

社団法人  
日本造船研究協会報告

第74号

昭和50年5月

---

大形プロペラ翼強度に関する研究…………… 第126研究部会

Research on the Stress and Strength of Large Sized Propellers  
…………… The 126th Research Committee

---

Report No. 74  
The Shipbuilding Research Association of Japan  
Tokyo, Japan  
May 1975

# **Research on the Stress and Strength of Large Sized Propellers**

## **Outline of the Study**

During the past two years, in order to study the blade stress of a propeller in operation and the fatigue strength of propeller material, full scale measurements on the container ship and various fatigue tests of propeller material have been carried out in this Research Committee.

In following articles, brief notes on the outline of the study and its results of this research work are summarized.

### **1. Propeller Stress Measurements on the Container Ship "HAKONE MARU"**

The fracture of blades, which has been reported recently for high speed ship propellers, shows the phase of fatigue. This fact implies clearly the necessity of studying the actual fluctuating blade stress of high speed ship in operating condition.

A project programme was planned as a link in the research of SR 126 Committee to measure the blade stress of a container ship in her service voyage.

As the first stage of the research, preliminary examinations of the measuring technique were conducted; examinations of the effect of strain gauges on propulsive and cavitation characteristics of the propeller, and the method of strain gauge and lead wire protection against sea-water for a long term measurement. Through many tests, including full scale application tests, a new method of double coating was found, which can endure for one voyage enough, without affecting the propulsive characteristics and the strength of the blade material of the propeller.

Full scale measurements of propeller blade stress were conducted during the 39th voyage of NYK container ship "HAKONE MARU", between Japan and the west coast of the U.S.A. A lot of valuable data of the fluctuating blade stress were obtained successfully. As the test was conducted in the mild season due to the dock and operation schedule of the ship, almost all the data show the fundamental component of the fluctuating blade stress due to the nonuniform ship wake. But fortunately, the ship met with the rather rough sea condition just before the arrival to Tokyo, the blade stress fluctuation due to ship motion were also obtained.

From the analysis of the data obtained in this full scale measurements, following concluding remarks are obtained.

- (1) Mean principal stress at the root of the propeller blade of HAKONE MARU was about  $5.5 \text{ kg/mm}^2$  at the normal output of the engine. This value is very close to the stress estimated at the design stage for the propeller made of nickel aluminum bronze.
- (2) The effect of ship motion on the blade stress resulted in the increase of the time mean and the maximum blade stress rather than in that of fluctuating component.

Change of the blade stress at the maximum ship motion in this voyage (half amplitude of pitching and rolling was  $1.3^\circ$  and  $4.1^\circ$  respectively) is as follows,

	$\bar{N}$ (rpm)	Gauge 6R ( $\sigma_r$ ) (0.3R, near leading edge)			Gauge 10R ( $\sigma_r$ ) (0.5R, near mid chord)		
		$\bar{\sigma}$	$\sigma_{\text{max}}$	$\Delta\sigma$	$\bar{\sigma}$	$\sigma_{\text{max}}$	$\Delta\sigma$
Calm sea	109.0	4.24	6.12	3.26	3.84	6.12	3.70
Rough sea	109.6	4.25	6.75	3.30	4.48	7.50	4.12

( $\bar{\sigma}$ ,  $\Delta\sigma$ ,  $\sigma_{\text{max}}$  :  $\text{kg/mm}^2$ )

- (3) In steady turning condition, time-mean blade stress increased considerably even though ship speed and propeller revolutions decreased in comparison with those straight run as shown in the following table.

	steady turn (port side)		steady turn (starboard)	
	Straight run	$\delta = 30^\circ$	straight run	$\delta = 30^\circ$
$N$ (rpm)	110.0	-10.5%	107	- 3.9%
$V_s$ (kn)	22 ~ 24 kn	-44.0%	22.5 ~ 24	-44 %
$\bar{\sigma}$ ( $\text{kg/mm}^2$ )	5.10	+12.0%	5.25	+ 6.0%
$\Delta\sigma$ ( $\text{kg/mm}^2$ )	4.0	-43.0%	3.80	-36.2%

- (4) Change of the blade stress due to ship motions and steady turns can be explained largely as the effect of oblique flow to the propeller.
- (5) Judging from the data measured in this test, blade stress is proportional to 1.5 times of revolutions of the propeller, though scatter of the data is rather large.
- (6) The maximum principal stress of the blade appeared between the maximum thickness point and the midchord, which agrees with the results of examination on the fractured propeller blades.
- (7) In unsteady ship motions, there are cases in which the blade stresses (both time-mean and fluctuating blade stress) at outer radius become larger than that at the hub. This fact implies the blade stress design should be done taking blade stress distribution over to whole surface of the propeller blade into consideration.

These data, with strength data of actual blade material, which is reported in the next chapter, will be used to analyze the cause of the blade fracture of propellers. These data will be used also as the base for establishing the more reasonable strength design method of marine propellers in future.

## 2. Researches on the Fatigue Strength of the Propeller Materials

Various fatigue tests were carried out in this committee in order to study the behavior of the fatigue failure in Ni-Al bronze which was normally used as large size propeller materials.

### 2.1 Behavior of Fatigue Crack Propagation in Ni-Al bronze

#### 2.1.1 Rate of Fatigue Crack Propagation

The fatigue crack propagation tests were carried out by the 5-ton hydraulic fatigue test machine at the cyclic tension of approximately 1300 cpm. The specimens were cut from an actual propeller blade at 0.3 R

( $t_{0.35} = 260$  mm). The dimensions of the specimen were 54 mm wide and 5 mm thick. The test results were summarized as follows.

- 1) The following propagation rate of the fatigue crack in Ni-Al bronze were obtained;  
air environment

$$dl/dn = 2.95 \times 10^{-13} (\Delta K)^{4.5}$$

sea water environment

$$dl/dn = 1.87 \times 10^{-13} (\Delta K)^{4.5}$$

The results demonstrated that testing in sea water didn't give a distinct increase in the propagation rate.

- 2) By the electron fractograph in the fatigue fracture surface of the specimens, the striation which was a topographic characteristic feature of the fatigue fracture, was observed and the features similar to the characteristic of the cleavage fracture were also observed.

Therefore these facts seemed to demand the careful considerations in service failures analysis.

#### 2.1.2 Influence of Stress Gradients in Fatigue Crack Propagation Originating at the Boundary of a Hole

The plate bend fatigue tests were performed with the large size specimens notched by different sizes of holes. The dimensions of the specimens were 90 mm wide and 40 mm thick, and the diameter of a notched hole was  $1.0\phi$ ,  $3.5\phi$  and  $6.0\phi$ . The crack growth originating at the boundary of a hole was also observed.

The tests results were summarized as follows.

- 1) Although the stress concentration around the notched hole of the specimens was approximately equal to 3, the fatigue strength of the notched specimens became smaller with the increase of a notched hole diameter. For example, the notch coefficient ( $\beta$ ) compared with the results as  $1 \times 10^7$  cycles was as follows;

$$\text{notch diameter } d = 1.0\phi ; \beta = 1.03$$

$$d = 3.5\phi ; \beta = 1.40$$

$$d = 6.0\phi ; \beta = 1.50$$

And the test results in 3% NaCl water were approximately equal to those in air.

- 2) The initiation period of the crack originating at the boundary of a notched hole was found to decrease with the diameter of a hole increased, when the reversal bending stress was constant. From the foregoing, it could be concluded that the initiation period of the crack would decrease with stress gradients decreased.
- 3) The propagation rate of the crack ( $l$ ; crack length) originating at the boundary of a notched hole ( $d$ ; diameter), which was a single edge crack, was approximately considered as the function of stress intensity factor range  $\Delta K$  which was obtained by equating the stress intensity factor for an infinite plate with uniformly applied stress, and considered the same as for a crack with a total length  $d + l$ .

## 2.2 Size Effects and Notch Effect in Corrosion Fatigue Strength

In order to investigate the geometrical and metallurgical size effects and the notch effect which contributed the reduction in the fatigue strength in Ni-Al bronze, various fatigue tests were carried out. The results were summarized as follows.

### 2.2.1 Fatigue Tests of the Cylindrical Specimens

- 1) Effect of Size of Casting

The specimens ( $12\phi$ ) were prepared from the castings with dimension of 200 mm and 25 mm (thickness).

The tests were performed by "ONO" type rotating bend fatigue test machine in sea water environment.

The tests results were summarized in the following table.

Size of casting	Corrosion fatigue strength (kg/mm <sup>2</sup> ) (at 2 × 10 <sup>7</sup> cycles)
Small size (t = 25mm)	16.6
Large size (t = 200mm)	14.4

Corrosion fatigue strength of the specimen tends to become smaller gradually with increasing the number of stress cycles.

## 2) Effect of Size of Specimen

The effect of size of specimens were also investigated for specimens of different size; 12 mm (Dia.), 80 mm (Dia.) and 125 mm (width) × 50 mm (thickness), which were prepared from the same casting. The test machine was "ONO" type rotating bend fatigue test machine for small specimens and "Resonance Reversal" type large fatigue test machine for large specimens.

The tests results were summarized in the following tables.

Type of specimen	Corrosion fatigue strength (kg/mm <sup>2</sup> ) (at 2 × 10 <sup>7</sup> cycles)
Small specimen (12φ)	14.4
Large specimen (80φ)	13.4
Large specimen [125mm(w) × 50mm(t)]	12.9

The corrosion fatigue strength of small specimen became larger than that of large specimen, but both values tended to become closer with increase of the number of stress cycles.

### 2.2.2 Fatigue Tests of the Rectangular Specimens

- 1) The plate bend fatigue tests were carried out in air and 3% NaCl water environment. The dimensions of the specimen were 20 mm (width) × 5 mm (thickness). The test machine was 4-kg·m plate bend fatigue test machine at 1500 cpm. The tests results were summarized in the following tables.

Environment	Corrosion fatigue strength (kg/mm <sup>2</sup> )	
	at 2 × 10 <sup>7</sup> cycles	at 4 × 10 <sup>7</sup> cycles
in Air	15.5	15.0
in 3% NaCl water	15.4	14.5

## 2) Effect of Size of Specimen

The plate bend corrosion fatigue tests were carried out in 3% NaCl water for specimens of different size; 20 mm (width) × 5 mm (thickness) and 90 mm (width) × 44 mm (thickness). The small test machine was 4-kg·m plate bend fatigue test machine at 1500 cpm. And the large one was 2-ton·m plate bend fatigue test machine at 2000 cpm. The test results were summarized in the following tables.

Type of specimen	Corrosion fatigue strength (kg/mm <sup>2</sup> ) (at 2 × 10 <sup>7</sup> cycles)
Small specimen (t = 5mm)	14.9
Large specimen (t = 44mm)	14.4

### 3) Effect of Mean Stress

The corrosion fatigue tests were carried out in 3% NaCl water at different mean stress; 3 kg/mm<sup>2</sup>, 5kg/mm<sup>2</sup>.

The dimensions of the plate bend fatigue specimen were 90 mm (width) X 44 mm (thickness) and the test machine was 2-ton·m plate bend fatigue test machine at 2000 cpm. The test results were summarized in the following tables.

Mean stress (kg/mm <sup>2</sup> )	Corrosion fatigue strength (kg/mm <sup>2</sup> ) (at 2 × 10 <sup>7</sup> cycles)
0	15.0
3	14.0
5	13.5

#### 2.2.3 Notch Effect

The corrosion fatigue tests of notched specimens were carried out using the different size of specimens; 12 mm (Dia.) and 125 mm (width) X 50 mm (thickness). The small specimens (Dia. = 12φ) were prepared from both the small casting ( $t = 25$  mm) and the large casting ( $t = 200$  mm). And the large specimens (125 mm X 50 mm) were prepared from only the large casting.

The test machines were "ONO" type rotating bend fatigue test machine for small specimens and "Resonance Reversal" type large fatigue machine for large specimens. The type of notch were U notch and V Notch. The test results were summarized in the following tables.

Type of notch	Size of casting $t = 25$ mm			$t = 200$ mm			$t = 200$ mm		
	Size of specimen Dia. = 12mm			Dia. = 12mm			125mm( $t$ ) X 50mm( $w$ )		
	$\sigma_f$	$\alpha$	$\beta$	$\sigma_f$	$\alpha$	$\beta$	$\sigma_f$	$\alpha$	$\beta$
Smooth speci.	16.6	1.0	1.0	14.4	1.0	1.0	12.9	1.0	1.0
U notch speci.	15.4	1.9	1.08	13.9	1.9	1.04	10.4	2.2	1.24
V notch speci.	14.8	3.2	1.12	13.9	3.2	1.04	10.4	4.2	1.24

#### NOTES:

- 1)  $\alpha$  = stress concentration factor
- 2)  $\sigma_f$  = corrosion fatigue strength (kg/mm<sup>2</sup>)
- 3)  $\beta$  = notch coefficient =  $\sigma_f$  of smooth specimen /  $\sigma_f$  of notched specimen

### 2.3 Corrosion Fatigue Strength of the Specimens with Defects and Repair Welded Specimens

#### 2.3.1 Corrosion Fatigue Strength of the Specimen with Defects and its Repair Welded Specimens

Various plate bend fatigue tests were carried out; smooth plain specimens were tested in air and sea water environment, and the specimens with defects in sea water, and the repair welded specimens in sea water and the repair welded specimens, in which the residual stress was reduced by annealing and peening, in sea water. The test specimens were cut from a actual propeller blade and the dimensions were 35 mm wide and 13 mm thick. The specimens were loaded in the pulsating stress between tension and zero by the plate bend fatigue test machine. The test results were summarized as follows.

- 1) The fatigue strength of smooth specimens in air and in sea water became almost the same. But the fatigue strength of the specimens with defects and the repair welded specimens became approximately  $3 \text{ kg/mm}^2$  smaller than that of the smooth specimens. By annealing, the fatigue strength of the repair welded specimens was recovered to almost the same strength of the smooth specimens.
- 2) According to the observation of fracture surfaces of the specimens with defects, there existed defects both on and beneath the surface and the fracture surface were very rough. In case of the repair welded specimens, the fatigue crack was initiated from the repair welded region and the fracture surface of the repair welded metal region was flat, but that of the mother metal region was rough comparatively.
- 3) According to the scanning electron micrography of a fracture surface, the striation which was topographic characteristic feature of fatigue fracture surface, were observed a little and the river pattern and cleavage surface which were topographic characteristic feature of brittle fracture, also observed. But the topographic feature of corrosion fatigue fracture surface could not be observed because of the severe corrosion of surface.

### 2.3.2 Fatigue Strength of Repair Welded Rectangular Specimens

The plate bend fatigue tests were carried out by using the repair welded specimens with and without annealing after welding. The dimension of the specimen was 90 mm wide and 40 mm thick, and that of the repair welded region was 32 mm (width)  $\times$  17 mm (length)  $\times$  12 mm (depth) at the center of the specimen. The specimen was repair-welded by TIG welding with peening and the tests were carried out by 2-ton $\cdot$ m plate bend fatigue test machine. The test results demonstrated that the fatigue tests of the repair welded specimens and the annealing specimens didn't give a distinct decrease as compared with smooth plain specimens in fatigue strength. But it was considered that the foregoing test results would vary with the condition of welding and peening of the specimens.

# 大形プロペラの翼強度に関する研究

## 目 次

はしがき	1
研究の概要	3
1. プロペラ翼の変動応力等計測のための就航中実船試験	5
1.1 プロペラ翼応力の実船計測法の確立	5
1.1.1 計測点決定のための予備試験	5
1.1.2 ひずみゲージ取付法に関する予備試験	6
1.1.3 実船計測採用ひずみゲージ接着保護固定法の決定	8
1.2 実船試験準備	8
1.2.1 供試船	8
1.2.2 計測方法	9
1.2.3 計測準備作業	13
1.3 プロペラ翼応力計測状況	14
1.3.1 箱根丸39次航（試運転、国内回航を含む）の航路、海象	14
1.3.2 プロペラ翼応力計測状況	16
1.3.3 ひずみゲージの絶縁低下について	16
1.3.4 計測値の信頼性	16
1.4 計測結果及び解析結果	17
1.4.1 計測結果	17
1.4.2 翼応力とプロペラ回転数の関係	29
1.4.3 翼応力の半径位置による変化	29
1.4.4 翼弦上の翼応力分布	30
1.4.5 主応力の解析	30
1.4.6 旋回時のプロペラ翼応力の状態	31
1.4.7 船体運動と翼応力の関係	33
1.4.8 スラスト、及びトルク変動、スラストと翼応力の関係について	34
1.5 一航海後のひずみゲージの状況及びひずみゲージ撤去作業	35
1.6 結論	35
2. プロペラ材料の疲労強度の研究	37
2.1 疲労き裂伝ば挙動に関する研究	37
2.1.1 腐食環境下における疲労き裂伝ば挙動の解明に関する研究	37
2.1.2 疲労き裂進展に及ぼす応力こう配の影響	44
2.1.3 まとめ	48
2.2 腐食疲労強度に及ぼす寸法効果及び切欠きの影響の研究	49
2.2.1 丸棒試験片における寸法効果	49
2.2.2 角板試験片における寸法効果	53

2.2.3	腐食疲労強度に及ぼす平均応力の影響の研究	56
2.2.4	切欠きの影響	56
2.2.5	まとめ	59
2.3	欠陥材並びに補修材の腐食疲労強度の研究	61
2.3.1	欠陥材並びにその補修材の腐食疲労強度の研究	61
2.3.2	角板試験片における溶接補修材の疲労強度について	71
2.3.3	まとめ	75

## は　し　が　き

本研究部会は、昭和46年4月より昭和48年3月まで2箇年間にわたり大形プロペラの翼強度について研究を行った。  
本報告書はその研究成果と、その後引続いて行った若干の研究を総合してまとめたものである。

なお、本研究部会の委員構成は次のとおりである。

### 第126研究部会委員名簿

(敬称略 五十音順)

部会長	関矢元弥(日本海事協会)	池ノ内昌弘(三井造船)
委員	伊藤一男(ミカドプロペラ) 植田昭二(三菱重工業) 岡本洋(川崎重工業) 海津源治(住友重機械工業) 門井弘行(船舶技術研究所) 久米宏(日本海事協会) 沢山武(三菱重工業) 関久男(佐野安船渠) 田中兵衛(昭和海運) 堤丈夫(日本鋼管) 花園史郎(函館ドック) 稗田伸行(三菱重工業) 広本豊(日立造船) 村住恒雄(日本郵船) 渡辺恭二(三菱重工業)	植田靖夫(船舶技術研究所) 奥村克二(名村造船所) 片岡正輝(来島どっく) 菅野博志(ナカシマプロペラ) 国米昭久(日立造船) 設楽敬治(三菱重工業) 立木正明(佐世保重工業) 田辺正雄(かもめプロペラ) 中野市次(神戸製鋼所) 原三郎(日本舶用機器開発協会) 樋口勝彦(大阪商船三井船舶) 藤井巖(日本造船技術センター) 森正彦(石川島播磨重工業)

