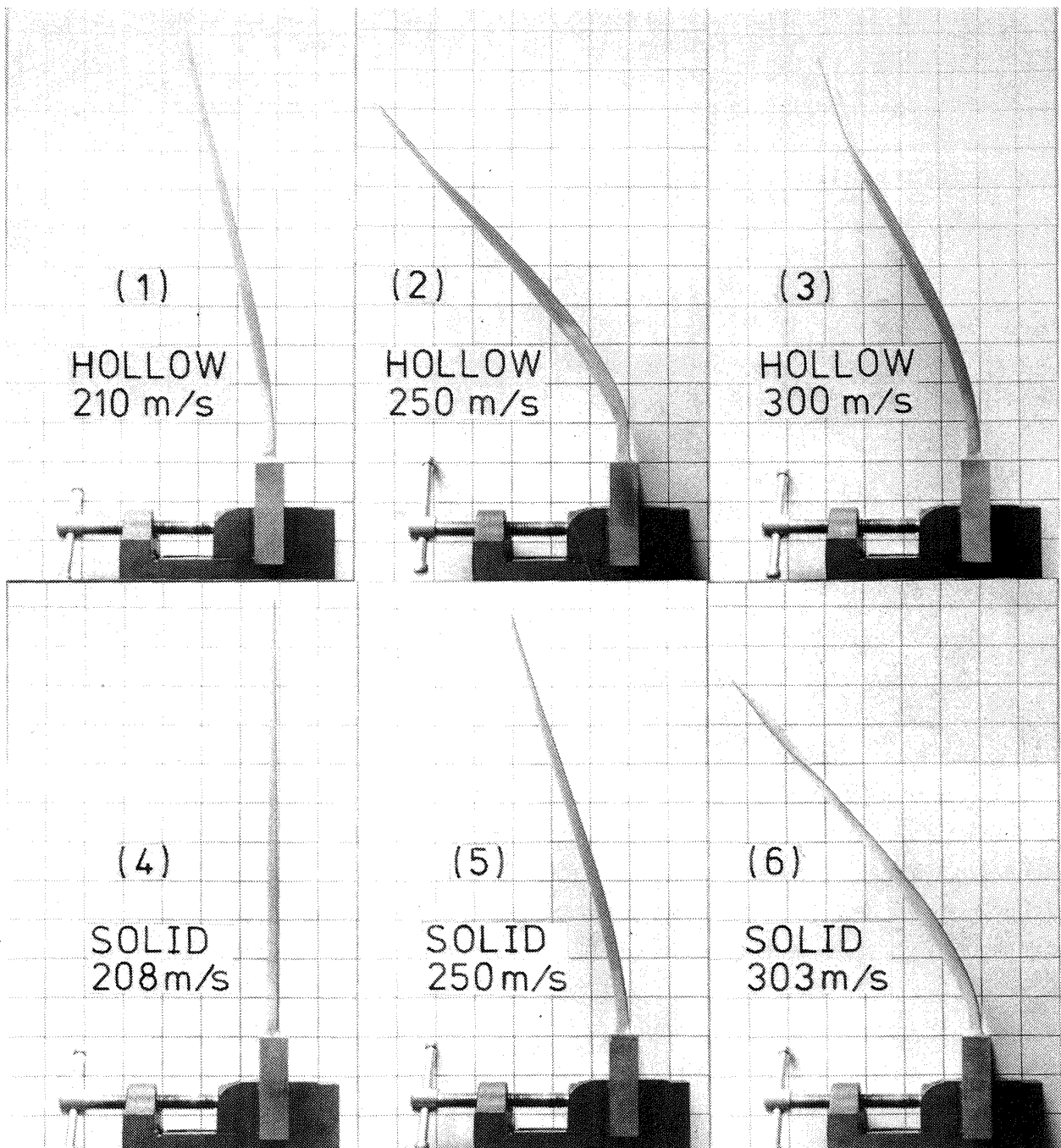


図 13. 変断面翼模型の破損状況(ゼラチン塊衝撃試験) その1

表 7. 変断面翼模型衝撃試験

翼 模 型	No.	$\theta$ 度	$V$ m/s	$h$ mm	備 考
変断面中空翼	4	25	210	225	図 13 (1)
	2	25	250	225	図 13 (2)
	3	25	300	225	図 13 (3)
変断面中実翼	2	25	208	225	図 13 (4)変形なし
	4	25	250	225	図 13 (5)
	1	25	303	225	図 13 (6)
背面支持あり 変断面中空翼	1	25	322	225	図 16
変断面中実翼	5	25	326	225	変形なし

