

(昭和 46 年 5 月日本造船学会春季講演会において講演)

推進器翼の強度に関する一研究

正員 池ノ内昌弘* 正員 岸本宏次*
正員 田中昇*

A Study on the Strength of Marine Propeller Blade

by Masahiro Ikenouchi, *Member* Koji Kishimoto, *Member*
Noboru Tanaka, *Member*

Summary

Three dimensional photo-elastic analysis of the marine propeller blade was carried out to clarify the stress characteristics of the blade subjected to hydrodynamical forces.

Stress distributions in the blade obtained from photo-elastic method were discussed comparing with the calculated ones by Taylor's method¹⁾ and Shoenherr's method²⁾. Tension stress patterns on the face side in the cross sections showed considerably different features from calculated ones, while compression stresses on the back side nearly agreed with calculated ones.

The maximum stress on the face side in cross sections was observed in the vicinity of the nearly half point of the blade width. These features are not always completely explained from the influence of inclined neutral axis in bending, which is confirmed also in our photo-elastic observations, and the influence of propeller pitch on the stress patterns was not outstanding in this range of the pitch ratio 0.652~1.078.

1 緒 言

船用推進器翼の応力計算法として、従来 Taylor の方法¹⁾が多く用いられている他、Schönherr の方法²⁾や鬼頭の方法³⁾などがあるが、いずれも翼に作用する流体力の分布を適当した形に仮定し、その作用下における応力を求める際に翼を変断面形状の梁として扱っている。

翼応力の推定には、極めて複雑な流体作用による外力の推定の問題と、翼の弾性的な取り扱い上の問題とが考えられる。後者に属する問題点として、従来既に一部指摘されている点も含めて下記の事項が挙げられるであろう。

- (1) 翼を梁として扱う従来の計算法における、横曲げモーメント、縦曲げモーメントに対する断面曲げの中立軸の問題。
- (2) 翼折損事故の立場から問題となる翼根部載面での前進面側引張応力の性状⁴⁾。
- (3) 全体的に板形状に近いプロペラ翼を梁として扱うことの近似度及びその問題点。
- (4) 初期振りを有する梁又は板として見た場合の、初期振り（ピッチ）が応力性状に及ぼす影響。

ここでは、これらの翼の弾性的な取り扱い方法を再検討する目的で、プロペラ翼の応力状態を詳細に吟味できる方法として、回転凍結法による光弾性実験を行い、油中で回転するプロペラモデルの翼に応力を凍結させ、上記の幾つかの問題点を調べてみた。更にこれらの結果を、従来行われているプロペラ応力計算式による計算と比較検討し、幾つかの知見を得ることができたので報告する。従つて、プロペラ翼が実船で作動中に受ける外力の問題^{5,6)}はここではとり上げていない他、遠心力の影響は特に対象としていない。

なお、上記問題点のうち(4)項は、貨物船の高速化に伴い再検討の必要があると考えて、併せて本研究の一部に含めて行つたものである。

* 三井造船(株)玉野研究所

2 回転凍結光弾性法によるプロペラ翼の応力解析

回転によつて流体力を受ける翼に発生する応力の3次元光弾性解析は、従来応力凍結法により、ポンプインペラなどについて行なわれており⁷⁾、この方法は歪ゲージの適用が困難な物体や物体内部の応力状態を明らかにすることができるので、推進器翼の応力を解析する方法として有効であると考えられる。

光弾性材料で製作したプロペラ模型を材料の二次転移点以上(130℃)に加熱し、回転により流体力を負荷しつつ徐冷して変形を凍結後、解析すべき位置で模型をスライス状に切断して二次元的に応力縞を観察し、模型全体の応力状態を明らかにした。

2.1 光弾性実験

2.1.1 模型プロペラ

実験に供した模型プロペラは、高速貨物船用として稼動中の実用プロペラの1/20模型であり、模型製作の容易なる3翼プロペラ(実物は5翼)とし、ピッチを異にする2個のモデルを製作した。その要目は第1表に示す通りで、翼形状は図1に翼断面係数を図2に示した。

表1 プロペラの主要目

要 目	記 号	M. P. 1	M. P. 2	S. P. 1
直 径	D	310 mm	310 mm	6200 mm
ピ ッ チ	H	334.2	202.1	6634
ピ ッ チ 比	H/D	1.078	0.652	1.07
展開面積比	a_e	0.388	0.388	0.647
ボ ス 比	B/D	0.20	0.20	0.198
最大翼幅比	l_{max}/D	0.300	0.300	0.300
翼 厚 比	t_0/D	0.0548	0.0548	0.0548
レ ー キ 角		12.3°	11.0°	10°
翼 数		3	3	5

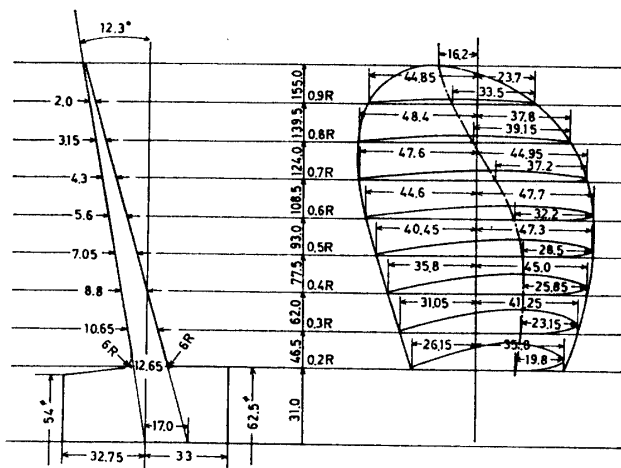


図1 模型プロペラの形状

てえられたモデルを写真1に示す。翼面にはピッチ線及びこれに直交する半径線を記入した。

2.1.2 実験装置

模型プロペラの応力による複屈折を定常な負荷条件下で凍結させるために、写真2に示すような縦型循環式応力凍結炉を製作した。これは流れを安定させるために縦型としたもので、流体の温度は室温から150℃まで調節できるようにした。模型プロペラの回転によつて作動流体を強制循環させた。流路中に過熱蒸気或は冷却水を供給する銅管を配置し、これらと補助電熱器によつて温度調節を行なつた。流体を他のプロペラで循環させることは、外乱を招くので、攪拌は模型プロペラの後流だけによつた。回転数は電磁ピックアップの出力をカウンターに表示して監視し、主要部の温度はクロメルアルメル熱電対を用いてペン記録計で記録し、チェックした。測定