---

### Member of the 126 th Research Committee

Chairman	M. Sekiya	
Members	K. Ito S. Ueda H. Okamoto G. Kaizu H. Kadoi H. Kume T. Sawayama H. Seki H. Tanaka T. Tutumi S. Hanazono N. Hieda Y. Hiromoto T. Murazumi K. Watanabe	M. Ikenouchi Y. Ueda K. Okumura M. Kataoka H. Sugano A. Kunikome K. Shidara M. Tachiki M. Tanabe I. Nakano S. Hara K. Higuchi I. Fujii M. Mori

# 研究の概要

## 1. 研究の目的

日本商船のプロペラのこれまでの使用実績から、銅合金鋳物プロペラ翼の折損について、次のような傾向が求められている。

- (1) 翼の折損はすべて疲労破壊であり、前進面根元すみ肉端部の最大翼厚位置付近を起点として、ここに欠陥がある場合に、引張り変動応力によって破壊に至る。この欠陥とは、ほとんどが溶接補修跡であり、このほかに、重大な鋳造欠陥（大きなひけ巣、異物かみ込みなど）が少數ある。
- (2) 翼の折損は貨物船に使用された高力黄銅鋳物製プロペラに集中している。アルミニウム青銅 ( $\text{Al} \text{BC}_3$ , 以下単にアルミニュウム青銅という) 鋳物製プロペラの折損例は、ピッチ比が1を越えるような高速船の少数に生じただけである。このように、プロペラ翼が折損する条件は、実績によって、かなり明らかになってきたが、残念なことに就航中の実船のプロペラについて、穏海下と荒天下の航海条件の相違（浪のうねりや船のピッキングによる船尾喫水の時間的変化など）、船尾形状の相違（伴流の相違）、プロペラの形状要目の相違、また回転数の相違などを考慮した条件の下で、翼にいかなる大きさで、かついかなる様相の変動応力が生じるかは分かっていない。

一方、プロペラ翼の材料についても、実体に相当する大形寸法の試験片の種々の条件下における腐食疲労強度（寸法の影響、平均応力の影響、切欠きの影響など）、疲労き裂の発生条件及び疲労き裂の伝ば速度とその様相など、試験的に求められないものが多い。

すなわち、プロペラ翼については、(a)応力の実態と(b)材料の強度の実態の両者とも明らかといえないで、設計条件の適確な設定が困難な状況にある。しかし、最近の船の高速化に伴って、プロペラ翼の応力条件も一層過酷になつたのではないかと考えられることから、上述したような課題について、経験のみに頼るにとどまらず、定量的設計資料を求めるために実験研究を実施しなければならないと思われる。

プロペラ翼の応力の実態のは握は、船舶設計分野の長年にわたる重要な懸案であったが、実船によって計測することが困難であったために取り残されていたものである。そこで、当研究部会において、このプロペラ翼応力の実船計測を主目的として、上述した一連の重要課題の解明のための研究を行つたものである。

## 2. 研究の成果

### (a) プロペラ翼の変動応力の実態

高速コンテナ船のアルミニウム青銅製プロペラの航海中の応力実測に成功し、前進面根元最大翼厚位置付近の応力が、穏海状態において、概略次のように求められた。

$$\text{翼の応力} = + 5.5 \text{ (平均応力)} \pm 2 \text{ (変動応力片振幅)} \text{ kg/mm}^2$$

本実測においては、波浪条件下で、穏海状態に比べて約10%の最大応力振幅値の増加が求められたが、残念なことに期待すべき荒天には遭遇し得なかった。

### (b) プロペラ翼の材料強度の実態

アルミニウム青銅鋳物を供試材として、概略次のような結果が求められた。

寸法の影響：供試用鋳物素材の大小、試験片寸法の大小の別について実験が行われたが、プロペラ実体に近い大形鋳物素材から採取した大形試験片ほど疲労強度が低く、平滑試験片及びVノッチ切欠き試験片とも、腐食疲労強度が小形のそれの約20%低下した。

すなわち、実体プロペラの腐食疲労強度は、 $13 \text{ kg/mm}^2$ 前後とみなしうる結果が求められた。

平均応力の影響：実体プロペラについて求められた平均応力との関連において、 $5 \text{ kg/mm}^2$ の平均応力をかけた状

態での腐食疲労強度は、平均応力がゼロの場合に対して、約10%の低下が求められた。

鋳造欠陥の影響：潜在的鋳造欠陥を有する実体プロペラから採取した試験片による実験では、約10%強の腐食疲労強度の低下が認められた。この値は、すべての鋳造欠陥に一様に適用できないが、鋳造欠陥が疲労強度の低下に影響を及ぼすことが裏付けられた。

溶接の影響：溶接補修のままのもの、応力除去焼鉄を施行したもの、ピーニング処理を施したものなどについて腐食疲労強度の研究が行われた。いずれの場合も、供試材の残留引張応力が低く（約4.5 kg/mm<sup>2</sup>以下）、これらの条件差が疲労強度に及ぼす影響を顕著にはつかみ得なかったが、溶接補修のままのものは、健全材と比較して約10%強の疲労強度の低下が認められた。

疲労き裂の発生とその伝ば速度：疲労き裂の発生までの寿命については、繰返し荷重が大きいほど、また同一荷重では切欠き部の応力こう配の小さいほど、寿命の短かいことが分った。

き裂の伝ば速度としては、次のような値が求められた。

$$\frac{d\ell}{dN} = (1.87 \sim 2.95) \times 10^{-13} (\Delta K)^{4.5}$$

$\frac{d\ell}{dN}$  : き裂の伝ば速度 (mm/cycle)

$\Delta K$  : 応力拡大係数範囲 =  $\Delta \sigma \sqrt{\pi \ell}$  (kg/mm<sup>2</sup>)

$\Delta \sigma$  : 応力範囲 (kg/mm<sup>2</sup>)

$\ell$  : き裂の長さ (mm)

(注：係数1.87は海水腐食下、係数2.95は空気中の値で、伝ば速度に及ぼす影響の差異はほとんど認められない。)

### 3. 今後の課題

本研究では、周到な準備の下で、困難な状況を克服して、高速コンテナ船によるプロペラ翼応力の実船計測に成功したことは、特筆すべきことである。また、プロペラ翼材料の疲労強度について、いろいろの条件下における実態を握し得たことも有意義なことである。

今後の課題としては、今回求められた各種の計測結果を十分に活用し、更に、いろいろの角度から解析研究を行い、適切なプロペラ翼強度計算式の設定、また、これに対応する材料の選定などに資することが期待される。

今回の実船による航行中のプロペラ翼変動応力の計測は、諸般の事情で比較的海象の良い8月に行われたが、プロペラの応力は、海象状況の悪いときに大きく現れるることは明らかであるから、冬期荒天中の計測データがほしいところである。

将来、もし冬期に計測を行う機会があるならば、ひずみゲージ、リード線などの接着方法について更に検討を加え、一段と信頼性の高いものにする必要がある。

# 1. プロペラ翼の変動応力等計測のための就航中実船試験

## 1.1 プロペラ翼応力の実船計測法の確立

### 1.1.1 計測点決定のための予備試験

プロペラ翼応力の実船計測に際して、計測点をどこに選ぶかは、変動応力の実態を知る上で必要性から決まるが、一方、その点にひずみゲージを接着することが、推進性能及びキャビテーションの発生に悪い影響を生ぜしないことが必要である。

このため、変動応力の実態は握という観点から選んだ応力計測点について、高速コンテナ船用プロペラ対応の模型プロペラについての試験により、ひずみゲージ接着の、推進性能、キャビテーション発生による翼面の損傷への影響について調査した。

#### (1) ひずみゲージ接着による推進性能への影響

実船計測の対象となる高速コンテナ船のプロペラと比較的主要が近い直徑 250 mm の模型プロペラを選び、翼応力計測計画位置に、平面寸法比に関して、実船プロペラとの寸法比で縮少したゲージ材（真鍮板で代用）を接着し、プロペラ単独試験を実施した。（ゲージ位置についてはFig. 1.1.3 参照）

突起の高さは、模型試験と実船の場合とで翼面上の境界層厚さが相似にならないので、突起高さ( $h$ )と境界層厚さ ( $\delta$ ；等長平板の乱流境界層厚さを代用)との比  $h/\delta$  が、実船と模型との場合で同じになるように選んだ。なお、計測精度を上げるためにゲージ材は全翼に接着し、1翼のみにゲージ材を接着したときのプロペラ特性はこの試験結果から推定した。

試験結果及びこの試験結果を基に1翼のみにゲージを接着したときのプロペラ特性を推定した結果をFig. 1.1.1 に示す。この結果から、実船プロペラ作動範囲 ( $s = 0.25 \sim 0.3$ ) でのプロペラ効率の低下は、 $\Delta e_p = -0.003$  ほどであり、ゲージ接着の推進性能への影響は実用上全くないと考えてよいことが明らかとなった。

#### (2) ひずみゲージ接着によるキャビテーションの影響

翼面へのゲージ接着により突起が生じるので、推進性能への影響とともにキャビテーションの発生が当然考えられる。キャビテーションの発生は、

(イ) キャビテーションによるゲージ接着性の低下

(ロ) 翼面でのエロージョンの発生

の二つの点で問題があり、ゲージ接着位置によるキャビテーション発生の状況を見て適切なゲージ接着位置を選ぶ必要がある。そこで、空どう水タンク及び管型式高速回流水タンクで模型試験を行い上記問題点の調査を行った。

まず、プロペラ翼面でのキャビテーション発生状況調査のために、模型プロペラに実船プロペラと同じ位置にゲージ材を接着して、空どう水タンクで均一流及び不均一流（伴流分布を船尾板と金網でシミュレートした）中

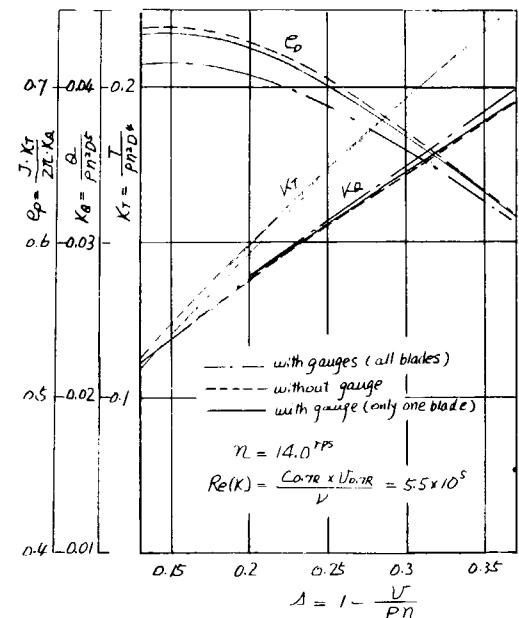


Fig. 1.1.1. Open characteristics of a propeller with strain gauges on the face side

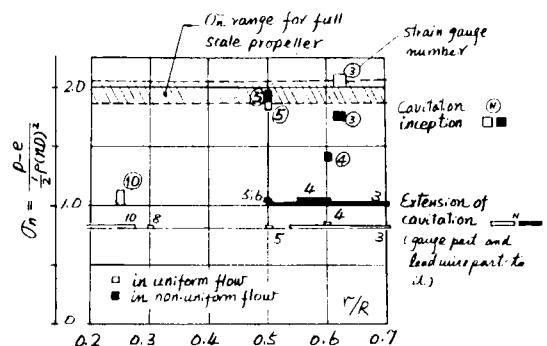


Fig. 1.1.2 Inception and extension of cavitation due to projections of strain gauges on the face side of a propeller

でのキャビテーション試験を実施し、キャビテーションの初生、進展の様子を観察した。プロペラの作動点は、コンテナ船の満載状態に対する主機出力MCR、NOR対応の推力係数の範囲に選んでいる。すなわち、

$$\sigma_n (= p / \frac{1}{2} \rho n^2 D^2) = 1.85 \sim 2.05$$

$$K_T (= T / \frac{1}{2} \rho n^2 D^4) = 0.18 \sim 0.19$$

Fig. 1.1.2 は、キャビテーションの初生の様子と発生範囲（静圧をできるだけ下げた場合）を、Fig. 1.1.3 は、この時の不均一流中での、プロペラ位相によるキャビテーションの変動の様子をスケッチで示している。

これらの結果、及び併せて実施した管型式高速回流水タンク ( $v_{max} = 50 \text{ m/s}$ ,  $\sigma_{min} = 0.1$ ) によるゲージコーティング形状とキャビテーションの影響調査結果を総合すると、キャビテーションによる影響を防止する見地から選んだゲージ接着位置は次のようになる。

(a) 0.5 Rまでのゲージ接着は、0.5Rでの前後ゲージの干渉に注意すれば、キャビテーションの影響は防ぐことができるであろう。

(b) 0.6 Rでも成形に注意すれば、キャビテーションの影響は避けられるが、0.7 Rについては問題がある。

(c) ゲージ・リード線のコーティング材接着後の形状はできるだけ fair にしておく必要がある。

### 1.1.2 ひずみゲージ取付法に関する予備試験

プロペラ翼応力の実船計測を行うためには、応力計測に必要なひずみゲージ及びリード線を、計測航海中にはく離しないように確実に固定させておく接着法を確立すること、ゲージ及びリード線の接着処理によってプロペラ母材の強度が低下しないことが必要な条件である。

プロペラ翼応力の実船計測のためのゲージ類接着の技術としては、プロテクタをスポット溶接する方法があり、この方法により実船計測に成功した例があるが、スポット溶接の場合は母材の疲労強度への悪影響を防止するため、短期間の計測航海後直ちに溶接処理部の翼面をグラインダ処理することが必要である。しかし、今回計画している就航中のコンテナ船においては、一航海後直ちにプロペラ翼面を水上に出して処理を行うことが不可能であるので、スポット溶接法は採用せず、これまでの調査により母材への影響がスポット溶接に比べて少なく、また接着強度の点ではスポット溶接とほぼ同じ強度を持つことが確認されているハンダ付け法を採用することとした。ハンダ付け法に関して下記の基礎調査及び実船予備試験を実施した。

#### (1) 基礎調査

ゲージ等接着のプロペラ母材疲労強度への影響を調べるために、ひずみゲージプロテクタを高温ハンダ (JIS RH 40) 及び低融点ハンダ (K 社製 F-18) でプロペラ母材へ接着した後、疲労試験を実施し材料の S-N 曲線を求め Fig. 1.1.4 に示す。

その結果、低温ハンダの場合は、無処理材に比べて翼材の疲労強度の低下はほとんどなく、プロテクタの取り付けによるプロペラ母材の疲労強度の低下はないものと判断された。

また、ひずみゲージプロテクタを各種の接着法で固定した場合の引張りせん断強度を調べるため、4種類の接

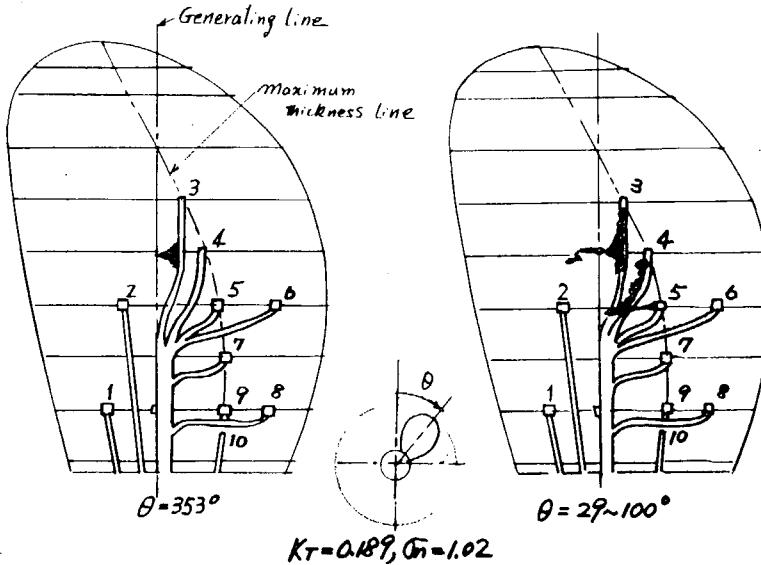


Fig. 1.1.3 Cavitation patterns due to projections of strain gauges and lead wires in non-uniform flow

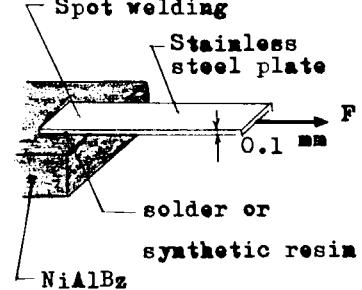
$$K_T = 0.189, \sigma_n = 1.02$$

着法で合計50個の試片につき試験を行った。その結果をTable 1.1.1に示すが、ハンダ付けの接着力は、スポット溶接に比べて劣っておらず、プロペラ翼面上の相対流れによりプロテクタが受ける力の推定値に対し、十分な強さを有することが分かった。

## (2) 実船予備試験

基礎試験で得たゲージプロテクタの接着強度に関するデータを基に、実船計測時のひずみゲージ接着保護法をFig.1.1.5のように計画し、実船プロペラに適用して耐はく離性の調査を実施した。試験は、大型タンカー（プロペラ直徑D = 7.8 m）の試運転時、及び就航中のコンテナ船（PNW航路、穂高丸、プロペラ直徑D = 6.9 m）の一航海を利用して実施した。

Table 1.1.1. Adhesive strength of solders

Fixation method of gauge protector	Shearing strength (pulling test)	Test method
Spot welding	2.5 - 4.5 kg / point	
High temperature solder (JIS RH40)	3.5 - 4.0 kg / mm²	
Low temperature solder (F18)	3.0 - 3.5 kg / mm²	
Epoxy-resin	1.2 - 1.5 kg / mm²	

大型タンカーの試運転航走時間は、約16時間であったが、低温ハンダによるゲージプロテクタの固定、エポキシ樹脂系接着剤によるコーティングの接着性につき、一応の目途を得ることができた。しかしコーティングの凹凸部に一部はく離が認められたことから、更に最低限一航海間の耐はく離性について確認することとし、穂高丸で試験を実施した。

ひずみゲージ接着位置は、実船計測の対応位置に相当する0.3R ~ 0.6Rの最大翼厚位置を中心とする6箇所でリード線をも取り付けた。一航海後、水中テレビカメラにより調査した結果、0.6R, 0.5R, 0.4R位置の3枚のゲージがはく離していた。この原因について、管型式高速回流水タンクによる追試験、実験室での低温ハンダ、合成樹脂系接着剤の諸環境下における接着力試験により調査した結果、はく離の主な原因として、

- 1) 合成樹脂系接着剤（スリーロンジMF）が、低温環境下では、十分固化せず接着力が著しく低下すること。（穂高丸でのゲージ接着時の気温は8~10°Cであった）
- 2) コーティング材スリーロンジMFがはく離し