註  $\theta$ ・迎角,  $V$ ・投射速度,  $h$ ・投射位置(支持端よりの高さ)  
 投射物・300 gr ゼラチン塊(3/1・水/工業用ゼラチン粉末体積比)

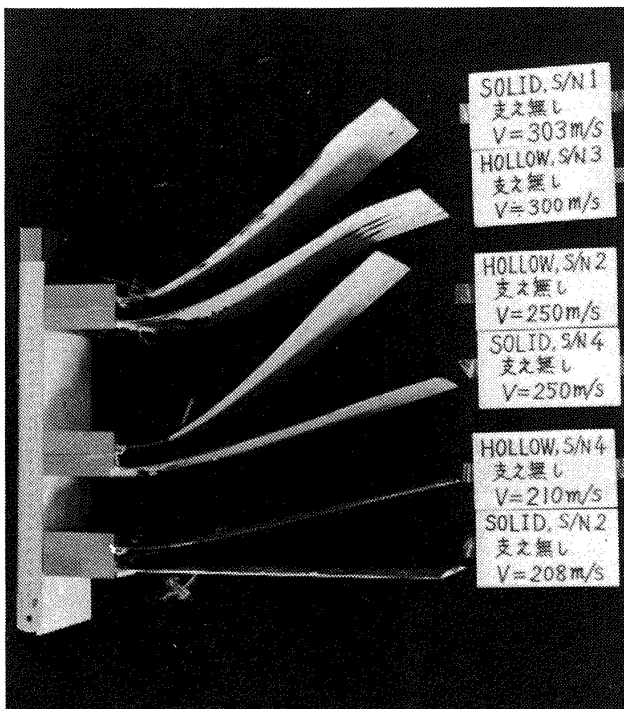


図 14. 変断面翼模型の破損状況その 2

= 250 m/s のときには、塗料の剥離はなかった(図 14)。上述のように  $V = 300$  m/s における中空翼の衝突部周辺の局部変形は、衝突エネルギーをより多く吸収したことを示し、そのためにルート部周辺の曲げ変形が比較的小さくなったものと考えられる。この中空翼を除く 5 枚の変形の相違は中空翼と中実翼の剛性の違い、投射物の投射速度の影響がよく現われている。