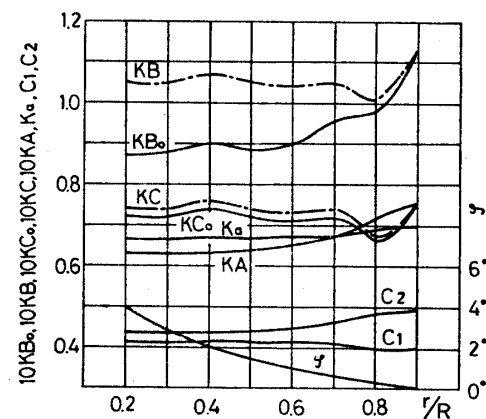
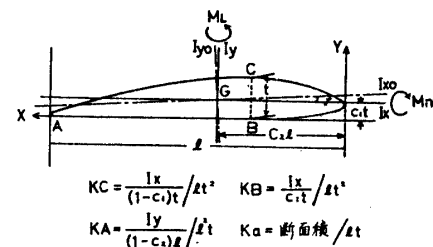


図2 翼断面係数

模型の製作方法は、まず一翼分の石膏型を製作して原型とし、次にシリコンゴムで型取りして鋳型とし、これにエポキシ樹脂(アラルダイトB, ハードナー 901)を鋳込んで一翼を製作した。同様に製作した3翼を接着し、最終的に翼厚をペーパー仕上げにより修正して完成した。かくし

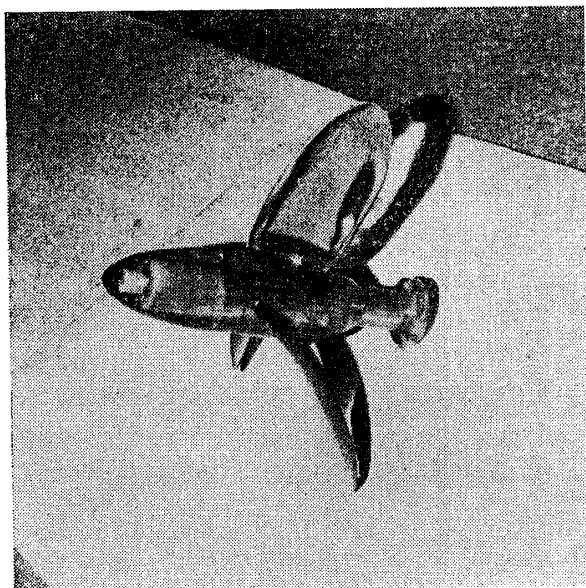


写真 1 模型プロペラ

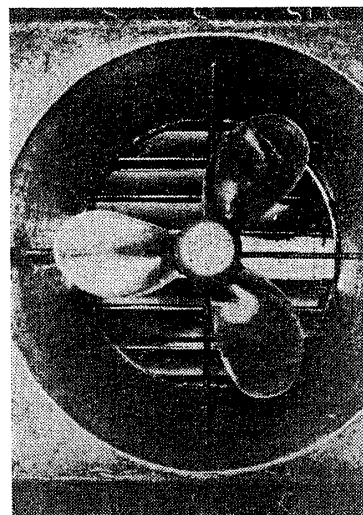


写真 3 模型プロペラ取り付け図

位置は模型プロペラのボス内、プロペラ軸支柱内及び蒸気管近傍とした。写真 3 に模型プロペラの取り付け状態を示した。

2.1.3 実験条件

模型プロペラの作動条件を次のように設定した。

(1) 温度

最高加熱温度は光弾性材料の二次転移点を越えた 130°C とした。冷却速度は模型ボス内と流体との温度差が 3°C を越えないような速度となるように調節した。

(2) 作動流体

作動流体の選定は温度と粘性条件を勘案して行なつた。温度が 100°C 以上でも相変化がなく、且 Re 数をできるだけ大きくとる目的から、粘性係数の小さい流体が望ましい。これに適したものとして、不燃性作動油の日石ハイランドオイル No. 70 (130°C で粘度 2.75 c. st , 比重 0.798) を使用した。

(3) 回転速度

模型プロペラの回転速度は、翼の変形が大きくなりえない範囲で且十分な繰り回数が出るように 80 rpm とした。回転数の設定に際して考慮すべき条件としては、モデルと実物との相似性を規定する Re 数及び前進率の問題がある。これらについては 2.1.5 に詳述する。

2.1.4 模型プロペラの応力測定方法

まず模型プロペラをスライスに切断する方法及び繰り回数の読取り方について述べる。凍結サイクルを終えた模型プロペラからいろいろな位置でまず半径方向スライス I (図 3) を約 3 mm 厚さで前進面にはほぼ垂直