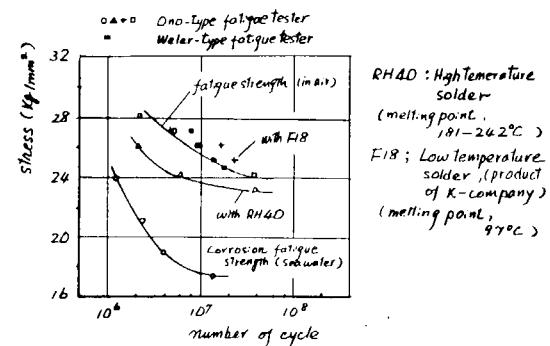


Fig. 1.1.4 S-N curve of propeller blade material (nickel aluminum bronze)

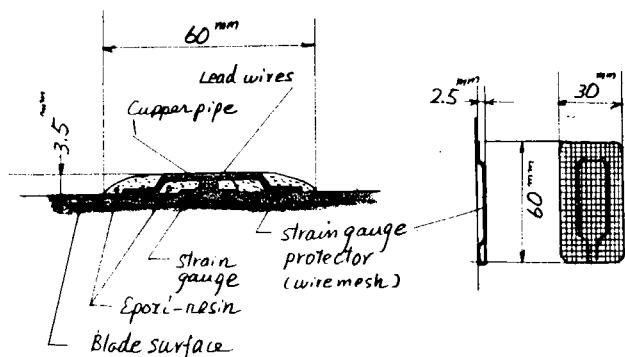


Fig. 1.1.5 Method of strain gauge protection in the test by full scale trials

た場合、金網プロテクタに食い込んでいるため流体抵抗が増し、ゲージ全体をはく離させるに至ること。

3) 低温ハンダの接着力は、海水中に30日間露出した場合でも60%位にしか下がらず、それでも接着剤、スポット溶接に比較して十分な強度であり、電食によるはく離ではないこと。

が明らかとなり、ひずみゲージ接着法について貴重なデータが得られた。これらの結果を加味し、次項に示す実船採用案を決定した。

### 1.1.3 実船計測採用ひずみゲージ接着保護固定法の決定

1.1.2で述べた試験結果、及びその後の検討結果に基づき、次の2点を重点として実船採用ひずみゲージ保護固定法を決めた。

(1) コーティング材（スリーロンジMF）接着時の温度が常温（20~30°C）より低くならないこと。

(2) ひずみゲージ、リード線を低温ハンダ、及びスリーロンジMFとで2重に保護し、各々流体力学的にfairな形状に成形する。

接着剤の接着強度は接着温度のみならず、表面状態等の作業条件で非常に影響されるので、「ひずみゲージ接着作業要領」を決め、作業内容、条件、手順を明確にし、所定の接着強度が得られるよう万全を期した。Fig. 1.1.6に実船計測に採用したひずみゲージ、リード線接着法を示した。

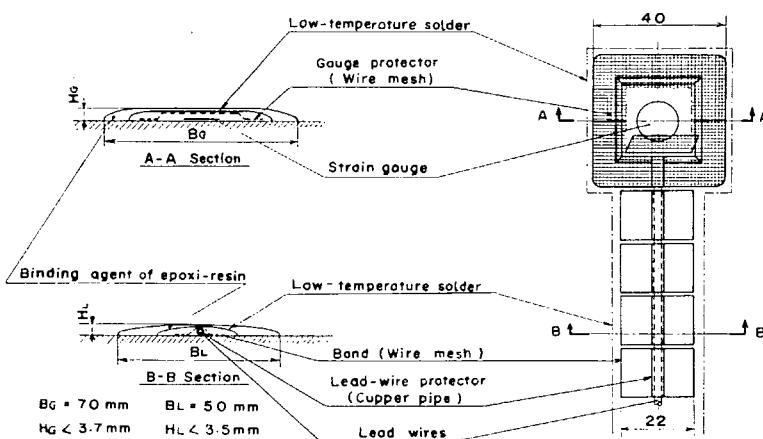


Fig. 1.1.6 Method of strain gauge protection adopted for "HAKONE MARU"

## 1.2 実船試験準備

### 1.2.1 供試船

本研究の目的、及び計測準備の面から考えると、予備プロペラ軸を国内に持ち、かつ波浪中を航行する機会が多い12月～1月に計測ができるよう11月末～12月初旬にドック予定のある高速コンテナ船が対象船として理想的である。しかし、運航スケジュールの中に組み込んで実船計測をするため理想的な条件を満たす対象船がなく、で

Table 1.2.1 Principal particulars of NYK container ship "HAKONE MARU"

HULL		PROPELLER			
L <sub>PP</sub> (m)	175.00	D (m)	6.700	Dirac.	Right
B <sub>MLD</sub> (m)	26.00	P (m)	6.700	P/D	1.000
d <sub>BL</sub> (m)	9.50	Ad (m <sup>2</sup> )	35.257	Ap/Ae	0.834
Δa (ton)	24,810	Ae (m <sup>2</sup> )	23.000	Ae/Ad	0.652
ENGINE		Ap (m <sup>2</sup> )	19.200	Ap/Ad	0.545
Type	MAN K10Z 93/107E	d (m)	1.280	d/D	0.191
Power (MCR)	27800 BHP	Z	5	t/c	0.7 0.051
Rev.	(MCR) 115 rpm	Rake (°)	8.0	Material	NiAlBz
		Sec.	M		

きるだけ上記条件に近いものを選ぶことになった。

8月あるいは10月ドック予定の日本郵船株式会社所有PSWコンテナ船「箱根丸」が、船主の御了解の下に、実験供試船として選ばれ準備に着手した。

Table 1.2.1に箱根丸の主要目を示す。プロペラ形状図は、Fig. 1.2.3にひずみゲージ接着位置とともに示す。翼厚は二次式翼厚分布（三菱重工特許）であるが、翼強度計算上必要な各断面の断面積係数 $k_A$ 及び断面係数 $k_x$ （記号は図中に説明）を参考までに図中に示しておいた。また、本船の船尾形状図をプロペラ位置とともに、Fig. 1.2.1に示した。

## 1.2.2 計測方法

### (1) 計測項目及び計測方法

プロペラに生ずる変動応力は船の運航状態に密接に関係するので、プロペラ翼応力のはかに、運航条件、船体運動についても可能な範囲で計測を実施した。Table 1.2.2にその計測項目を示すが、運航状態を知るために、トルク、スラスト変動、だ角、プロペラ没水深度、及び、回転変動を、また、船体運動状態を知るために、プロペラ真上位置での3方向加速度、及びピッキング、ローリングを記録した。

計測要領図を、Fig. 1.2.2にブロックダイヤグラムとして示した。プロペラ翼面のひずみゲージの出力取り出し用リード線は、プロペラキャップ穴を通ってキャップの中に導かれ、ここで温度補償用ダミーゲージとホイートストンブリッジの一部を構成する。これらのリード線は更に、水密処理を施した推進軸の中空穴を通り、中間軸とのフランジ面から中間軸上に導かれ、切換端子部のダミー抵抗とでブリッジを構成し、スリップリングを介して船内に取り出されている。

計測された信号は、データレコーダに記録すると同時に自記オシログラフ記録器にも記録した。

以上の計測データのほかに、本船の就航状況を明らかにするために以下の諸データを収集したが、これらのデータ収集のために記録用紙を準備した。Table 1.2.3にその記入例を示す。

- (a) 船位、気象（天候、風速、風向）、海象（風浪、うねり、海象状態）対水平均速度（Pressure Log）、航路 …… SPEED DATA LOG より
- (b) 主機及び過給機回転数、主機及び過給機排気温度、指圧線図による主機出力 …… CHIEF ENGINEER'S DATA LOG より
- (c) 海象 …… 担当者の目視観察、スチール写真、8 m/m映画撮影による。

### (2) 翼面上ひずみゲージ接着位置

今回の実船計測で採用した翼応力計測点はFig. 1.2.3に示すとおり10点、28ひずみゲージ分で、すべてC翼の前進面に接着した。計測点、ひずみゲージ接着に際しては次の点を留意した。すなわち、

- (a) 最大応力とその挙動を捕らえる …… (1, 2, 6, 7, 8)

高速船でのプロペラ翼の折損事故は、翼根部圧力面上が起点になっている例が多い。

- (b) 可能な範囲で翼端での応力状態を知る …… (3, 4, 5, 9, 10)

従来の計測データをみると、翼端側で変動応力成分が大きくなる傾向もみられる。

ひずみゲージは、最大翼厚線上の1～5番までの応力計測点については、3方向ひずみゲージの1つをその接線方向に合わせ、他の位置（6～10）では、すべて3方向ひずみゲージの1つを半径方向に向いている。

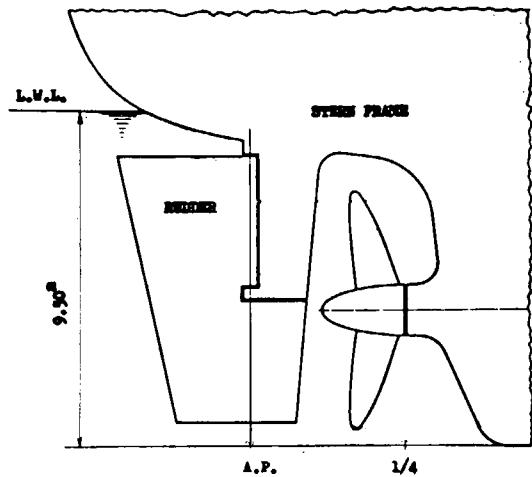


Fig. 1.2.1 Stern arrangement

Table 1.2.2 Items and method of measurements

Items of measurements			Pick-up or Instruments	Position of Pick-up	Record of data	
Blade stress	Posotion of measurements				Data recorder	Paper oscillosograph
A, B, C, D, F,	E		3-components strain gauge (Tokyo-keiki, PR-5-11)	C-blade (Face side) see; Fig. 1.2.3	R271 (14ch.) 1set	FR102 (12ch.) 2 sets
1R, 1S, 1T, 2R, 4R, 6R, 5R, 8R, 9R	1R, 1S, 1T, 3R, 4R, 4S, 4T, 5R, 5S, 5T	10 gauges at the same time	1-component strain gauge (Tokyo-keiki, PL-5-11)		R250 (7ch.) 1set	
Operating conditions	Thrust fluctuation		Semi-conductor strain gauge	Intermediate shaft	○	○
	Torque fluctuation		Strain gauge		○	○
	Rudder angle		Resistance type rudder angle pick-up	Steering gear	○	○
	Sea-water level		Sea-water level detector	Port side SS 3/4	○	○
	Fluctuation of propeller revolution		60 pulses/rev. pulse generator	Intermediate shaft	○	○
Ship motions	Acceleration	Heave	Strain gauge - type accelerometer 3 sets	Steering gear room	○	○
		Sway				
		Surge				
	Ship motion	Pitch	Vertical gyroscope	Engine room		○
		Roll				
Auxiliary data	Propeller top mark		1 pulse/rev. pulse generator	Intermediate shaft	○	○
	Synchronous mark		Manual input		○	○
	Anounce				○	

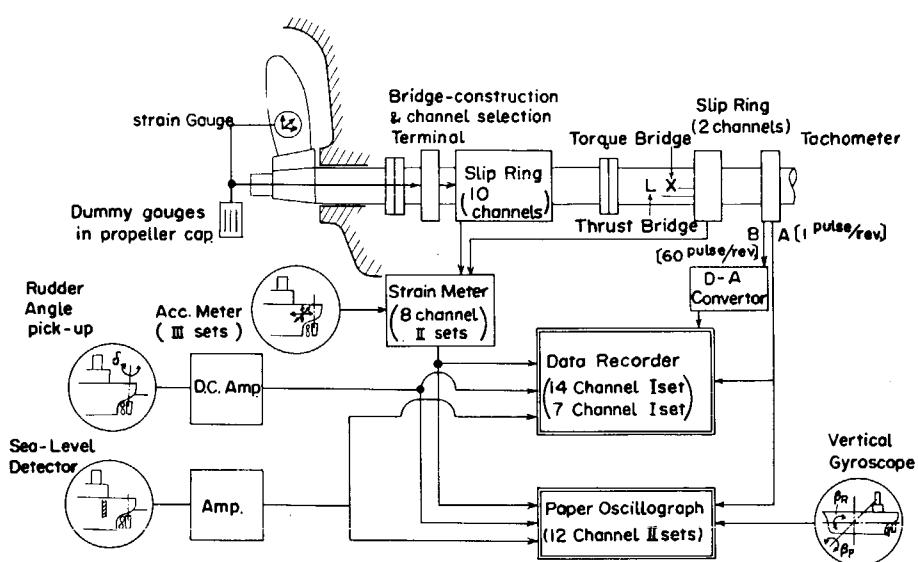


Fig. 1.2.2 Instrumentation set - up

Table 1.2.3 Record form for operating condition of the ship

Form (s)

No of Measurement	S-	(P- )
-------------------	----	-------

Date		16, Aug. '72		Photo, Record.	8 m/m Movie	No of Film		
Measuring Time		from 12.00 20 min. (Ship's Time)						
Ship's Position		Lat	37° 39' N		35 m/m Still			
		Long.	144° 05' W					
Weather	Weater	C			Scale	1		
	Visibility			Velocity (abs.)				
	Temp. Air	21.0 °C		Direction (abs.)	East			
	Humidity	20.5 %		Velocity (rel.)				
	Barometer	1024.8 mb		Direction (rel.)				
Wave	Direction			Direction	NNE			
	Scale	Rippled 1		Scale	2			
		max.	mean		Sasagima	SDL		
	Length			Length	30 m	50 m		
	Height			Height	0.5 m	1.0 m		
	Encounter Angle			Encounter Angle				
	Period			Period	6.5 sec			
Speed		23.5 kt		Course	271 °			
Speed (O.G.)				Rudder Angle	0			
RPM	Main Engine			Main Engine	Notch	61	18700	
	Supercharger	6600 6450 6500			Pump Notch	73.5	20550	
	Governer				Governer	7.5		
Ex. Gas Temp.	Main Engine	300 ~ 340			Comsump. of Fuel	16050		
	Supercharger	375 ~ 395 335 ~ 350						
Pitching	Angle	1.1 °		Auto-Pilot	Rudder			
	Period	6 sec			Compass			
Rolling	Angle	3.4 °			Weather			
	Period	14 sec						
Acceleration	Heave	Amp.	0.13g		Remarks :	D. Wetness		
		Period	6.5 sec			Slamming		
		Amp.	0.077g			Schudder		
	Sway	Period	14 sec			Racing		
		Amp.	0.035g			Course change		
	Surge	Period	6.5sec			Surging		
						Swaying		
			Lashing					
			Break of cont.					

Table 1.2.4 Programme for measurements on board

Classification	Scheduled measurement ( s. m. )				Optional measurement			
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII
Mark	s. m. on board	s. m. for two days after leaving	on rough sea	at raising or lowering N (rpm)	at stepwise raising N (rpm)	at stepwise raising N (rpm)	turning condition	
Kind of measurement								
Purpose of measurement	to get blade stress data as possible in early stage of the voyage to check the operation of gauges	to get as much data as possible in early stage of the voyage	to get blade stress data at each seastate	to measure the transient blade stress	to see the change of fluctuating component of blade stress due to oblique flow	to get data for analyzing vibration of blade and torsional vibration of shafts		
Method of measurement	one time a day 12.00– (ship's time)	three times a day 8.00– 12.00– 16.00– (ship's time)	case by case	continuous record	stepwise increase of propeller revolution by 2–5 revolutions (sea trial )	stepwise increase of propeller revolution by 2–5 revolutions (sea trial )	all the process are measured	
Amount of data	D.R. more than 200 rev. (5 minutes )	Twice of I	as long as possible	all data	more than 100 rev. for each N (rpm)	more than 10 sec. for each N (rpm)	all data	
P.O.	Reproduction of D.R.		more than 10 sec.				19 sec (proper interval )	

### (3) 計測要領

計測は、就航状態で想像される条件を整理し

Table 1.2.4 の要領によって実施した。出港前にひずみゲージ出力のゼロ点をチェックしたのち、航行中は約10日間、ゼロ点のチェックができないことを考慮して、

(a) ゼロ点チェック後の比較的短い期間に多くデータ記録する。

(b) 出港直後の回転上昇時のデータをとり、ゼロ点不明になったときの推定資料とする。

の2点に留意した。航行中は定時計測として、就航状況の船内記録がなされる船内時間の12時に計測を行い、操船、波浪中航行状態には隨時必要量計測を実施した。

### 1.2.3 計測準備作業

計器の整備等の準備を始めた段階では、本船のドックが8月あるいは10月のことであったが、4月28日に、急に本船のドックが5月21日に繰り上がる（海員組合のストライキの関連）こととなり、直ちに準備作業に着手した。