図 16 は背面支持金具を設けた場合の中空翼の損

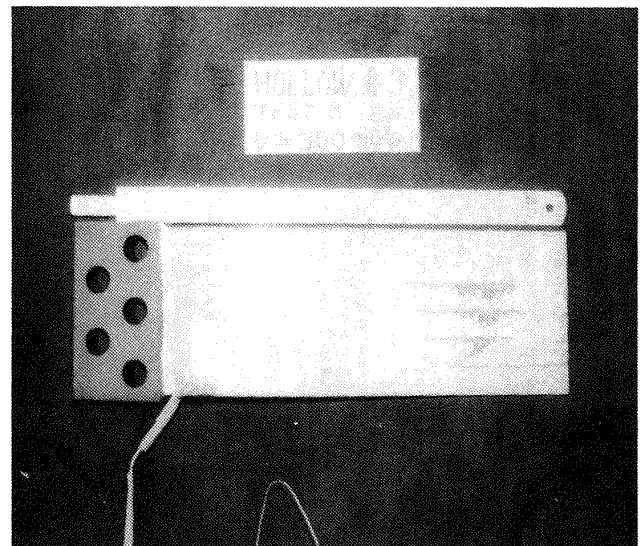
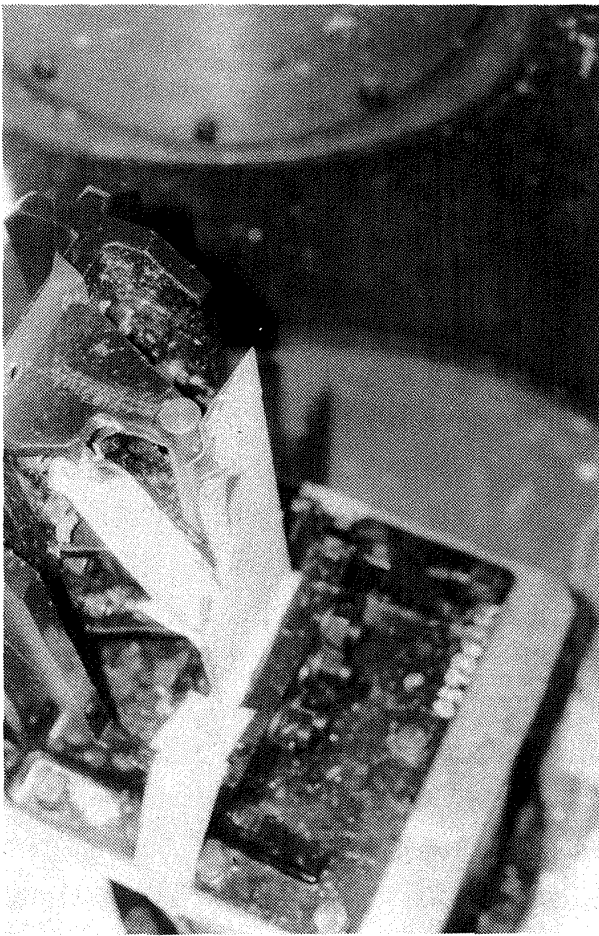
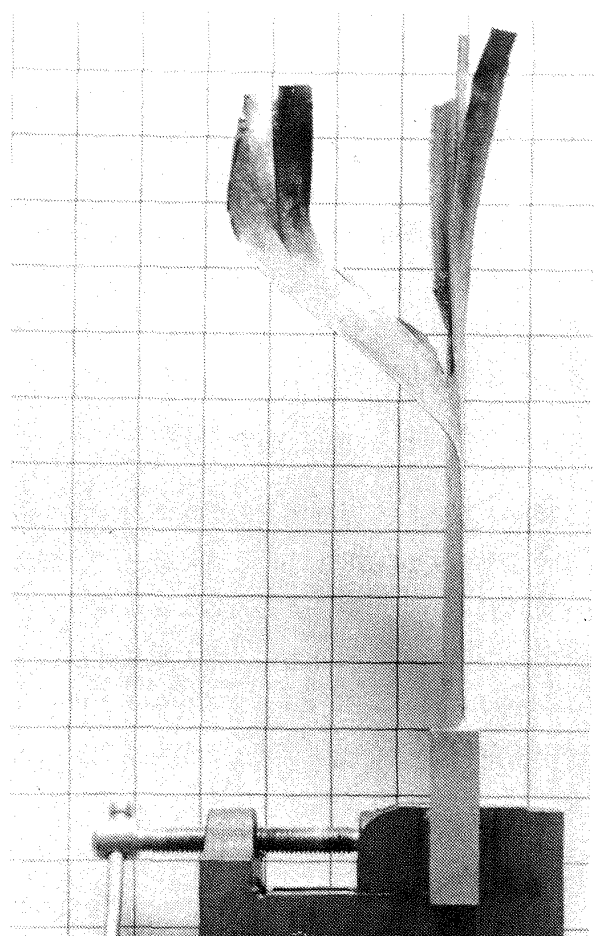


図 15. 変断面翼模型中空翼の破損状況その 3

傷状況を示したものである。このときのゼラチン投射速度は  $V = 322$  m/s である。図 16 の(1)は槽の中に支持した状態での衝撃後における損傷状況を上方から見た写真であり、(2)は装置から取外して前縁側から見た写真である。背面支持金具は(1)の写真にみられるように、翼の先端まで翼弦中央部に沿って立っている。翼模型の損傷は、背面支持金具より前縁側の補強リブに沿った中空部のせん断破断である。この厳しい破損でも接合部が剥離した形跡は認められない。中実翼は、背面支持金具で支えた場合、中空翼のときと同じゼラチン投射速度  $V = 326$  m/s でも何ら損傷を生じなかった。前 4 節で述べたように、



(1)



(2)