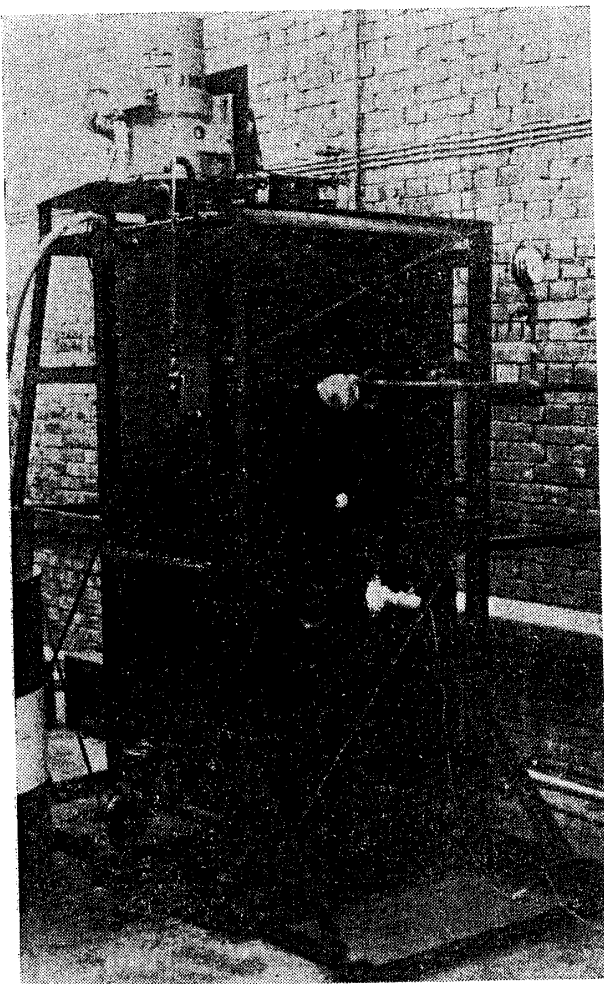


写真 2 実験装置外観図

に切り出して、半径方向応力 (σ_r) の測定を行なつた。ここで前進面ピッチ線に対してできるだけ垂直に切断するため、図の如く 3 分割した。同時に円周方向に沿つて厚さ約 3 mm の翼断面スライス II を切り出し、円周方向応力 (σ_θ) を測定した。

次に翼面上の主応力方向を把握する目的で前進面及び後進面からスライスを切り出し、それぞれの表面におけ

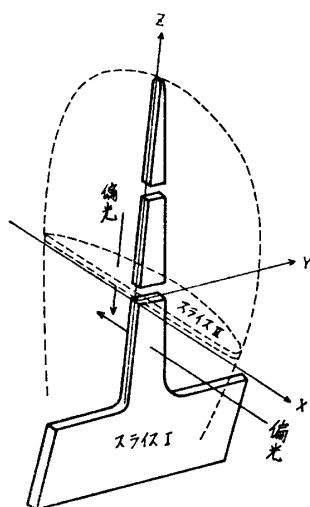


図3 スライス切出し位置

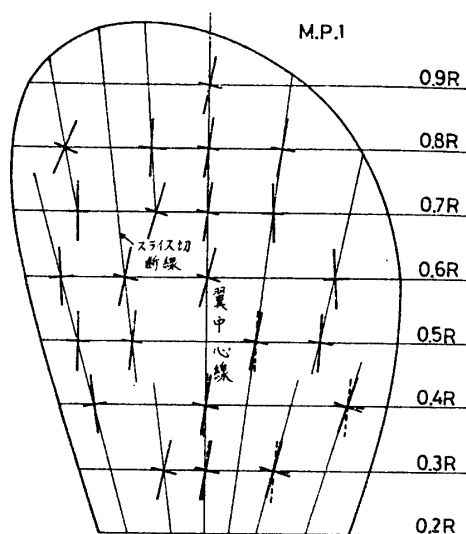


図4 主応力方向

る主応力の方向をチェックした。その結果を図4に示す。ここで実線は前進面、破線は後進面の主応力方向を示し M. P. 1, M. P. 2, 共ほぼ同方向であった。

スライスIでえられる半径方向応力 σ_r は主応力方向と必ずしも一致してはいないが、ほぼ主応力の大きさに近いと考えられるので、以下半径方向応力について取扱つてよいと考えた。

2.1.5 実験方法の検討

以上述べた実験方法について、その意義をより正確に理解しておくため、いくつかの問題点について検討した結果を以下に記す。

(1) 模型と実機との相似性

模型実験と実機作動状態との相似性の点から、Reynolds 数を合わせておくことが望ましい。実物プロペラの場合 Re 数 ND^2/ν の値は約 10^8 であり、これが 5×10^5 以上であれば流体力学的な相似性が成立するとされている。従つて模型プロペラの実験時に Re 数を 5×10^5 以上にとる条件から、必要な回転速度を求めると

$$D=310 \text{ mm}, \quad \nu=0.03 \text{ cm}^2/\text{s}, \quad Re \geq 5 \times 10^5$$

として $N \geq 1000 \text{ rpm}$ となる。一方光弾性材料(エポキシ樹脂)の高温強度から、許容回転速度が制限される。この点について、予備実験を行なつた結果、モデルの変形を無視できる程度に抑え、且精度上充分な繰り数をうるためには、 80 rpm 程度が適当であることがわかつた。従つて前記の相似条件を満足させることは困難であつたが、その具体的な影響については、モデル実験時に同時に実測したスラストの値が、推定された単独性能曲線によく一致し、 Re 数の影響が比較的小さいことを確認している。

(2) 実測応力の実機への換算方法

模型実験でえた翼応力値を実機状態での応力値へ換算する方法については次のように考えられる。

まず任意の翼断面に働く横曲げモーメントは、Taylor 法によれば次式で与えられる。

$$M_n = \frac{71620}{1-c^2} \frac{\pi x}{\sqrt{h^2 + \pi^2 x^2}} \left\{ \frac{3.29}{\pi h_0} \frac{\eta_0}{1-s} (2+x)(1-x)^2 + \frac{h}{\pi x} (1-x)^2 \right\} \frac{P}{ZN} \quad (1)$$