その後の海員組合ストライキの状勢の変化もあり、プロペラ、軸の準備は5月、実際の計測は8月となった。この間の作業日程をTable 1.2.5に示す。

Table 1.2.5 Schedule for preparation of full scale measurements

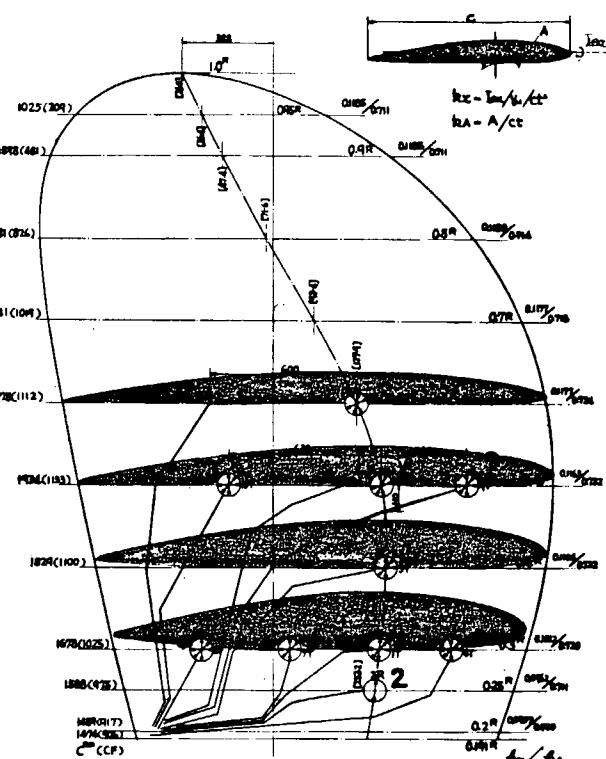
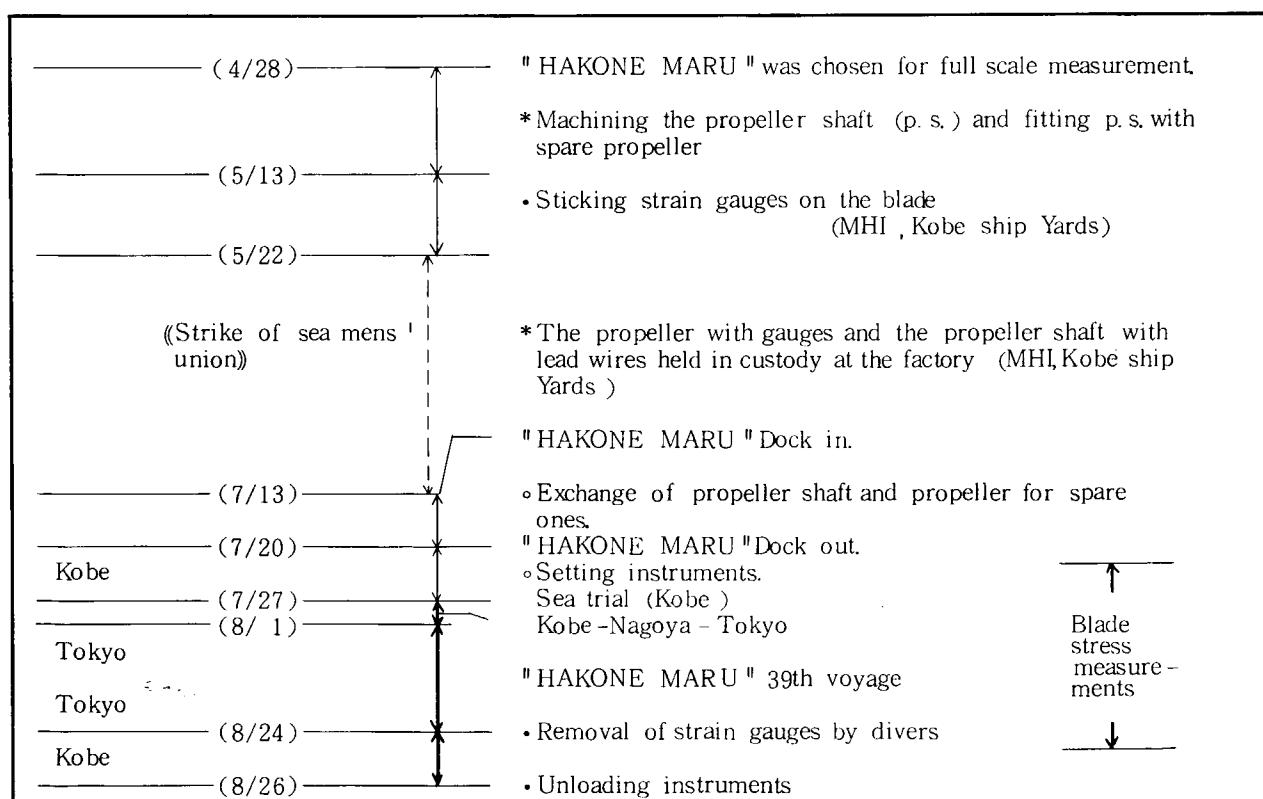


Fig. 1.2.3. Layout of gauges on the face side of C-blade

### (1) 翼面ひずみゲージ接着作業

本作業は、約9日間にわたり、三菱神戸、修繕船部の屋内で実施した。特に

- (a) ひずみゲージ接着翼の後進面に4台のパネルヒータを配置し、コーティング材、低温ハンダの接着時には、常時プロペラ表面が35°Cを保つように調整した。
- (b) スリーロンジMFの接着、低温ハンダによる金網プロテクタの接着、コーティング時には、必ずはく離試験用に余分に接着し、逐時はく離テストを実施し接着強度を確かめた。
- (c) 数種の仕上げ加工用成形ゲージを準備し、かつ、機械仕上げの熟練者によって、コーティング面を丹念に仕上げた。等、接着作業に万全を期した。Photo 1.2.1に翼面へのひずみゲージ接着の仕上がり状態をPhoto 1.2.2には、ひずみゲージ部の1つを拡大して示した。

### (2) 本船ドック時の計測準備作業

本船の6日間のドック中にプロペラ、及び推進軸の換装、翼面からのリード線と推進軸内のリード線の結線、コーティング、及び船尾のプロペラ没水深度計等の取り付けを実施した。作業中常時リード線の断線及び絶縁性のチェックを実施した。岸壁係留中の6日間にスリップリング取り付け計器台取り付け、加速度計、だ角計、ヴァーティカルジャイロ等の設置調整を実施し、7月26日にはほぼ全準備を完了した。Photo 1.2.3に、ひずみゲージ接着プロペラの換装終了状態、Photo 1.2.4に計測計器の取付状態を示す。



Photo 1.2.1 Strain gauges stuck on the face side of C-blade

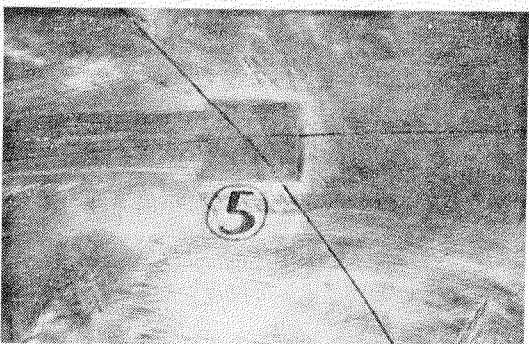


Photo 1.2.2 Coating of gauge after finished

## 1.3 プロペラ翼応力計測状況

### 1.3.1 箱根丸39次航（試運転、国内回航を含む）の航路、海象

本船の39次航での航路、気象、海象、船体運動をFig. 1.3.1に示した。本航の東京帰航までの航路は6つに分けられ、全航路で翼応力の計測を実施した。すなわち

- A : 試運転（神戸港外）
- B : 神戸→名古屋（国内回航）
- C : 名古屋→東京（国内回航）
- D : 東京→Los Angeles (39th Voy. Out)
- E : Los Angeles → Oakland (米国内回航)
- F : Oakland → 東京 (39th Voy. Home)

各航路での船体状態は、Fig. 1.3.2に計測ゲージ図とともに示しておいた。本航は、海員組合ストライキ解除直後で、同型の榛名丸が数日先行したため、往復航ともに喫水の浅い状態であった。すなわち

最も浅い喫水状態 A :  $d_A = 6.9 \text{ m}$  ( $d_M = 5.7 \text{ m}$ ) 27%D.W.L.

最も深い喫水状態 D :  $d_A = 8.7 \text{ m}$  ( $d_M = 7.73 \text{ m}$ ) 64%D.W.L.

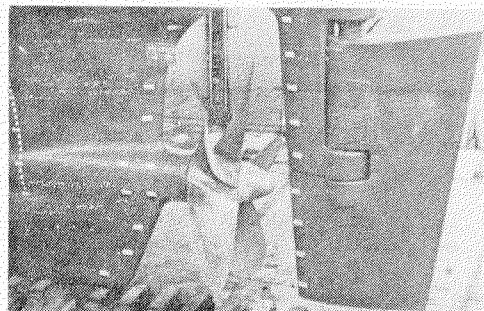


Photo 1.2.3 Propeller with gauges mounted on the ship

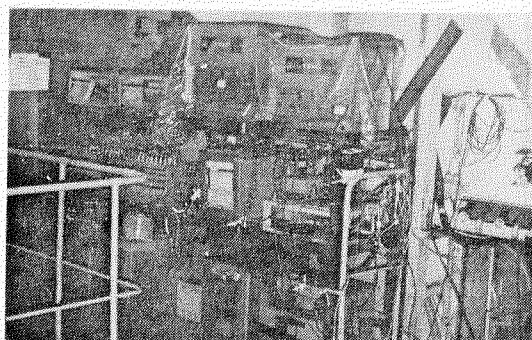


Photo 1.2.4 Data recording devices fixed in the engine room

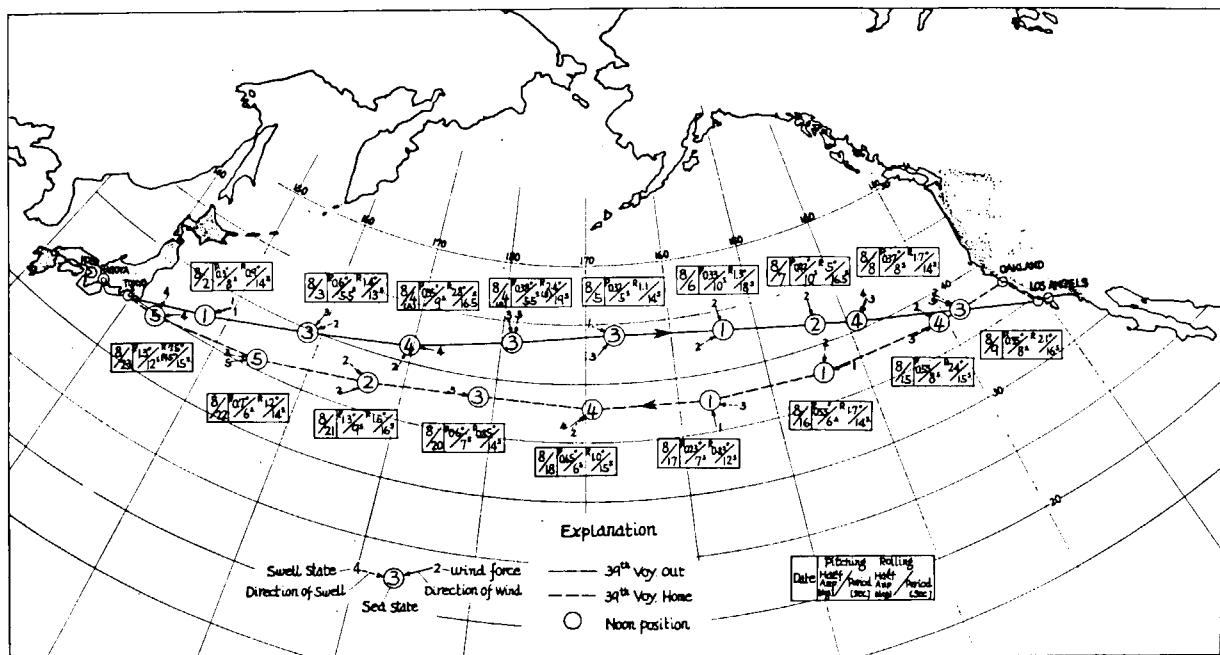


Fig. 1.3.1 Route, sea condition and ship motion of "HAKONE MARU" on the 39th voyage

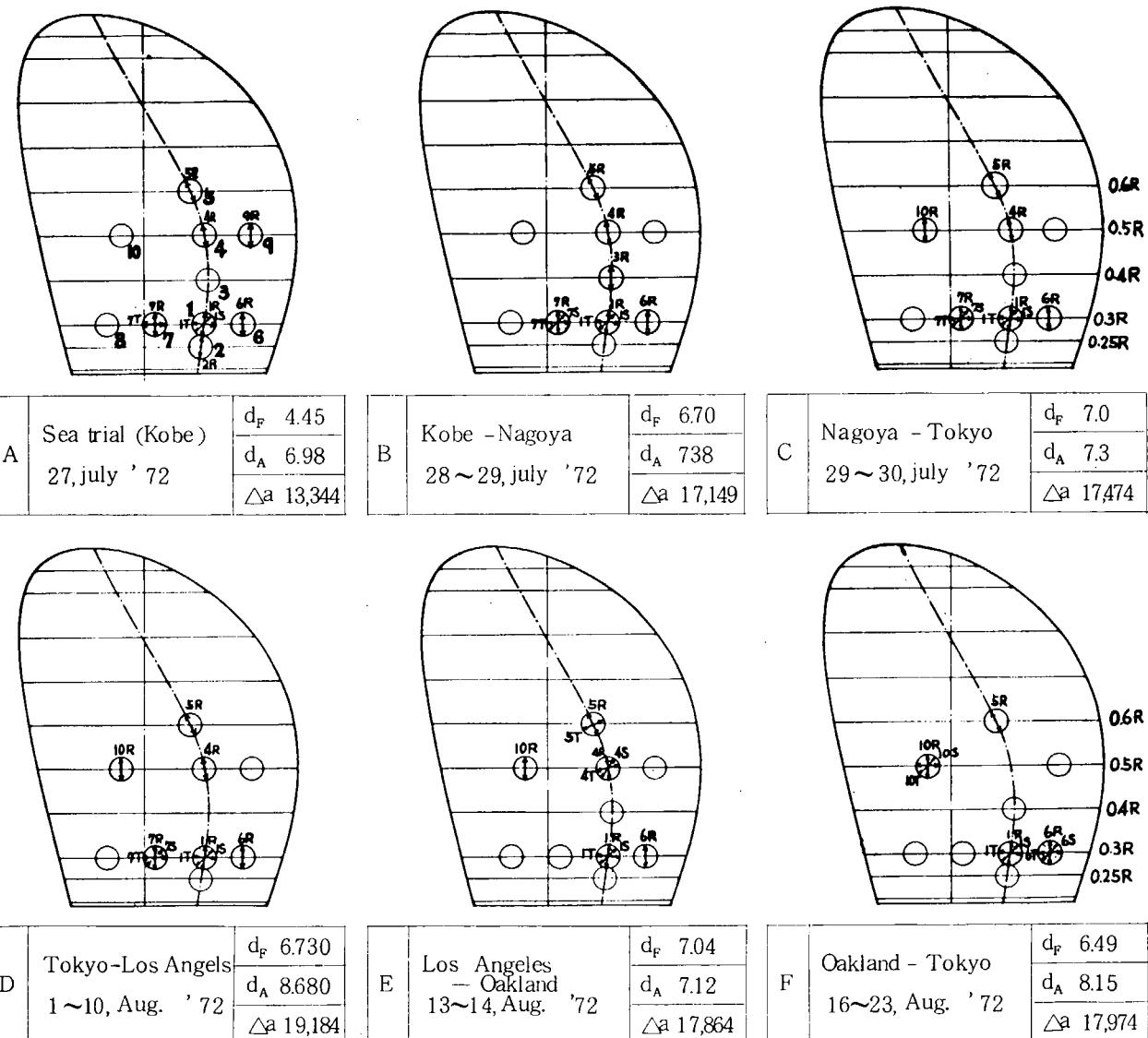


Fig. 1.3.2 Strain gauges measured at each route

$$\text{満載状態} \quad d_A = 9.50 \text{ m} \quad (d_M = 9.05 \text{ m})$$

試運転、国内回航、米国内回航時の海象は非常に良く（Sea state 1～2）、かつ航行が短時間なので特に Fig. 1.3.1 に示していない。また、太平洋横断中も海象は非常に平穏で平均 Sea State 2～3 であり、東京帰航直前の 8 月 23 日に、うねりが比較的大きかった（ほぼ真横に近い方向）場合を除くと、まず船体運動も小さく、平水中の航行に近い状態であった。Photo 1.3.1 に本船の航行状況例を示す。

本航で、最も大きな船体運動の記録を示すと次のようになる。

計測日	Sea State	Swell State	うねり		船体運動	
			波高	方向	Pitching 片振幅	Rolling 振幅
往航 8/6	1	3	1.5 m	130 °S.B.	0.38 °	2.8 °
復航 8/23	5	6	3.0 m	90 °S.B.	1.3 °	9.5 °

なお、航行中の平均船速は、Pressure Log によると  $V_s \approx 23 \sim 235 \text{ kn}$  であった。

航行区間中、C と E は入港時間の都合で主機出力を落して運航しているので、計測されたデータも比較的少ない。

### 1.3.2 プロペラ翼応力計測状況

1.3.1 に示した A～F の各航路におけるプロペラ翼面上の応

力計測位置を Fig. 1.3.2 に示す。

航路 Eにおいては、最大翼厚線上で主応力を解析することを考えて計測点を選定したが、それ以外の航路では応力計測点 1 (0.3 R 最大翼厚位置)のみは基準として 3 方向ひずみを計測、その他については翼面上できるだけ多くの点で半径方向のひずみを計測することを目的とした。ただし、計測中絶縁不良等で計測不能のゲージがでた場合は、適宜判断して計測点を選定した。

### 1.3.3 ひずみゲージの絶縁低下について

ひずみゲージを接着した翼が没水した後のひずみゲージの絶縁抵抗の変化の計測例を、今航海の全航路で計測した 1R, 5R について Fig. 1.3.3 に示した。ひずみゲージの絶縁抵抗は没水前はほぼ∞であり、没水後徐々に低下し始め、試運

転時ではほぼ  $1 \text{ M}\Omega$ 、東京出  
港直前で約 400  
 $\text{k}\Omega$  ぐらいに  
なっているが  
その後の変化  
はほとんどな  
い。したがっ  
て、絶縁抵抗  
の影響を敏感

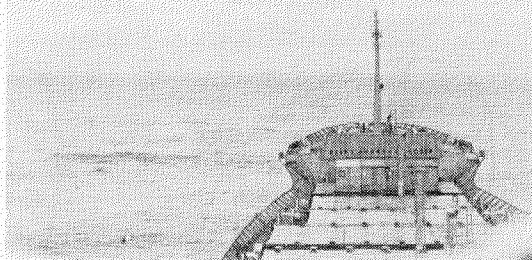


Photo 1.3.1 "HAKONE MARU" on the 39th voyage out (Route D : Date, 1200 3 Aug. '72)

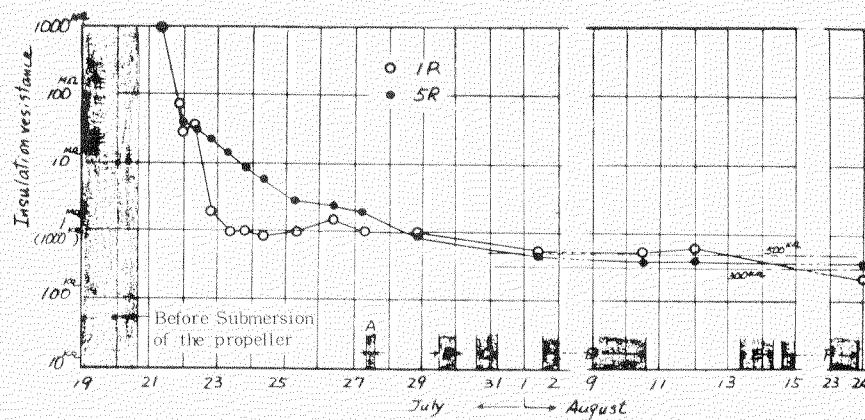


Fig. 1.3.3 Change of insulation resistance of strain gauges during measurements

に受けるゼロ点以外の影響はほとんどなかったと考える。

### 1.3.4 計測値の信頼性

航海中にプロペラ翼に働く応力は、平均馬力に対応する平均応力と、船体の伴流、船体運動に起因する変動応力成分に分離して考えられる。前者はその推定が比較的容易であるが、変動応力成分の実態についてはその推定がな

なかなか困難であり、実船におけるプロペラ翼応力計測も、この変動応力の実態は握を主眼としたものである。

まず変動応力成分に関しては、計測前後の較正值がほとんど変わっていないので、正しい値が得られていると考えてよい。

一方、応力の絶対値については、10日にも及ぶ長期間の計測では、一般にゼロ点のdriftは避け得ないので、生のデータから精度の高い計測値を得ることは困難である。しかし、今回の航海では、国内回航時と往復航時の喫水の差が余りなく、かつ、海象が平穏であったこと、各航走開始時の最大応力値と回転数の関係が良く合うことから、国内回航時、試運転時のデータを基に、ほぼ妥当なゼロ点を検討し、見出すことができた。したがって、平均応力についても、計測された応力値のばらつきの範囲に十分入る精度で、推定がなされているといえる。