図 16. 変断面翼模型（中空翼）の破損状況その 4（背面支持金具あり）

平板についての投射物の貫通を予測するダメージファクターは、背面支持金具がある場合の投射条件では、板厚 1mm でも、 $D = 0.83$  であり、投射物が板を貫通しないと思われる。従って図 16 に示した衝撃破損は背面支持金具の支えによる集中せん断力によるものである。ファンロータの遠心力場では、このような集中せん断力は作用しない。

本衝撃試験を要約すれば次のとおりである。

(1) 試験装置は、鳥を模擬した投射物を 300m/s 程度の速度で射出し、目標にした位置に投射衝撃でき、供試ブレードを回転することなく実機ブレードの異物吸入による損傷（対 F.O.D.）試験を模擬した基礎的衝撃試験が可能である。

(2) 推力 5 ton クラスのターボファンエンジンで、シュラウドのないファンブレード模型について、拡散接合による内部補強リブ形式中空翼と、これと同じ外形寸法の中実翼との衝撃損傷の程度は、ほぼ剛

性の違いと投射物の投射速度によって決まる。同じ投射速度で、中空翼の衝撃領域の局部的変形が大きくなる場合には、それに多くの衝撃エネルギーが消費され全体的変形が少なくなる。

(3) ファンロータの回転に伴う遠心力による影響を模擬する試みとしての背面支持金具がある場合の衝撃試験では、中空翼が集中せん断力に弱いことがわかった。これは支えなしの試験で中空翼が衝撃領域に局部的変形を生じ易いことと併せて、実機ファンブレードの対 F.O.D. では、ブレードが曲げモーメントの大きいルート部よりも、衝突によるせん断力で衝突位置から破断し易いことを示しているようである。このような場合には、破片の飛散するエネルギーが小さいため、破片のエンジン外部への突き抜けを防ぐのにより有利である。

(4) 内部補強リブ形式の拡散接合中空ファンブレードは、上述のせん断破壊の他は、接合部の剥離や、

接合部からの亀裂発生もなく、構造強度的に一体構造物とみなして支障ないといえる。

なお、本試験では、ファンブレードのF.O.D.に伴う衝撃の強さや応力、振動の様子等については十分な資料が得られなかった。しかし実機ブレードにみられるような衝撃損傷を生じる試験が我が国でも可能になったことは大きな成果であり、以後の研究の進展につれて、より有効な対F.O.D.の資料が得られるものと考えられる。

## 6. あとがき

航空機が一般的な交通機関として重要な役割を占めるようになってから久しい。これに伴って、騒音や排気ガス等の公害対策、さらに省エネルギー時代の到来とともに、より低公害化、推力重量比の向上の努力が続けられている。ファンブレードの中間シュラウドを除去することは、ファンの性能向上に大きな効果があり、併せて軽量化にもつながる。シュラウド除去の補強策として、より剛性の大きいワイドコードブレードが考えられるが、これに伴うブレードの重量増は第2節で述べた通りである。しかしワイドコード化によってブレードの剛性が格段に大きくなり、中空構造でも十分な強度や剛性が得られる。中空構造ファンブレードでは、異物衝突によって衝突部でのせん断損傷が考えられるが、このためにブレードが折損して飛び出した場合、軽量であること、破片が小さくなり易いことからケーシングを傷める程度が軽くなり、ブレードコンティメント（飛び出し防止）も容易で、むしろ安全性が高くなると期待されている。<sup>1)</sup>

本研究でとりあげた内部補強リブ形式の拡散接合中空ファンブレードは、ハニカムや波板のサンドイッチ構造に比べて構造が簡単であるため、構造強度解析が容易であり、的確な位置に一体構造のリブ成形ができる。また拡散接合加工と超塑性加工を併用することで、薄板の積層により、補強リブや変断面翼厚、翼形状等の成形が考えられ、チタニウム合金の加工しにくい機械切削工程を少なくすることも可能であろう。

筆者らの一連の研究で設計製作した1期、2期の翼模型は各々2通り、3期翼模型は1通り計5通り

の製作ロットである。いずれも薄板を用いた薄くて長い中空構造物であり、高温での接合加工や超塑性加工であったにもかかわらず、不具合接合や補強リブがあることによる翼面の凹凸もなく、同一材質の一体構造物が製作でき、形状寸法も十分満足され、構造強度的にも不具合はない。要約すれば、本研究の成果は、この種中空翼の課題である接合加工等の信頼性の確認と、接合部を含む翼部の強度が一部評価できたことである。これらのことは、大勢を占めると予想される将来型ワイドコードファンブレードの研究開発に有益な資料になると考えている。