但し $x=r/R$, c =ボス比, h =ピッチ比, h_0 =平均ピッチ比, η_0 =単独効率, s =スリップ比, P =伝達馬力, Z =翼数, N =毎分回転数

これを次式のように表示した場合の係数 A, B, C はモデルと実機との幾何学的相似性により同一値となる。

$$M_n = A \left\{ B \frac{\eta_0}{1-s} + C \right\} \frac{P}{ZN} \quad (2)$$

次にピッチ比が共通な本実験では、 $\eta_0/(1-s)$ はプロペラの作動条件によつてあまり大きく変化しない値である。従つて実機と模型との曲げモーメント比は

$$\frac{M_{ns}}{M_{nm}} = \frac{P_s \cdot Z_m \cdot N_m}{P_m \cdot Z_s \cdot N_s} \quad (3)$$

となり、従つて応力比は

$$\frac{\sigma_s}{\sigma_m} = \frac{P_s \cdot Z_m \cdot N_m \cdot D_m^3}{P_m \cdot Z_s \cdot N_s \cdot D_s^3} \quad (4)$$

となつて、モデルによる応力を実機の状態に換算できる。ここで suffix m, s はそれぞれ模型と実機の値を意味する。

(3) 遠心力の影響

遠心力によつて模型プロペラに発生する応力は、回転速度と材質から考えて流体力による応力に比して充分小さいことが予想される。回転速度と重量分布から計算すると 0.1~1% 程度である。従つて本実験では純粋に流体力のみによる応力を取扱つていゝと考えてよい。

2.1.6 スラストの実測

模型プロペラに生じるスラストは絶対値が小さく、通常の方法では計測できないので、予めプロペラ軸部に切欠きを設けておき、これに生じた集中応力を光弾性稿から測定した。一方これと相似な切欠引張試験片で同様にして静的に集中応力を調べたものと対比してスラストを求めた。その結果、図5に示すように単独性能曲線より計算した値と非常によく一致しており、 Re 数の相違の影響がかなり小さいものと考えられる。なおトルクは計測がより困難であるため計測していない。

2.2 応力実測結果とその解析

以上、回転による流体力歪を凍結させる3次元光弾性手法を用いてプロペラ翼の応力を求める方法について述べた。このようにして得られた各目的ごとのスライスのフリンジパターン(写真4)からプロペラの翼長方向応力分布、翼載面内応力分布を詳細に求めた外、特に翼面曲げに対する中立軸の検討及び翼応力に及ぼすピッチの大小の影響等を検討した。

2.2.1 翼長方向応力の分布状態

翼長方向応力の分布として、各翼載面の前進面及び後進面における最大応力の翼長方向分布をピッチの異なる2翼について図6に示した。ここで従来の設計基準にとられている(図7 P点)の応力についても比較のために併せて示した。また、最大応力発生位置についてプロペラ翼の最大翼厚線及び重心線と対比しながら図8に示した。これらの結果からまず、後進面側の最大応力発生位置は、従来の設計基準である最大翼厚線よりやや重心寄りにあることが認められるが、応力値そのものの両者間の差異は図6に示すように翼先端より翼根に向うに従い大きくなつており、これは最大応力発生位置が翼根部に向うに従い、最大翼厚線からのずれが増大する傾向とほぼ一致している。このことは、翼先端部に比して翼根部断面程設計基準点としてのP点が実際の最大応力発生位置と