## 1.4 計測結果、及び解析結果

計測結果は、既に述べたように、磁気テープ（14巻）、及び自記オシログラフ記録紙（26巻）に収録されている。

以下には、これらのデータを解析した結果について報告する。

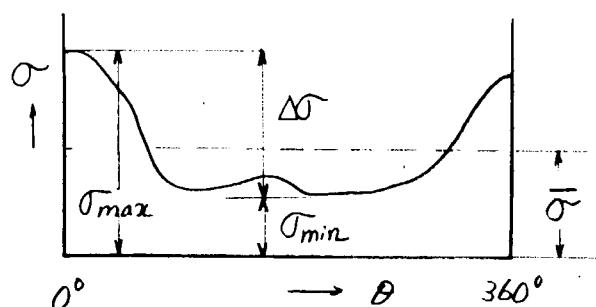
### 1.4.1 計測結果

自記オシログラフによる計測データの記録例をFig. 1.4.1に示した。この記録には、Table 1.2.2に示した全計測項目が示されている。

このままでは、解析する上で使いにくいので、A～F（Cを除く）の各航路について、代表的な翼応力波形を選び出し、Fig. 1.4.2～22に示した。この中には定時計測データの他に、往航中に実施した旋回試験（だ角 $15^\circ, 30^\circ$ ）結果、及び本航海で最も船体運動が大きかった時の応力計測結果（船体運動の計測データをも合わせて示した）が含まれている。

なお、これらの図、及び以下の報告では、計測点でひずみゲージ接着方向に計測されたひずみに、その材料の縦弾性係数（アルミニウム青銅材として $E=1.25 \times 10^4 \text{ kg/mm}^2$ を使用）を乗じ、応力  $\sigma$  ( $\text{kg/mm}^2$ ) として表現している。  
なお、以後使用する記号については脚注<sup>\*</sup>に説明してある。

\* List of symbols :



Definition of blade stress :

$\sigma_{\max}$  : Maximum blade stress  
 $\Delta\sigma$  : Double amplitude of blade stress

$\bar{\sigma}$  : Time-mean blade stress

$\sigma_1, \sigma_2$  : Principal stress

$\phi$  : Angle between and

$\phi'$  : Angle between and radial line

$\delta$  : Rudder angle

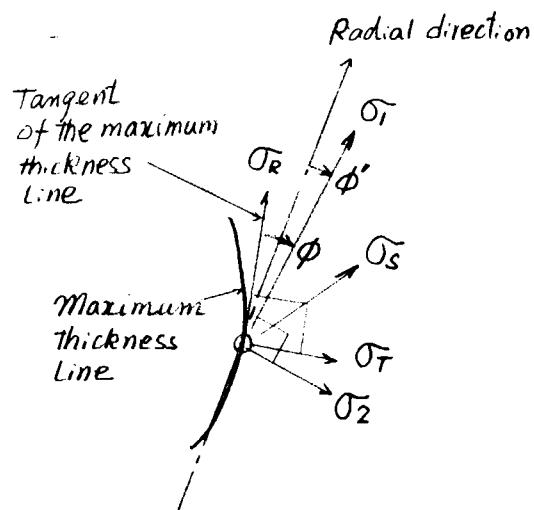
$a_{h,v,r}$  : Acceleration in horizontal, vertical, and before and

behind direction

$\beta_R$  : Rolling angle (half amplitude)

$\beta_P$  : Pitching angle (half amplitude)

Definition of ship motion :



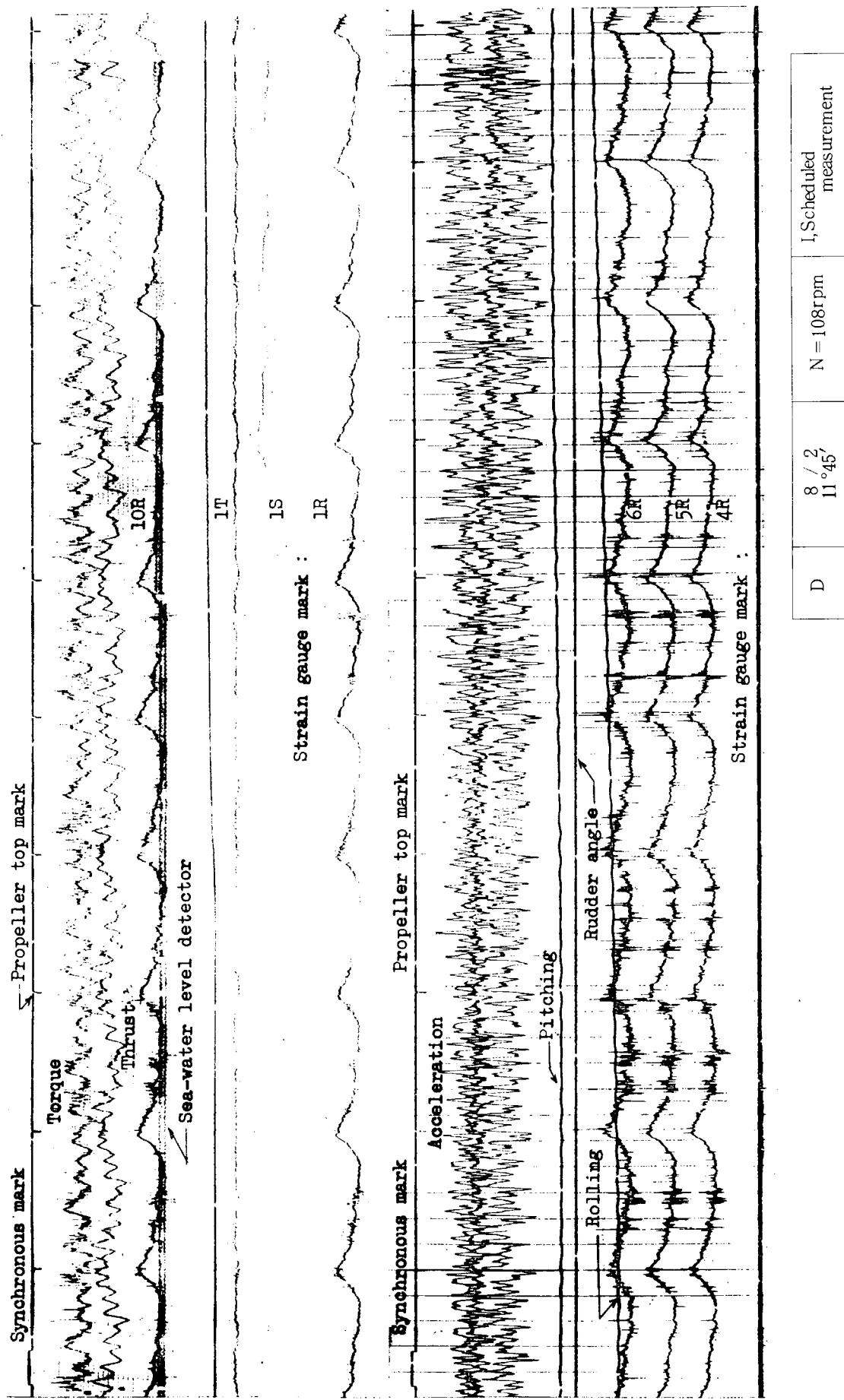
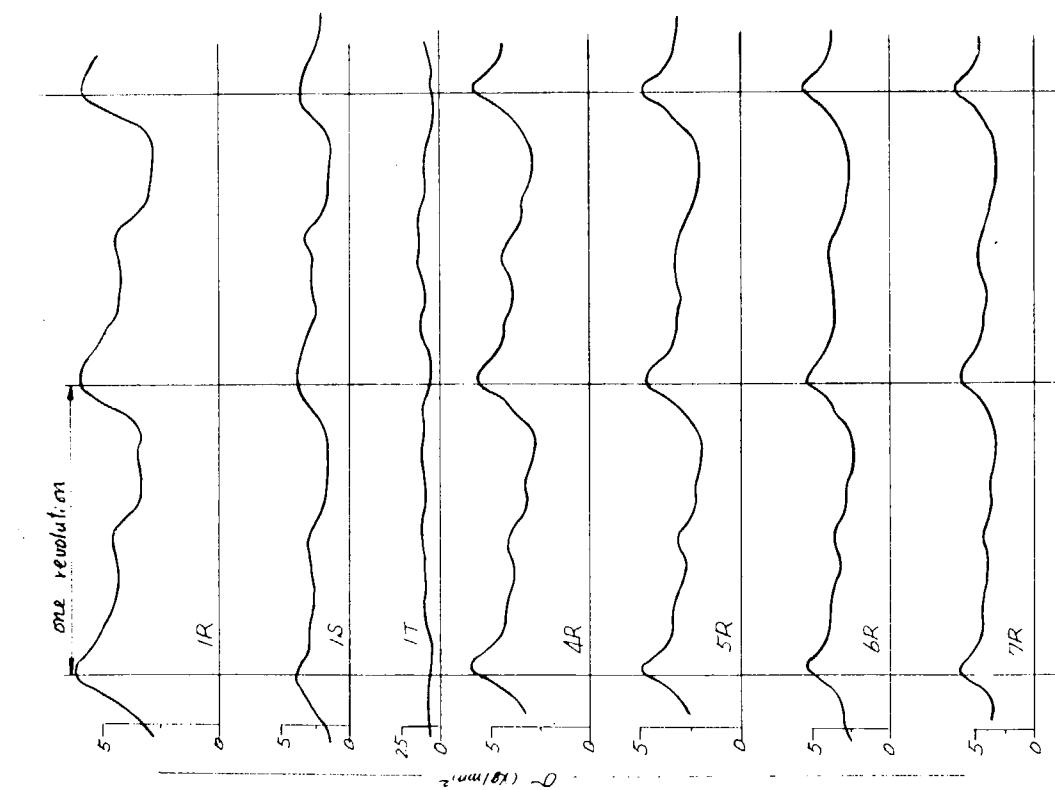
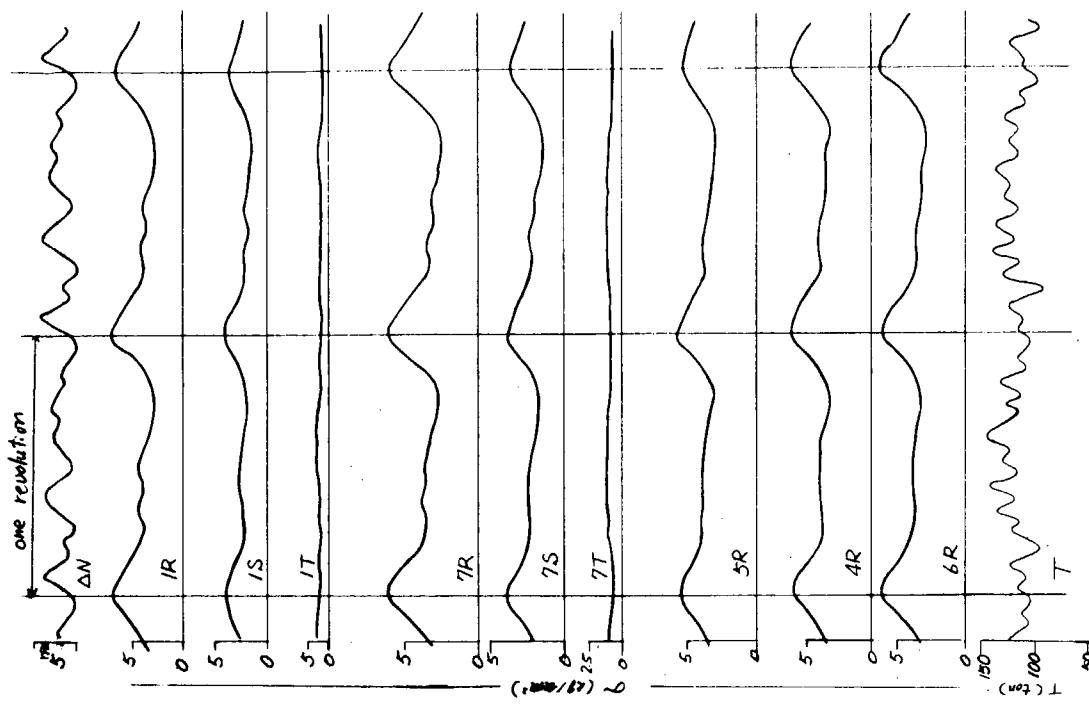


Fig. 1.4.1 An example of data recorded by oscillograph



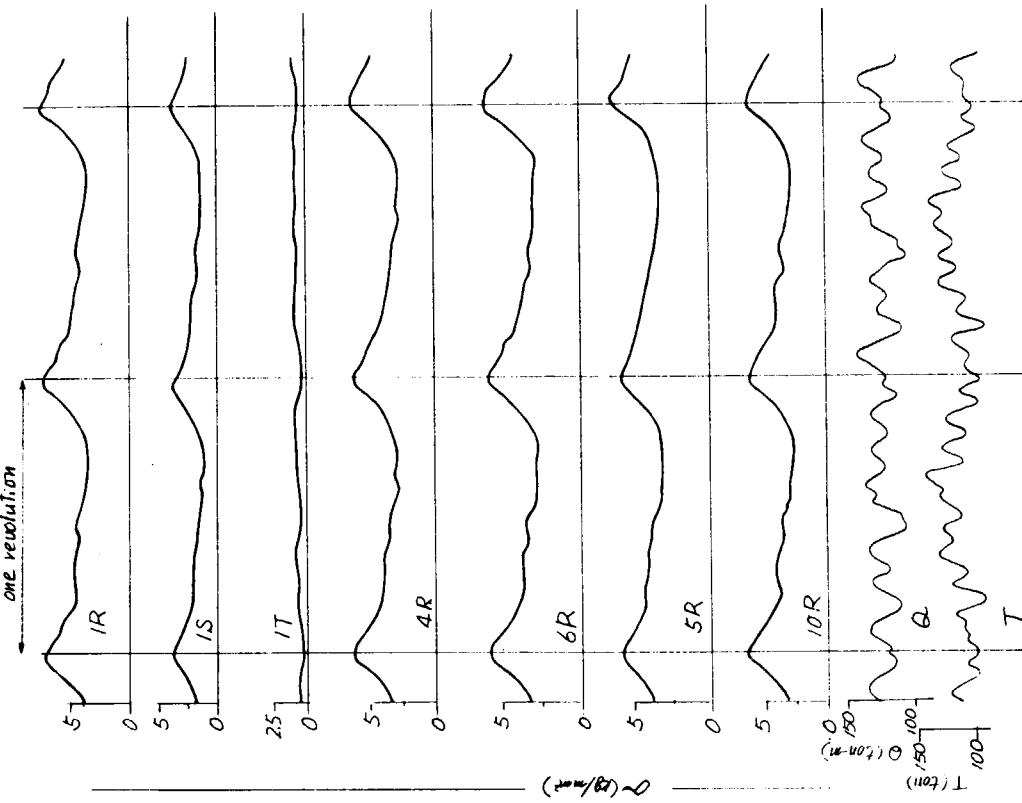
A	7 / 27	N = 100rpm	at stepwise raising revolution
---	--------	------------	--------------------------------

Fig. 1.4.2 Blade stress pattern



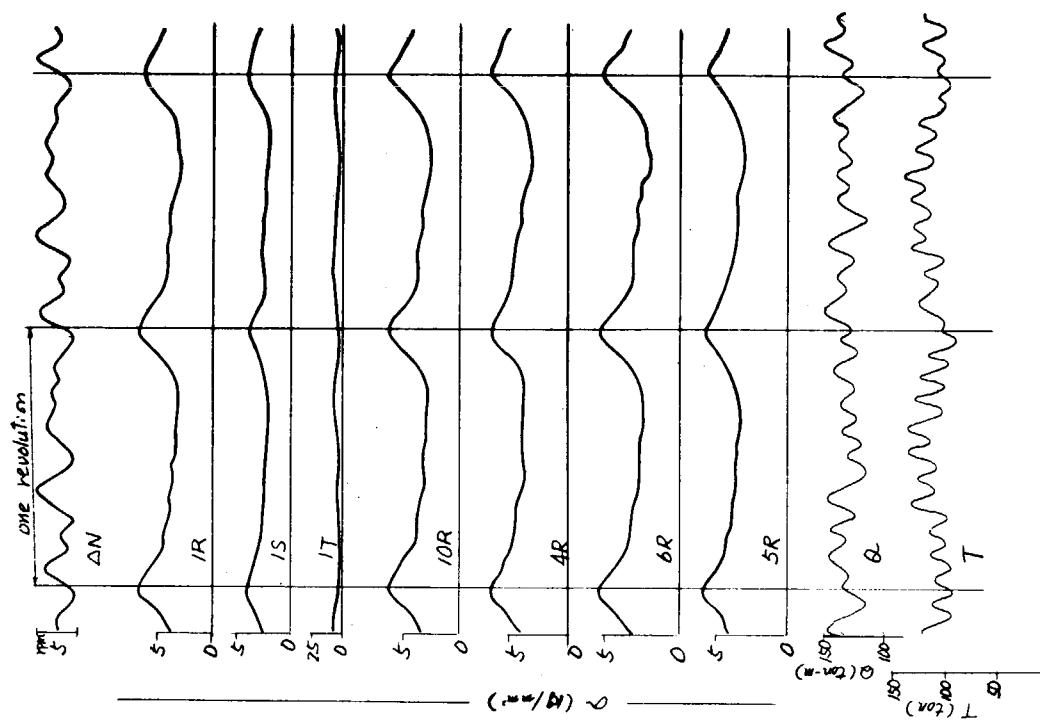
B	7 / 29	N = 107rpm	I, scheduled measurement
---	--------	------------	--------------------------