なお、この種中空ファンブレードの実用化にはさらに多くの課題がある。このうち、実機ブレードとして重要なねじれを付与することは、先の1期翼模型を用い、接合加工のあと、超塑性加工によって、長さ10mm当り $1.4^\circ$ のねじれが精度よく成形でき、しかも翼表面の局部的変形や接合部の不具合もないことが確認されている。

チタニウム合金の拡散接合から、中空ファンブレードの理論的ならびに実験的構造強度の解析、実機ブレードに近い形状寸法の強度試験用翼模型の試作と、ファンブレードの衝撃強度に関する基礎研究までの一連の本研究について、法政大学工学部塩入淳平教授、日本工業大学機械工学科松木正勝教授（元原動機部長）、鳥崎忠雄原動機部長その他多くの方々の御指導と御協力を戴いた。翼模型は石川島播磨重工業株式会社と三菱重工業株式会社に依頼して製作されたものである。衝撃試験は石川島播磨重工業株式会社瑞穂工場研究部の協力によって行われた。終りに臨みこれらの方々に篤く感謝の意を表します。

## 参 考 文 献

- 1) 五十嵐 栄一；軸流圧縮機翼の製造技術，ガスタービン学会誌 Vol 12, No.45, Jun.1984, P.12,
- 2) 航空機用ジェットエンジンの研究開発（第1期成果報告）；原動機部，航技研報告NAL-TR-482（1977,1月）。
- 3) 航空機用ジェットエンジンの研究開発（第2期成果報告）；原動機部，航技研報告NAL-TR-741（1982,10月）。

- 4) 藤井 昭一・西脇 英夫・五味 光男・菅原 昇・武田 克己；フロントファンの研究；航技研報告NAL-TR-267(1972,1月)。
- 5) 小河 昭紀・祖父江 靖・磯部 俊夫；中空翼の構造解析；航技研報告NAL-TR-533(1978,5月)。
- 6) 池田 為治・祖父江 靖・藤沢 良昭・宮地 敏雄；拡散接合ファン中空翼の構造と強度および接合に関する実験的研究；航技研資料NAL-TM-360(1978,8月)。
- 7) 藤沢 良昭・池田 為治・祖父江 靖・宮地 敏雄・小河 昭紀；拡散接合構造ファン中空翼の強度試験；航技研報告NAL-TR-585(1979,9月)。
- 8) 祖父江 靖・池田 為治・藤沢 良昭・宮地 敏雄；ファン中空翼の強度に関する実験的研究；航技研報告NAL-TR-618(1980,7月)。
- 9) FUJII, S. : Some studies of front fans with and without snubbers, ASME, Paper 72-GT-4 (1972)
- 10) John Cundy ; Saving fuel with the wide-chord fan, The Rolls-Royce Magazine, Number 17, June 1983, pp.13-17
- 11) 航空局検査課；耐空性審査要領Ⅶ5-13-6 , 項目5-13(異物の吸込み) , 鳳文書林
- 12) 森田 光男・佐々木 誠・高沢 金吾・鳥崎 忠雄；低騒音STOL実験機の推進システムについて；航空宇宙学会誌Vol 32-371号(1984,12月) p.734.
- 13) 松木 正勝；FJR710エンジンの研究開発(第2期計画)；航空宇宙学会誌Vol 33-372(1985,1月), pp.12-19.
- 14) Cernch, L.・Kaehler, B ; AIAA Paper 79-1119(1979,6月)。
- 15) 今井 兼一郎；新しいジェットエンジン；航空宇宙学会誌Vol 31-352(1983,5月), pp.242-252.
- 16) James S. Wilbeck ; Impact Behavior of Low Strength Projectiles, AFML-TR-77-134 (31 May 1977)

---

## 航空宇宙技術研究所報告 879号

昭和60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東町7丁目44番地1  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社三興印刷  
東京都新宿区信濃町12三河ビル

---