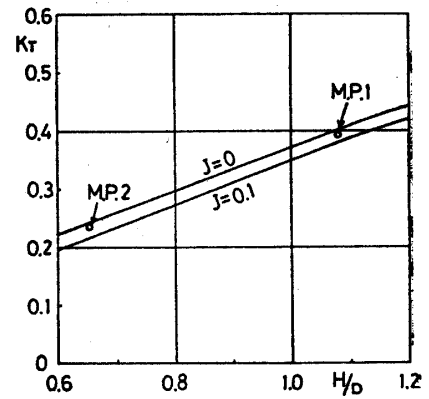


図5 スラスト実測値

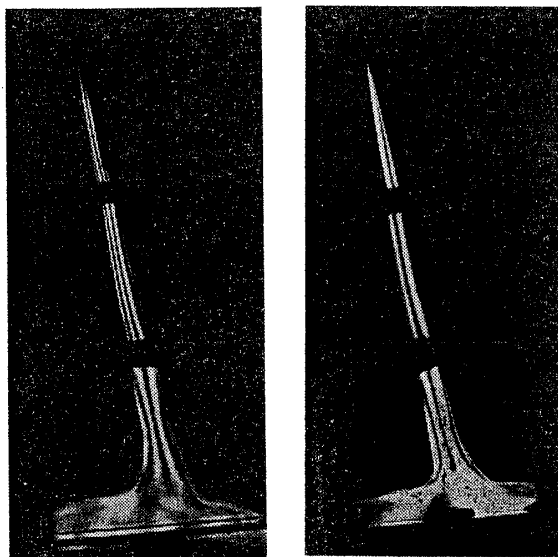


写真4 フリンジパターン

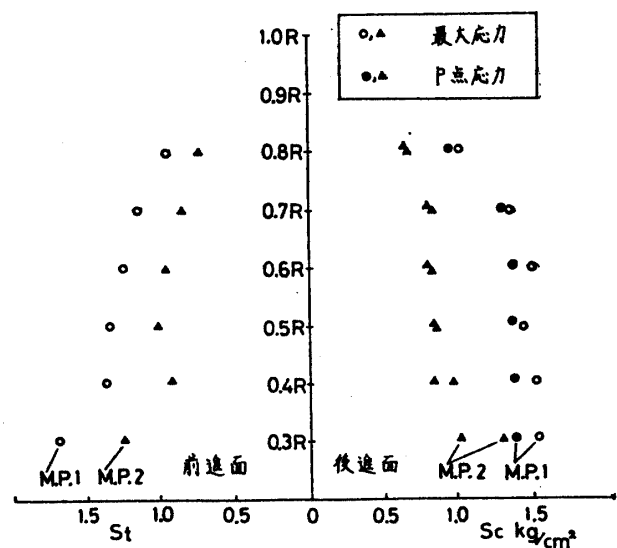


図6 最大応力分布

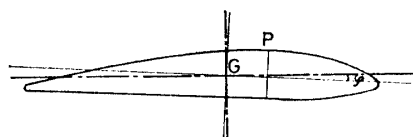


図7 翼断面

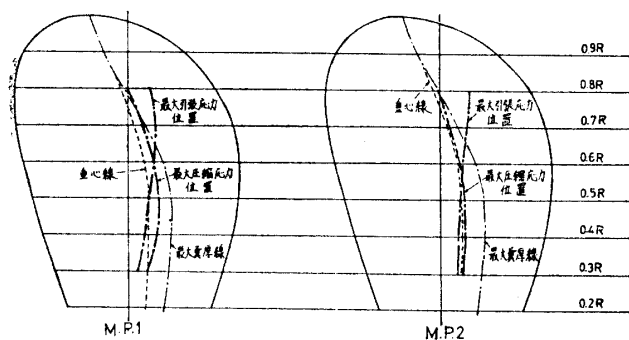


図8 最大応力発生位置

次に $0.3R$, $0.4R$, $0.5R$ の各断面における応力分布について、まず特筆すべき点は前進面側の引張応力がいづれも翼幅中央付近でピークを持つ分布を示していることで、この前進面側応力分布については、従来の Taylor 法などで算出される分布とかなり異なること、また、従来より指摘されているように船用プロペラ翼の折損事故がほぼこの前進面側ピーク位置で生じている実績⁴⁾ などとよく対応していると考えられる。この引張応力のピークは、 $0.4R$, $0.5R$ 断面に比して、 $0.3R$ 断面で極めて顕著であり、定性的には翼根部に近い断面がボス部から受ける歪拘束に由来している外、上述の中立軸傾斜の影響、翼の梁性状からのずれ、換言すれば板性状の影響などが含まれていると推定される。これに対して後進面側応力の分布状態は従来の計算法で推定される傾向とほぼ一致しているが、これらの具体的な比較については3章に詳述する。

2.2.3 曲げの中立軸について

従来、一部指摘されてきた⁸⁾ 曲げの中立軸の問題について、特に検討を加えてみることにした。

$0.3R$, $0.4R$, $0.5R$ の各断面について、横曲げ応力と縦曲げ応力が重じようした結果、合計応力が

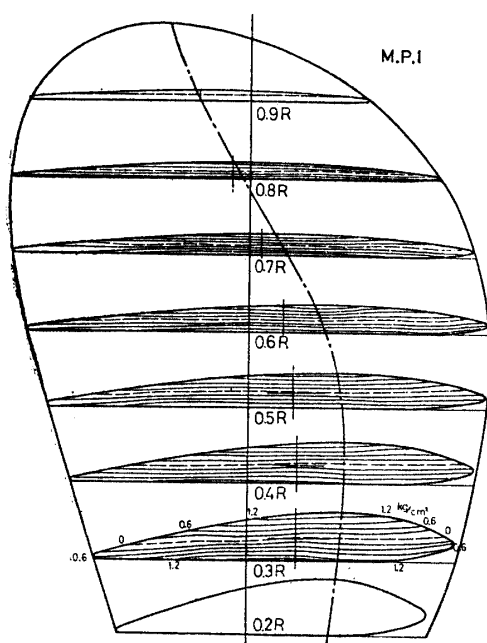


図9 翼断面内等応力線

食い違う度合の大きいことを示している。本結果では、例えば $0.3R$ 断面でこの差異は $10\sim 30\%$ 程度であつた。なお翼長方向の最大応力は前進面、後進面共 $0.25\sim 0.3R$ 付近に生じ、その大きさは両者でほとんど差がない。

2.2.2 翼断面における応力分布

各翼断面毎に等応力線を描いて図9に示した。又、 $0.3R$, $0.4R$, $0.5R$ の各断面に対して、前進面、後進面上の応力分布を図10に示した。

等応力線の分布状態から各翼断面に対して横曲げ成分が極めて強いことが推定される他、応力零の等高線が重心を通る前進面に平行な線（従来の応力計算で横曲げに対する中立軸）に対して若干の傾斜を示していることが判るが、この点の詳細な検討は次節で述べる。