Fig. 1.4.3 Blade stress pattern



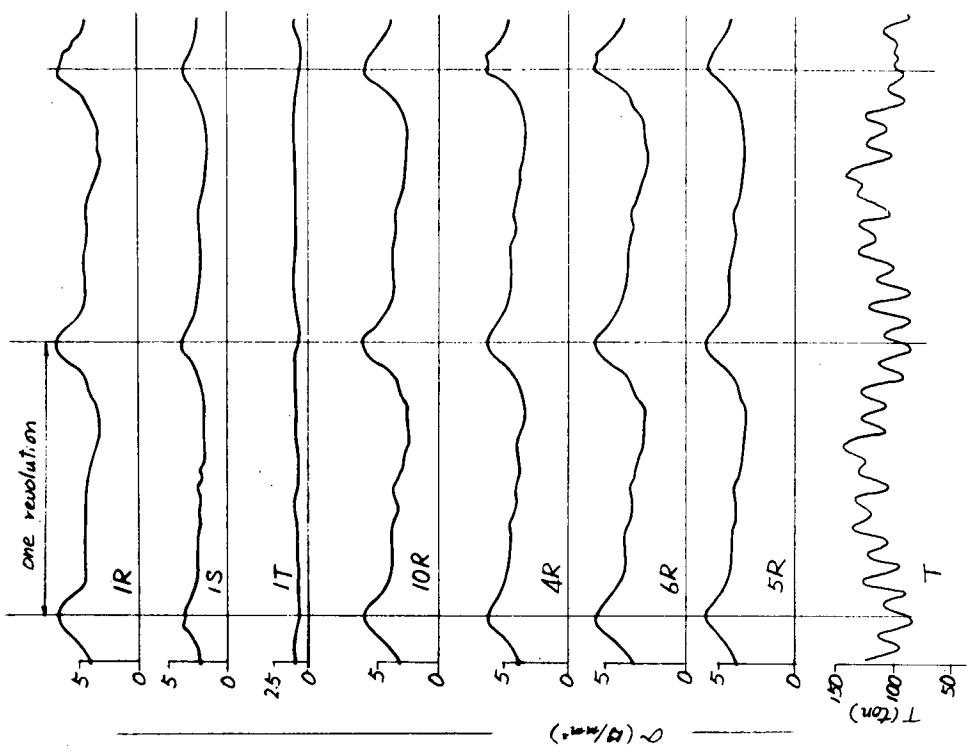
$D$	$8/2$	$N = 110 \text{ rpm}$	$I$ , scheduled measurement
-----	-------	-----------------------	-----------------------------

Fig. 1.4.4 Blade stress pattern



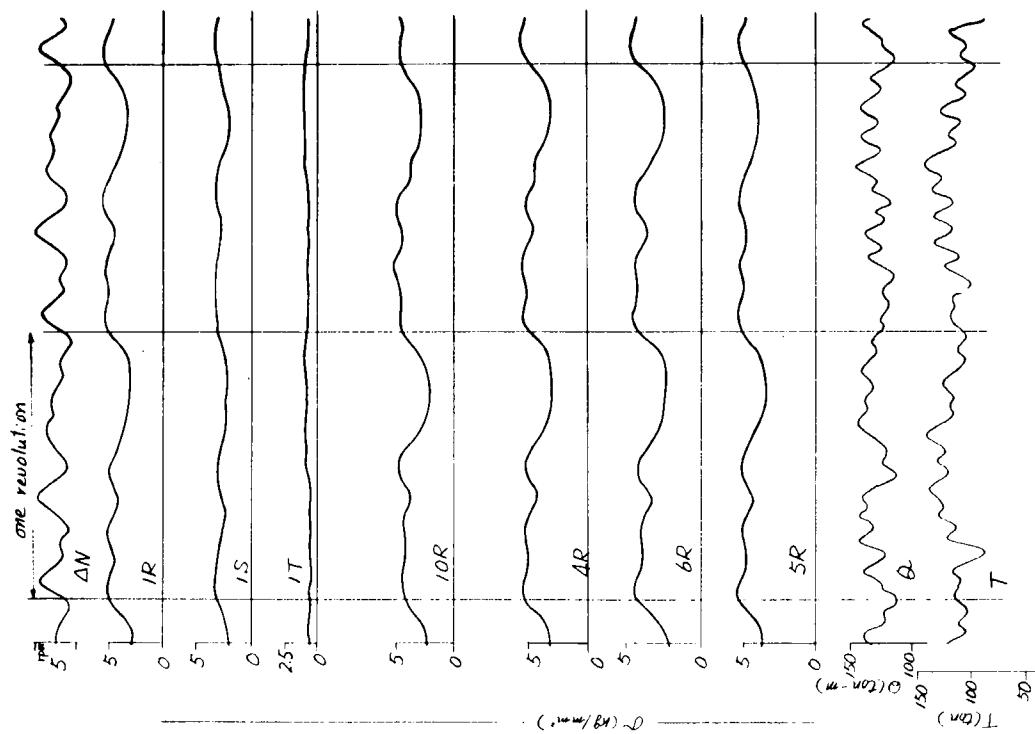
$D$	$8/3$	$N = 107 \text{ rpm}$	$I$ , scheduled measurement
-----	-------	-----------------------	-----------------------------

Fig. 1.4.5 Blade stress pattern



D	$8/4(A)$ $12^\circ 05'$	N = 106 rpm	I, scheduled measurement
---	----------------------------	-------------	--------------------------

Fig. 1.4.7 Blade stress pattern



D	$8/3$ $12^\circ 05'$	N = 103 rpm	IV, steady turn $\dot{\theta}$ = starboard side $30^\circ$
---	-------------------------	-------------	---

Fig. 1.4.6 Blade stress pattern

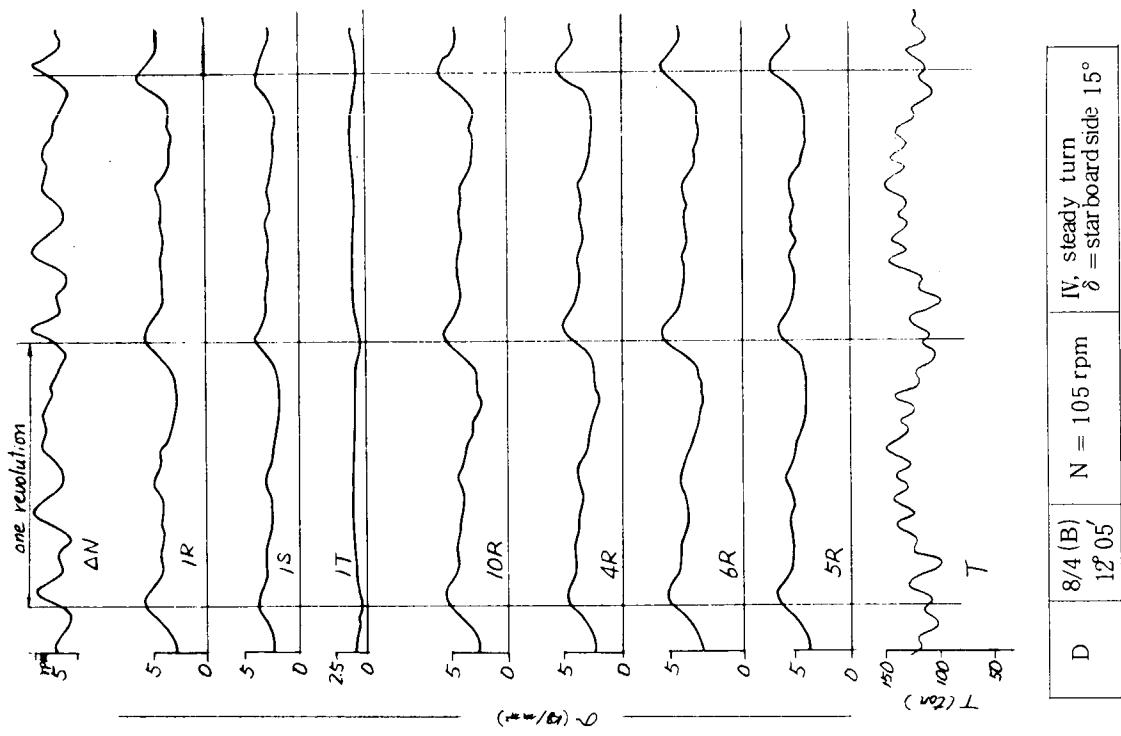


Fig. 1.4.9 Blade stress pattern

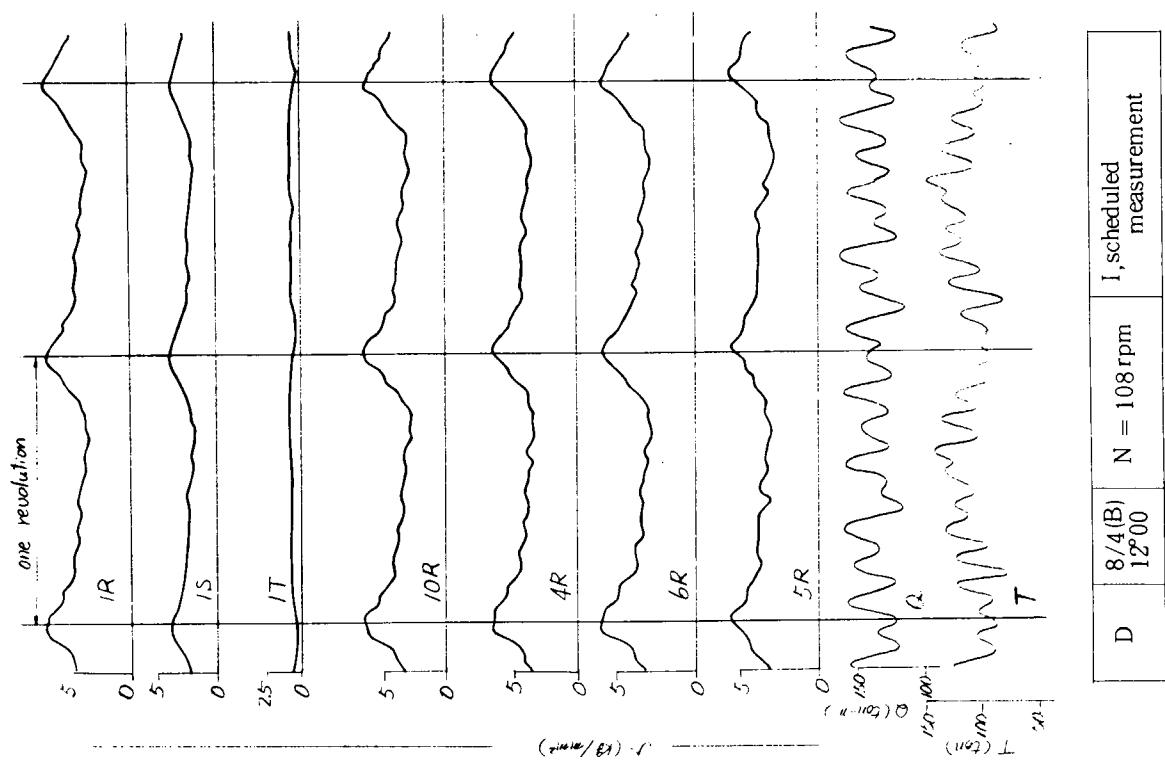
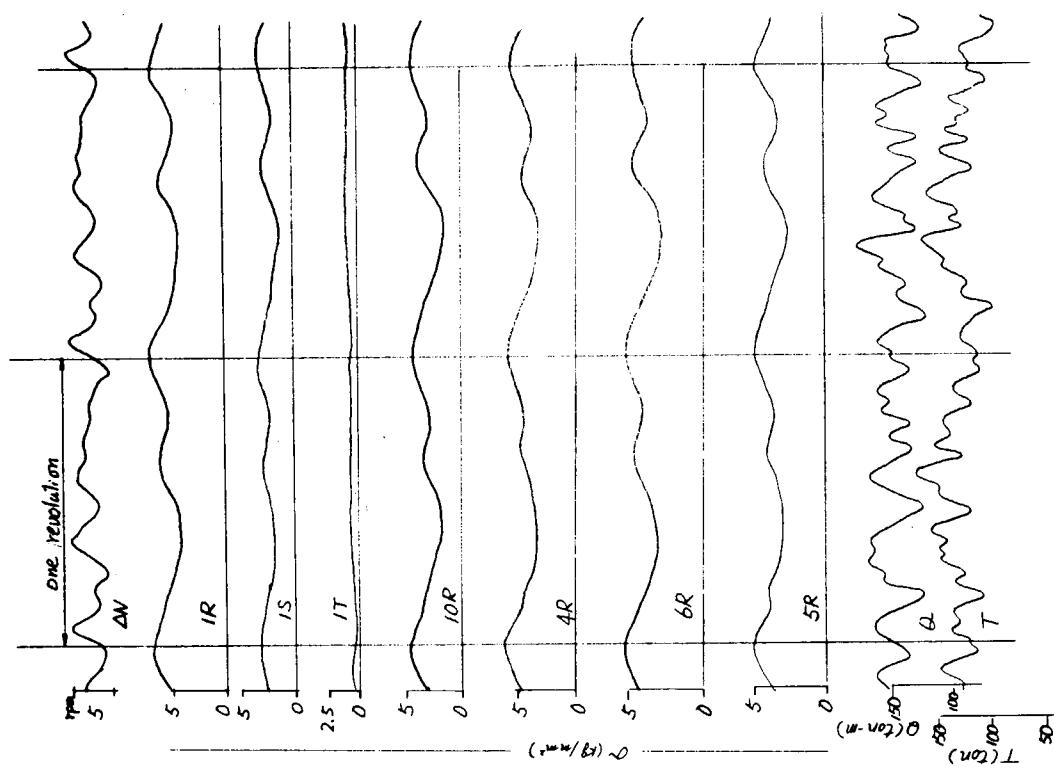
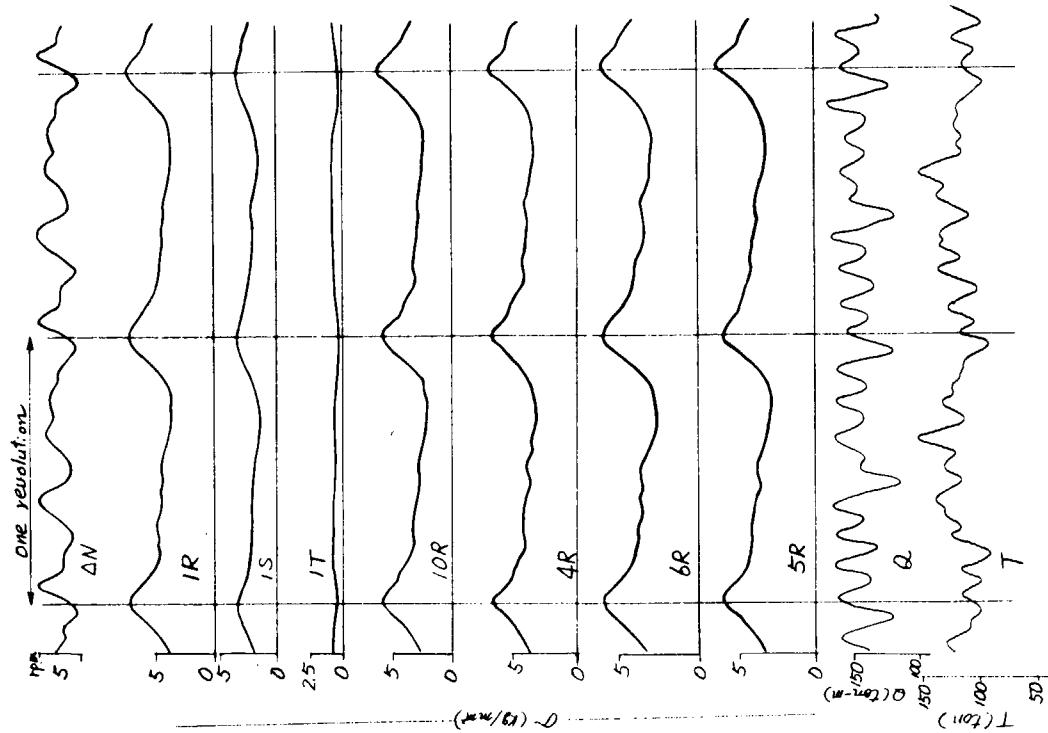


Fig. 1.4.8 Blade stress pattern



D	$8/5$	N = 98.5 rpm	IV, steady turn
	$12^{\circ} 05'$	$\delta$ = port side	$30^{\circ}$