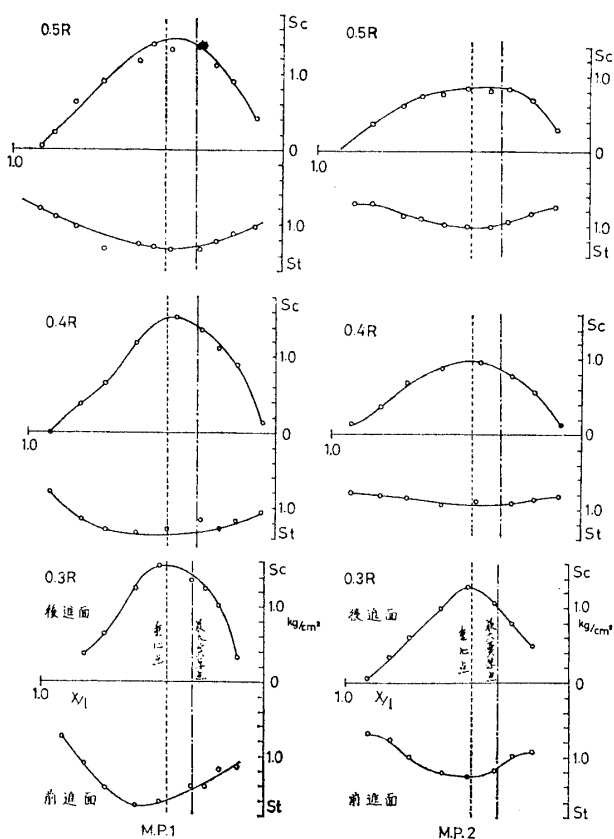


図10 翼面応力分布

零のラインを実験と計算 (Schönherr 法による) の両者について比較して図 11 に示した。これによると、重心を通り前進面に平行な通常の横曲げに対する中立軸に対して、縦曲げ応力の影響を受けた応力零の線は計算上では僅かに右下りになるが、実験上得られた同様の線は、顕著に右上りの傾向を示しており、純横曲げに対する真の中立軸が前進面に平行な中立軸に対して明かに右上りに傾斜していることが推定される。同図及び 2.2.2 で指摘したように、今の場合縦曲げ応力成分が極めて小さく、この影響を省略すれば、前進面に平行な中立軸に対して、真の中立軸が図示の程度の傾斜を有することが判る。

2.2.4 翼応力状態に及ぼすピッチの影響

翼応力状態に及ぼすピッチの影響を、翼長方向分布、翼載面内での分布、中立軸の分布などについて調べた結果、ピッチの増大に伴うスラストの増大によつて全般に応力レベルが上昇すると云う自明の傾向以外に、特にプロペラ翼の初期ねじり (ピッチ) に基づく応力分布形状、中立軸性状等の顕著な変化はこのピッチ範囲では認められなかった。一方、理論上では、従来初期ねじりを有する梁の曲げ問題を例えば清家⁹⁾ が、又、平板の問題を薄肉シェルとして Maunder と Reissner¹⁰⁾ が扱っている。(図 12)

これらの理論によると sheet bending moment 成分 (縦曲げモーメントに対応する) に対して初期ねじりの影響が強く、plate bending moment 成分 (横曲げモーメントに対応する) に対してほとんどないことが指摘されており、こうした定性的性質はプロペラ翼の場合にも存在し得ると推定される。sheet bending moment 成分に及ぼす初期ねじりの具体的影響としては、任意の x に対する $y-z$ 断面内に於ける最大応力は、ねじりが大きい程その発生位置が両端から内部へ移る点にある。これを具体的に示すために、ここで対象としたプロペラ翼の $0.7R$ における代表ピッチを有する均一断面梁および平板として上述の理論を用いてその影響を計算した結果を図 13 に示した。しかし、これらはいずれも実際のプロペラ翼のように一端が固定された条件になく、計算の成立する範囲として、ねじれ率および厚さ幅比が小さいことが前提となつているなどから定量的に論ずる基礎にはなり難い。

3 従来の諸計算式による結果との比較

前章で、回転凍結光弾性実験から得られたプロペラ翼の応力状態について考察し、更に曲げの中立軸や応力状態に及ぼすピッチの影響等について吟味した結果、従来の計算方法における前提には以前から一部指摘されていた幾つかの問題点が存在することが判り、これらについて或る程度具体的な考察を進めることができた。そこで本章では、これらの問題点が最終的な応力分布状態に及ぼす影響を更に

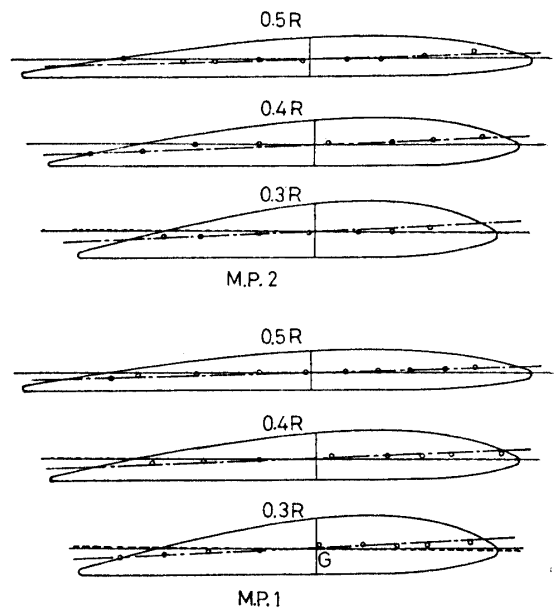


図 11 応力零点

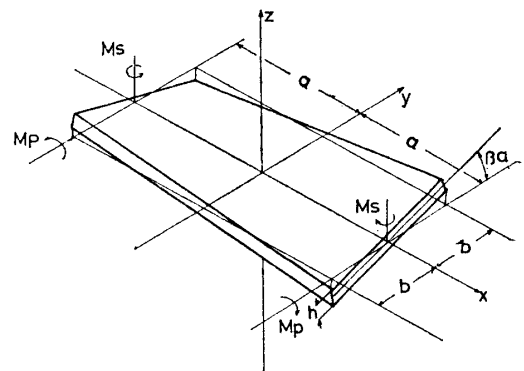


図 12 初期ねじれを有する平板

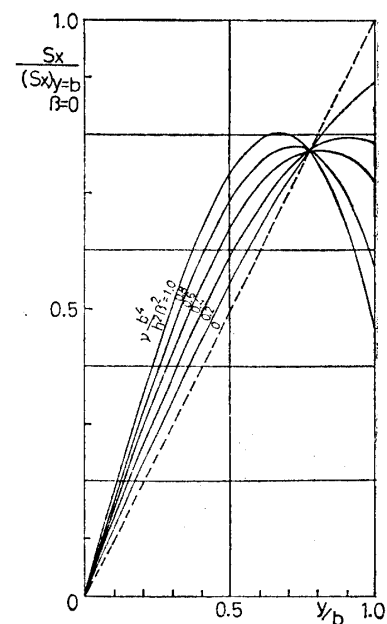


図 13 Sheet Stress における初期ねじれの影響

表 2 プロペラの作動条件

	M. P. 1	S. P. 1
直 径 D	310 mm	6200 mm
翼 数 Z	3	5
回 転 数 N	80 rpm	114 rpm
ス ラ ス ト T	528 g	110 ton
ス リ ッ プ 比 s	0.969	0.238
単 独 効 率 η_0	0.0345	0.705
伝 達 馬 力 P	$2.78 \times 10^{-3} Ps$	20700 Ps

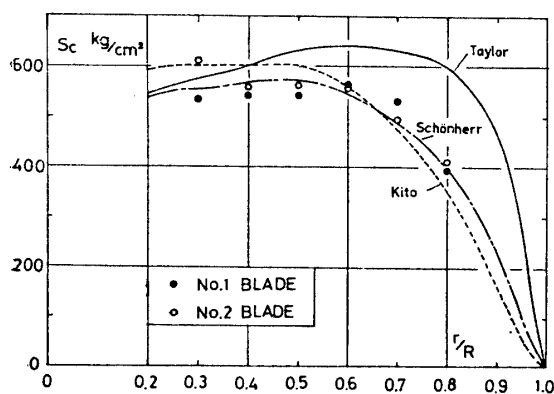


図 14 実機への応力換算値

持つていないことが注目される。これを換言すれば、後進面応力に対して従来の計算方法は若干の余裕をもっているようであるが、前進面応力については必ずしもそうとは云えず、殊に $0.3R$ 等の翼根部断面では従来の計算値が危険側に来る場合のあることを示している。これらの性状に対して中立軸の傾きの影響などが考えられるが

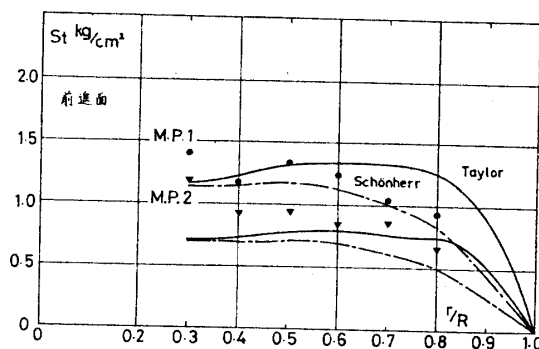
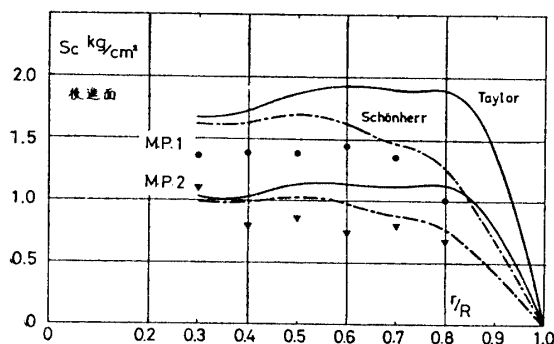


図 15 応力分布の計算式との比較

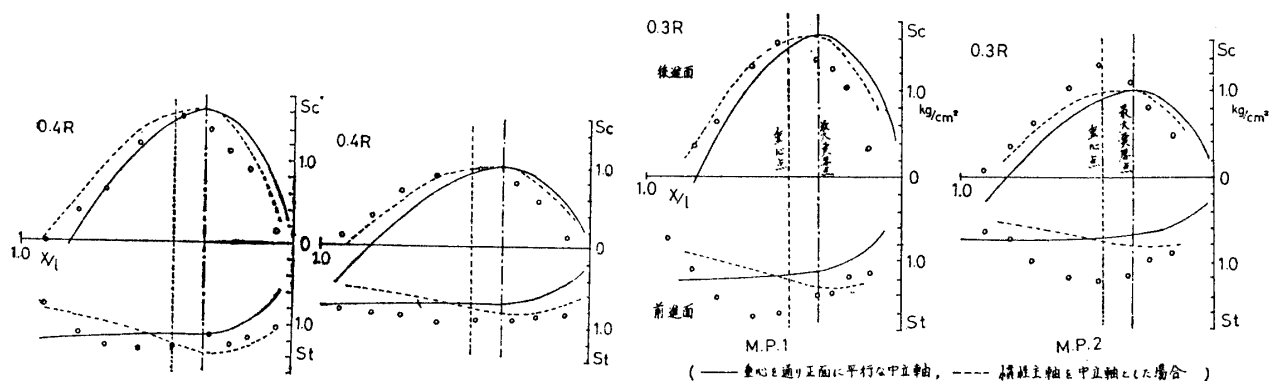


図 16 翼断面の応力の計算値 (Schoenherr) との比較

具体的にはあくするために、従来のプロペラ応力計算法として代表的な Taylor の方法および Schoenherr の方法によつて応力分布を計算した結果を実測のものと比較検討した。

3.1 実測応力の実機への換算

最初に、模型実験で得た翼応力を 2.1.5 で述べた方法に従つて実機状態での応力値へ換算した。表 2 で示した模型プロペラの作動条件と実機の作動条件とを用い (4) 式によつて後進面最大翼厚点 (P 点) の応力値を実機へ換算し、諸計算式による実機状態での計算結果と比較して図 14 に示した。その結果、Schoenherr の方法と、鬼頭の方法により計算した実機の応力値によい一致を示した。以下、諸計算式による応力値との詳細な比較を模型プロペラの実測応力値について行なつた。

3.2 翼長方向応力分布の比較 (最大翼厚部応力)

翼長方向の応力分布について最大翼厚部の応力を、Taylor 法及び Schönher 法により計算の結果図 15 に示した。この結果から、翼長方向応力は Schönher 法による結果と比較的近似している。又後進面側では実測された応力に対して両計算曲線がいずれも大きい側にあるのに対して、前進面側では必ずしもこれと同じ傾向を