Fig. 1.4.11 Blade stress pattern



D	$8/5$	N = 110 rpm	I, scheduled measurement
	$12^{\circ} 00'$	$\delta$	

Fig. 1.4.10 Blade stress pattern

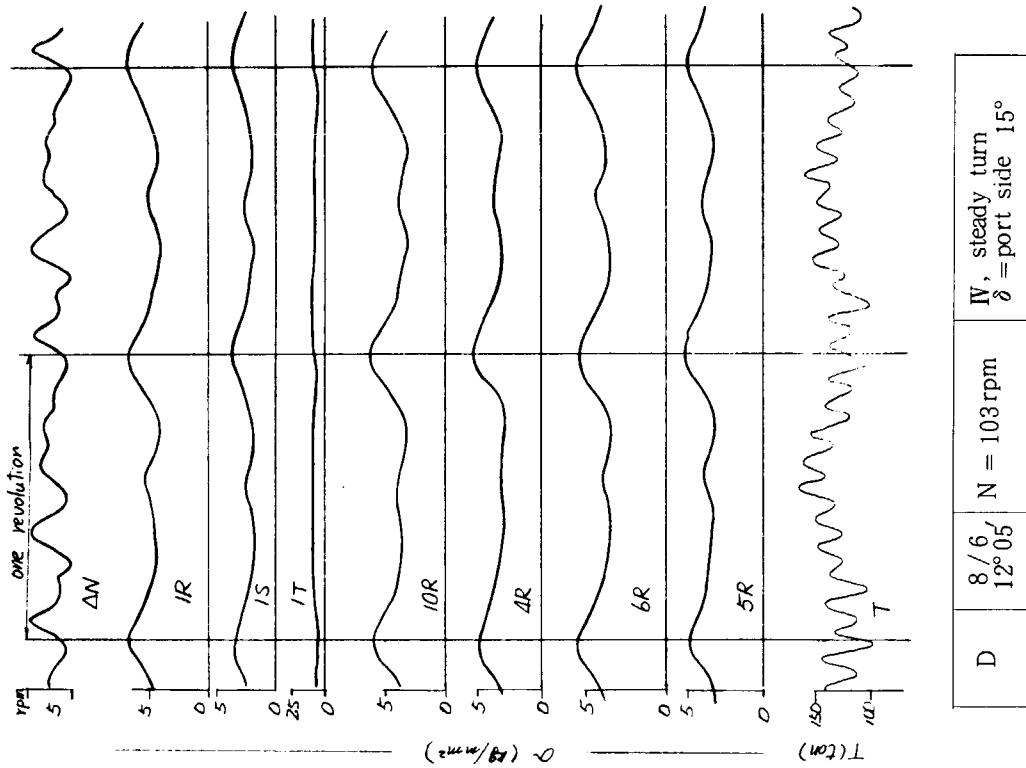


Fig. 1.4.13 Blade stress pattern

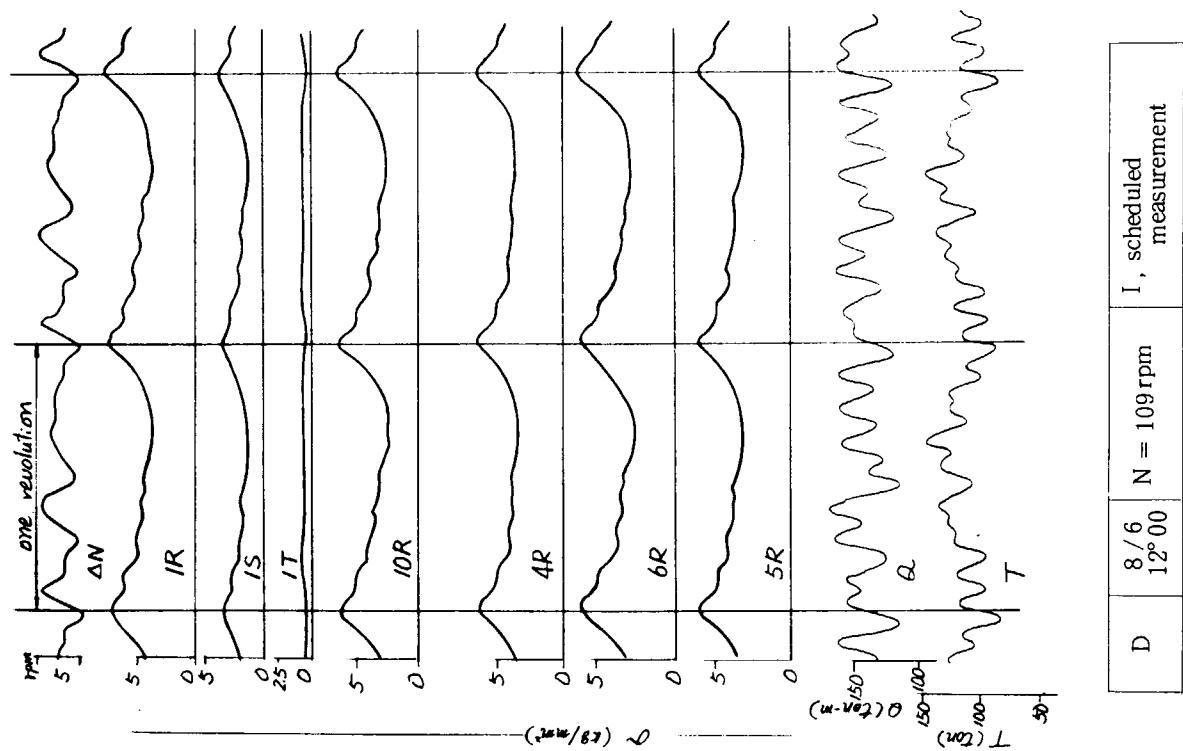


Fig. 1.4.12 Blade stress pattern

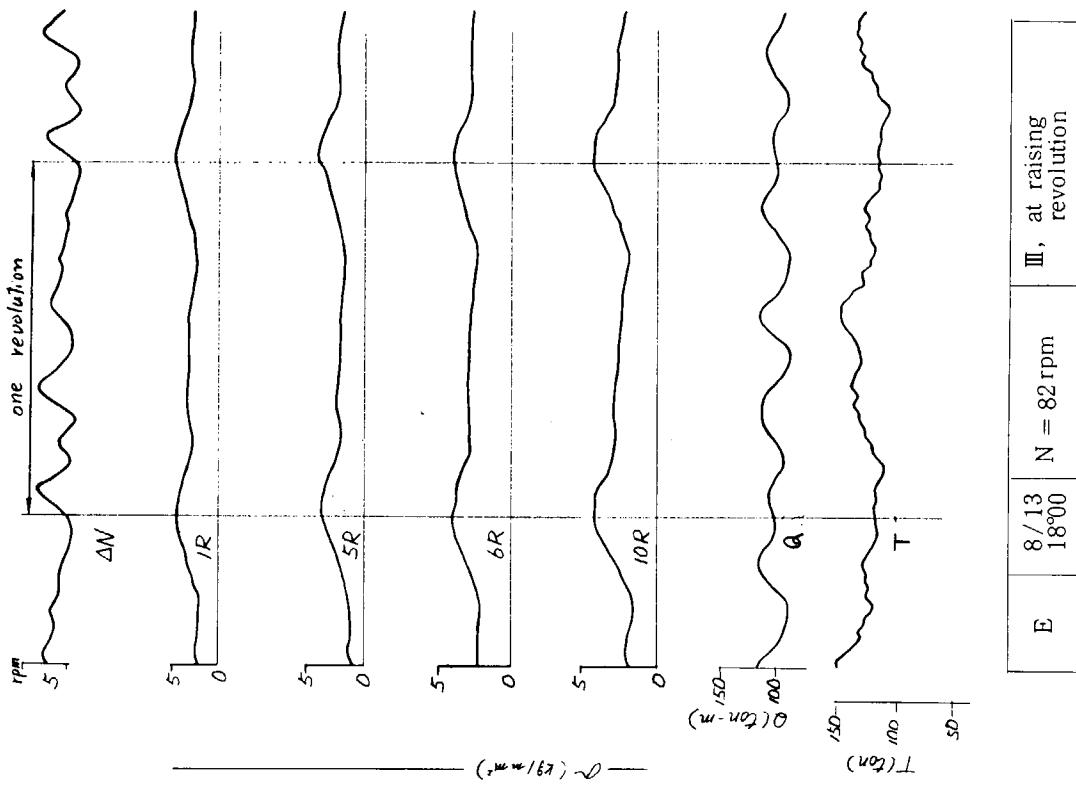


Fig. 1.4.15 Blade stress pattern

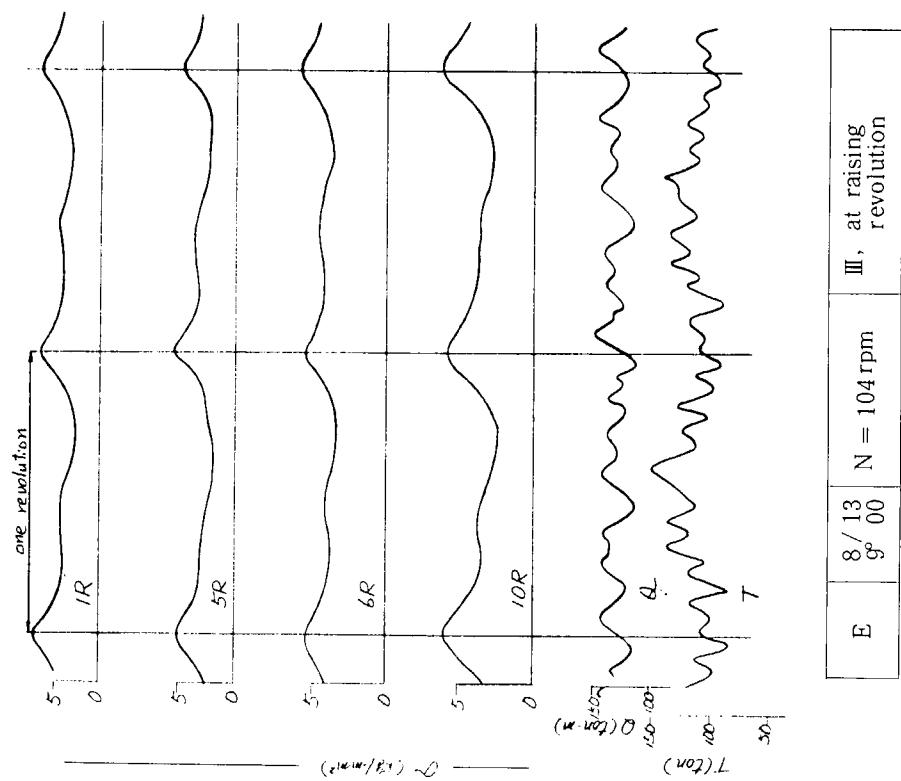


Fig. 1.4.14 Blade stress pattern

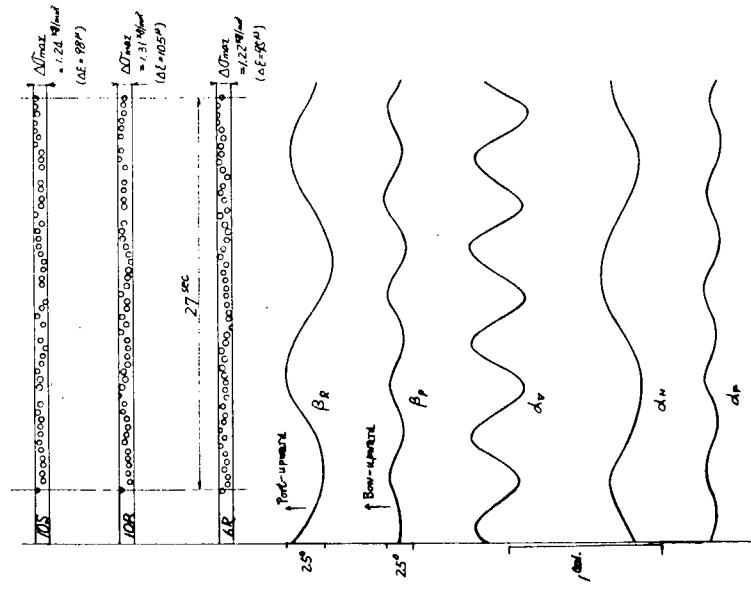


Fig. 1.4.17 Blade stress pattern

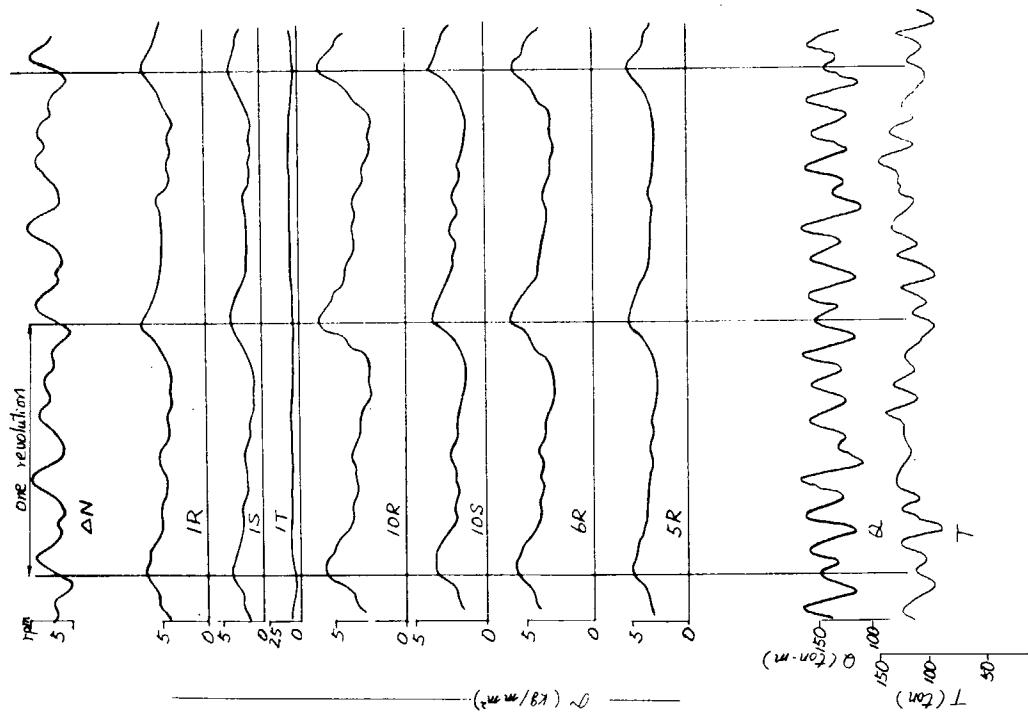


Fig. 1.4.16 Blade stress pattern

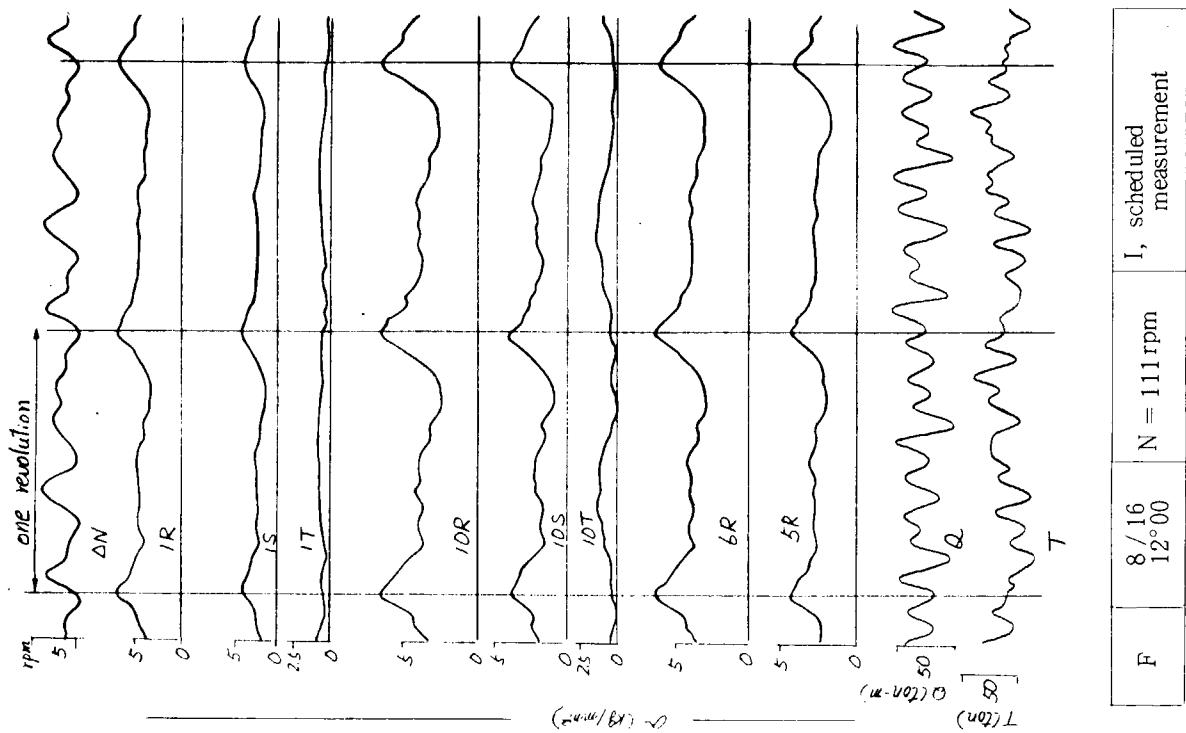


Fig. 1.4.18 Blade stress pattern

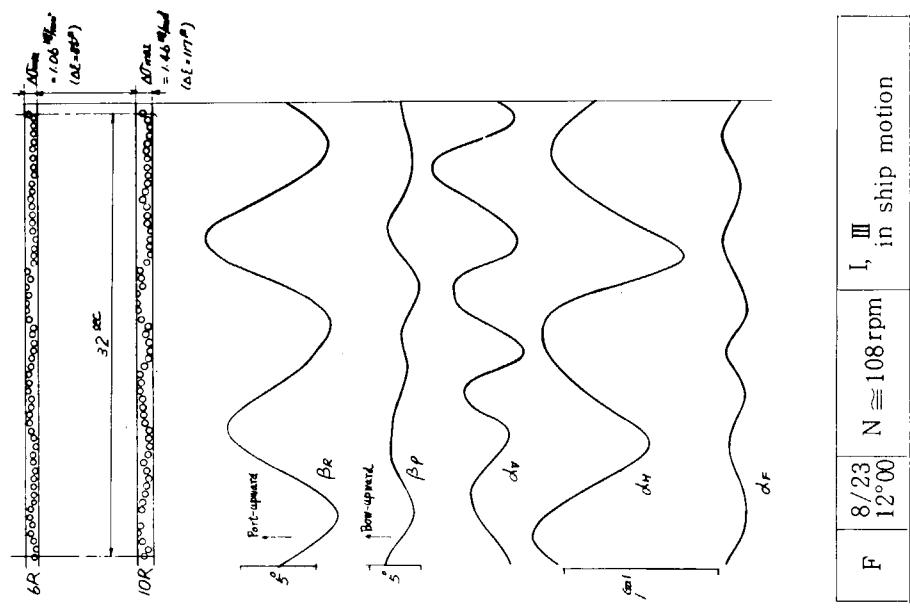


Fig. 1.4.19 Blade stress pattern

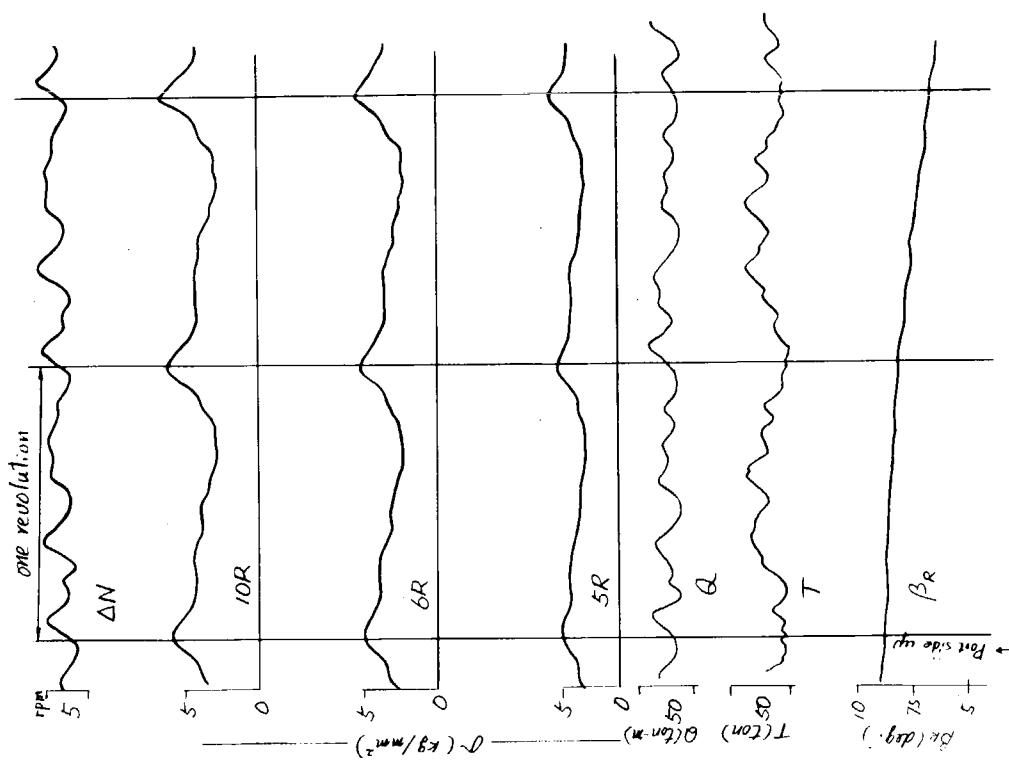


Fig. 1.4.21 Blade stress pattern

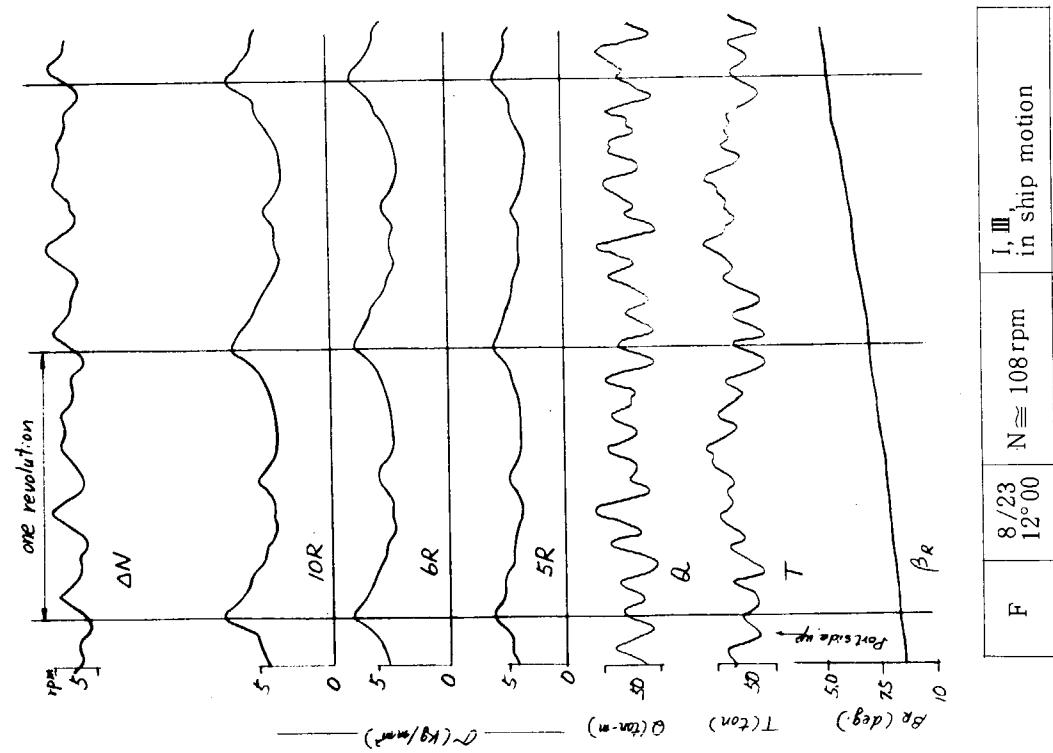


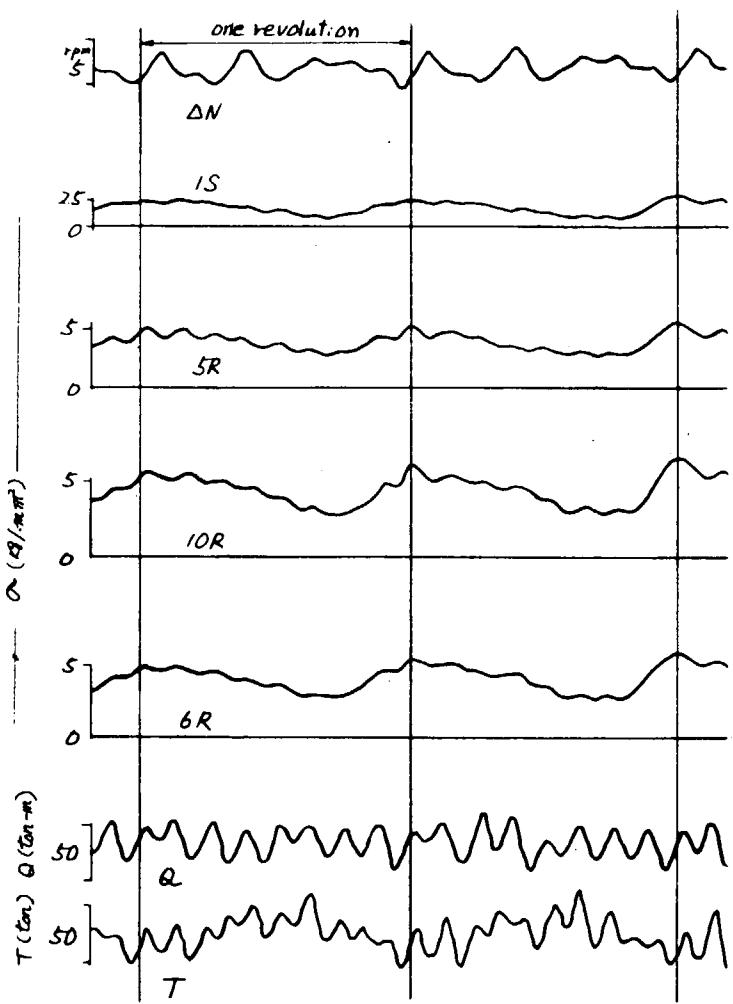
Fig. 1.4.20 Blade stress pattern

#### 1.4.2 翼応力とプロペラ回転数の関係

プロペラ翼に生ずる最大応力  $\sigma_{max}$  と変動応力振幅  $\Delta\sigma$  の、回転数による変化を Fig. 1.4.23~25 に示した。最大応力は 1R, 4R については、かなりのばらつきはあるが、一本の平均線で表示できそうである。他方翼端に近い 5R では A と B, D 間に若干の差がある。また、変動応力複振幅は、翼応力の時間的平均値  $\bar{\sigma}$  が応力波形からみて  $\frac{1}{2} (\sigma_{max} + \sigma_{min})$  よりは小さいので、ほぼ  $\bar{\sigma}$  程度、あるいはそれ以上であることが分かる。図中には、実験データを最も良く説明する  $\sigma_{max}$  と  $N$  の関係式を示した。翼応力と回転数は、計算によると近似的に  $\sigma \propto N^2$  と表現されるが、今回の計測データからみるとむしろ  $\sigma_{max} \propto N^{1.5}$  が近いようである。

#### 1.4.3 翼応力の半径位置による変化

Fig. 1.4.23~25 を基にして、最大翼厚線の接線方向の最大応力値  $\sigma_{max}$ 、変動応力複振幅  $\Delta\sigma$  の半径位置による変化を Fig. 1.4.26 に示す。薄く塗った帯域はデータのばらつきの範囲を示している。図中には参考のために、鬼頭一出淵の方法<sup>(2)</sup>による準



F	8/23 12° 00	$N \approx 108 \text{ rpm}$	I, III in ship motion
---	----------------	-----------------------------	--------------------------

Fig. 1.4.22 Blade stress pattern

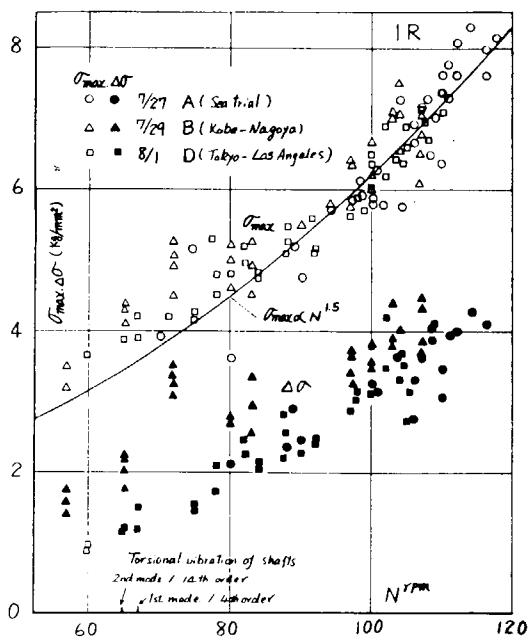


Fig. 1.4.23 Change of the blade stress with revolutions of propeller (1R)

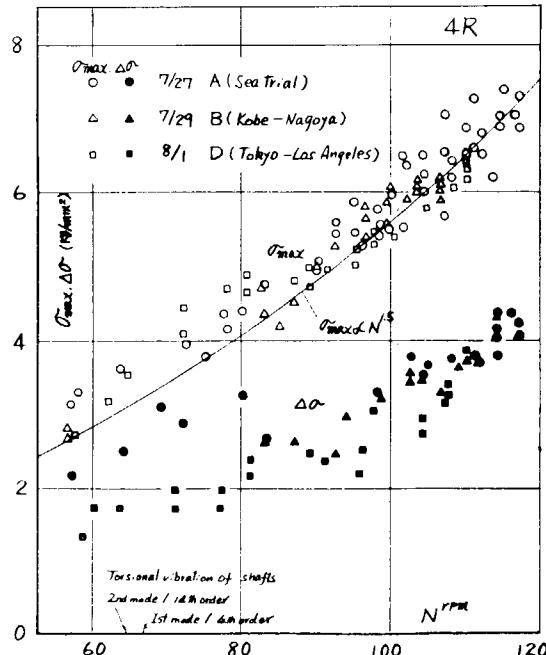


Fig. 1.4.24 Change of the blade stress with revolutions of propeller (4R)

定常計算値を示しておいた。準定常計算では、伴流幅と翼幅との相対関係が考慮されていないこともあり、 $\sigma_{max}$ ,  $\Delta\sigma$ ともにOver estimate をすることが予想されるので、ほぼ妥当な値、傾向といえる。この図からみると、最大応力  $\sigma_{max}$  に比べて、変動応力複振幅の半径位置による変化の割合が小さく、翼端ほど変動成分の影響が大きい。

#### 1.4.4 翼弦上の翼応力分布

神戸—名古屋間での計測データ(B)の  $N = 107 \text{ rpm}$  に対するデータから、 $r/R = 0.3$  での翼弦上の応力分布を求めたのが Fig. 1.4.27である。