その具体的な検討を次に述べる。

3.3 翼断面における応力分布

各翼断面における応力分布状態の実測値を次の2つの中立軸に対する計算値と比較して図16に示した。

- (1) 重心を通り前進面に平行な中立軸と、これに直交する中立軸からなる系。
- (2) 実測された中立軸の傾斜(2.2.3節 図11)を考慮した場合。この傾斜は翼断面の慣性主軸に極めてよく一致している。

計算法は、3.2節で実測値と比較的よく一致したSchönherrの方法を用いた。この結果によると、前節で指摘した通り、後進面側で従来の計算値は比較的よく実測結果と合致するのに対して前進面側応力の分布性状は従来の計算から求められるものとはかなり異なることが一層はつきり認められる。この性状を前記2種の中立軸に対する計算値と比較した結果、後進面側では、応力分布に及ぼす中立軸の傾斜の影響は少ないため2種の計算結果はいずれも実測値と略近似したものとなっているのに対して、前進面側応力は中立軸の傾斜を考慮することによつて実測値に近い分布形状に補正されることが判る。

そして、0.4R断面では、この傾斜補正により前進面側の計算応力値を実測にほぼ近似させることができるが、より翼根元部に近い0.3R断面では、必ずしも中立軸補正だけで応力状態を合致させることはできず、翼の板性状の影響や、これに対するボスからの歪拘束の影響などが存在するものと推定される。中立軸補正のみを考慮すると、既に一部指摘されているように⁸⁾ 計算上、前進面側引張の最大応力発生点は最大翼厚点より僅かに前縁側に存在することが本結果でも認められたが、0.3R断面の実際の最大応力発生点は最大翼厚点よりかなり後縁側にあり、ほぼ翼幅の中央点付近に位置すること、その値は後進面側最大応力値とほぼ同程度であることは一応注目に値すると云えよう。

4 結 言

船用プロペラ翼の強度に関する一研究として、高速貨物船用プロペラのピッチを異にするモデル2種につき、回転凍結光弾性法を用いて、流体力による応力の分布状態を詳細に調査すると共に、これを従来の計算法による結果と比較することによつて、以下に述べるような主要な点が明かになった。

(1) 従来のプロペラ応力の計算法では、最大応力発生位置についても、その値についても、後進面側の応力状態を比較的よく推定し得るようであるが、前進面側応力の性状については必ずしもよくあてはまらない。

(2) 翼根元部(0.3R断面)については、前進面側の最大応力の発生点はほぼ翼幅中央部付近にあり、その値は後進面側の最大応力と同程度である。

(3) プロペラ翼を梁と見做した場合の曲げの中立軸は、従来の計算でとられていた中立軸系に比して、反時計廻りに(図11参照)約3度程度の傾斜を有することが認められ、これは各翼断面の慣性主軸と極めてよく一致している。

(4) 一般に、後進面側応力の分布状態は、従来の計算法に中立軸の傾きを補正したとき、実際の分布状態によく一致し、この補正が有効であることが判る。又前進面側応力についても、概してこの補正の有効であることが判るが、0.3R断面付近の翼根部では、この傾斜補正のみでは未だ不充分であると推定される。

これに対しては、翼の梁としての性質よりも、振り子を有する板としての性状とそれに対するボスよりの歪拘束に由来する要因が大きいと考えられ、今後の一つの問題点であると思われる。

(5) ピッチ比0.652及び1.078の2種のプロペラ・モデルについて応力状態に及ぼすピッチの影響を検討したが、ピッチの大きい場合スラストの増大による応力値の増大があつた他には、特に初期振りの力学的性質に由来すると見られる応力分布上の顕著な差異は、この程度のピッチ範囲では認められなかつた。しかし、初期振り(ピッチ)が極めて大きくなれば、プロペラの縦曲げモーメント成分に基づく応力にその影響が強く出ることが理論上予測される。

今後の問題としては、プロペラ翼の弾性応力問題の中で、梁理論ではつくされない、板としての性質、ボスから受ける歪拘束の問題、初期ねじれ(ピッチ)の曲げにおよぼす影響、などがあり、これらの詳細な解析については、有限要素法による解析が有用であると考えられる。

最後に、本研究に対し、常に適切なご助言を賜つた三井造船技術本部佐伯庄吾博士に対して深甚の謝意を表す

る次第です。

参 考 文 献

- 1) D. W. Taylor : "The Speed and Power of Ships", Washington, D. C. (1910)
 - 2) K. E. Schoenherr : "Recent Development in Propeller Design", Transactions of the Society of Naval Architects and Marine Engineers (1934)
 - 3) 出淵 巽, 鬼頭史城 : 「推進器翼の強度に就て」, 造船協会会報, (1940—12)
 - 4) 久米 宏 : 「プロペラの羽根の折損と強度についての問題点」, 日本船用機関学会誌, Vol. 1, No. 3 (1966—9)
 - 5) 「推進器翼強度の実測に関する研究」日本造船研究協会報告, No. 28 (1959—12)
 - 6) R. Wereldsma : "Stress Measurements on a Propeller Model for a 42,000 D. W. T. Tanker", International Ship building Progress (1965—9)
 - 7) 本堂 実 : 「高速ボイラ給水ポンプ羽根車の光弾性実験」, 日立評論, Vol. 44, No. 12 (1962—12)
 - 8) 堤 文夫, 平尾悠一 : 「MESK 改良形プロペラ羽根断面寸法および断面諸係数」, 日本船用機関学会誌, Vol. 3, No. 5 (1968—9)
 - 9) 清家政一郎 : 「初期ねじれを有するだ円形断面棒の曲げ」, 日本機械学会論文集, Vol. 30, No. 209 (1964—1)
 - 10) L. Maunder, E. Reissner : "Pure Bending of Pretwisted Rectangular Plates", Journal of the Mechanics and Physics of Solid, Vol. 5 (1957)
-