最大厚さ位置（応力計測点 1）は、最大翼厚線に沿ってひずみゲージが接着してあるので、主応力を解析し、ひずみゲージが半径方向に張ってある場合に変換し翼弦上、3 点で半径線方向の応力分布としている。図中には、応力計測点 1 に対する主応力（最大値）も合わせて示した。

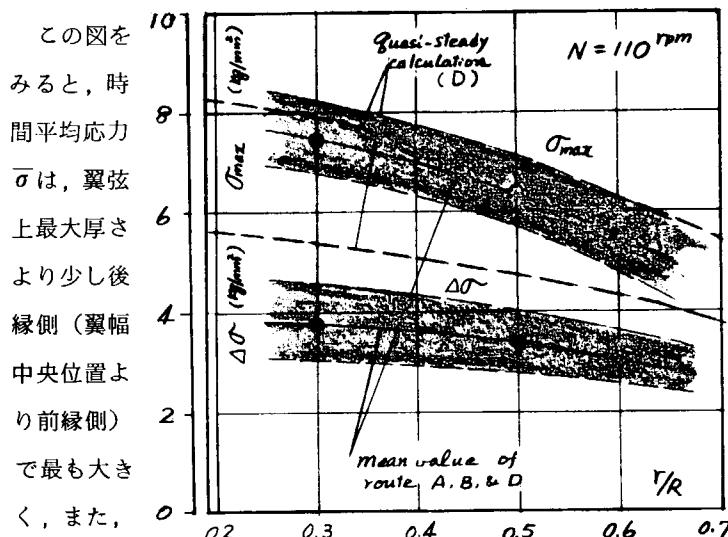


Fig. 1.4.26 Blade stress distribution in radial direction

最大応力  $\sigma_{max}$  も、翼弦長、最大厚さよりわずかに後縁側にあることが分かる。これらの傾向は、S.S. Michigan による実船計測例<sup>(3)</sup>光弾性試験結果<sup>(4)</sup>と同じであり、また、折損翼の調査結果<sup>(5)</sup>とも一致している。

#### 1.4.5 主応力の解析

神戸—名古屋間での計測データ(B)の  $N = 107 \text{ rpm}$  に対するデータについて、プロペラ 1 回転の間の主応力の変化を解析した結果を Fig. 1.4.28 に示す。解析点は  $r/R = 0.3$  上の最大厚さ（応力計測点 1）及び、最大厚さ位置より後縁側の 1 点（応力計測点 7）の 2 点であり、図に同時に示してある。

$r/R = 0.3$  における主応力  $\sigma_1$  の最大値は、ほぼ、プロペラが真上にきたときに生じている。時間平均応力等を求めるところのようになる。

計測位置	平均 値	最 大 値	変動応力複振幅
	$\bar{\sigma}_1$ ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ )	$\sigma_{1max}$ ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ )	$\Delta\sigma_1$ ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ )
1	5.02	7.77	4.20
7	4.64	7.25	3.75

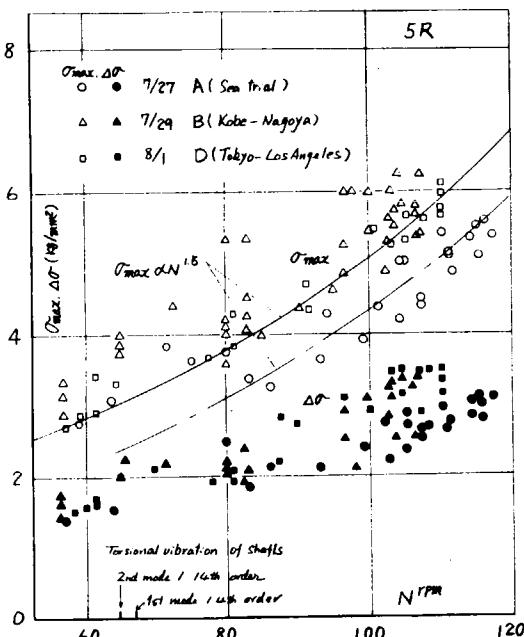


Fig. 1.4.25 Change of the blade stress with revolutions of propeller (5R)

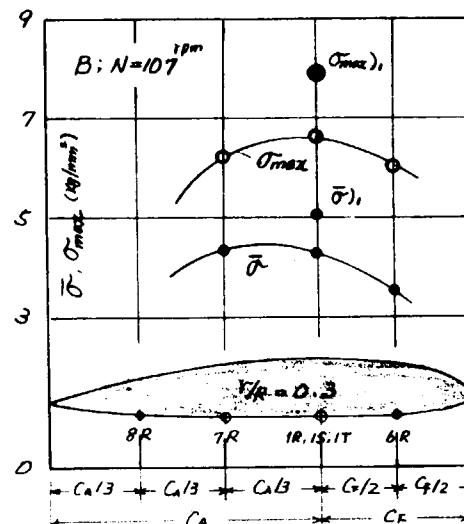


Fig. 1.4.27 Blade stress distribution in chordwise direction

一方、試運転時データに対する主応力解析結果を回転数ベースにプロットしたのがFig. 1.4.29である。この場合も  $\sigma_1 \propto N^{1.5}$  とみなせるので、この関係及び、鬼頭一出淵の方法による翼応力の半径方向の分布形状を用いて翼根部、最大厚さ位置の応力を推定すると次のような。

$$\bar{\sigma}_r = 5.9 \text{ kg/mm}^2$$

$$\Delta \sigma_1 = 4.5 \text{ kg/mm}^2$$

$$(r/R = 0.191, N = 115 \text{ rpm})$$

#### 1.4.6 旋回時のプロペラ翼応力の状態

往航時には、船長に特にお願いをして旋回試験を実施した。

船体運動中、ローリングは、プロペラ面内で、円周方向に付加変動速度が生ずるが、ピッキングの場合は、プロペラが真横にきたときに円周方向の付加変動速度の絶対値が最大になるような速度成分が生じ、翼素への流れの流入角を変化させる。一方、定常旋回中は、プロペラが真上、及び真下にきたときに、円周方向の付加速度成分の絶対値が最大になる。プロペラの1回転時間に対し、船体運動の周期は長い（通常10～30倍）から、旋回中の状態は、船体運動（特にピッキングの場合、ただし、位相が90°ずれている）によるプロペラの斜流影響調査の参考になると考えられる。

旋回試験は、だか  $\delta = S 30^\circ, S 15^\circ, P 30^\circ, P 15^\circ$  の4種類で、定常旋回に入った状態での代表的応力波形をFig. 1.4.6, Fig. 1.4.9, Fig. 1.4.10, Fig. 1.4.11, Fig. 1.4.13に示しておいた。更にFig. 1.4.30～33に、定常旋回状態について1回転の間の主応力を解析し、旋回前の状態と比較して示した。これらの図から次のことが分かる。

- (1) 直進時の主機回転数107～110 rpmに対し、旋回時の回転数は左旋回では98.5 rpm、右旋回では103 rpmと低下するが、翼面の主応力は、直進時の値に比べて、左旋回では約12%，右旋回では約6%増加する。しかし、1回転中の変動応力の幅は、直進時に比べて、左旋回では約0.638倍、右旋回では約0.57倍となり大幅に減少する。すなわち、左旋回の場合の方が、回転数の低下、平均応力の増加は大きく、また、変動応力の振幅も右旋回の場合に比べると大きい。

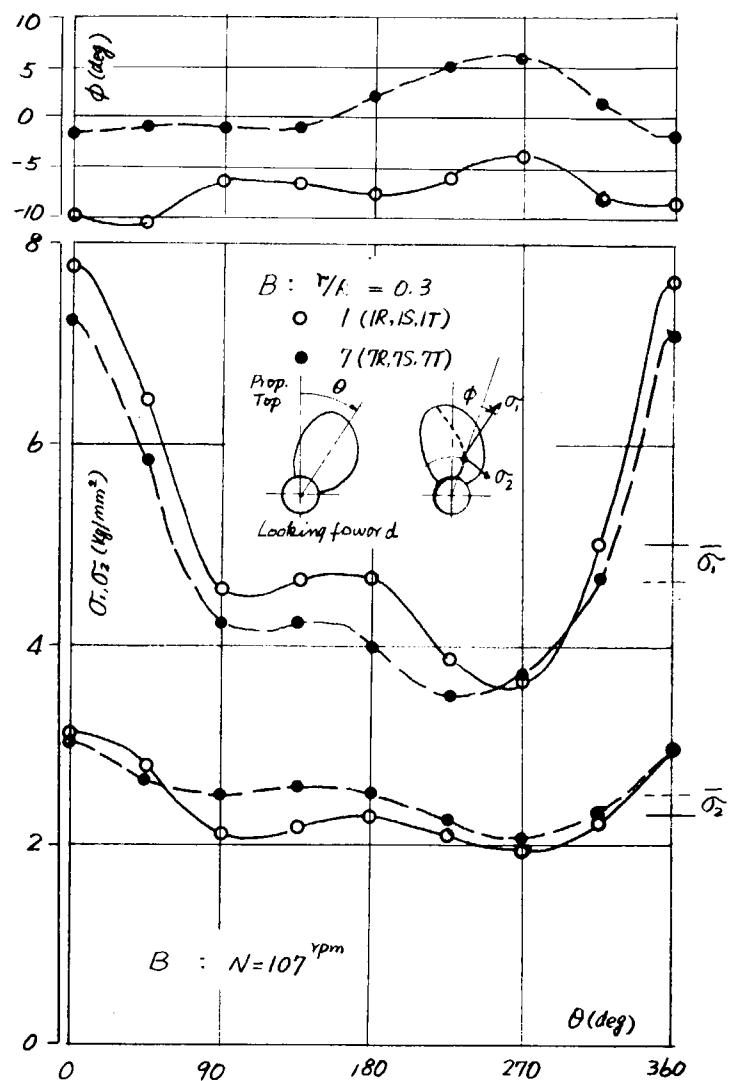


Fig. 1.4.28 Change of principal stress during one revolution

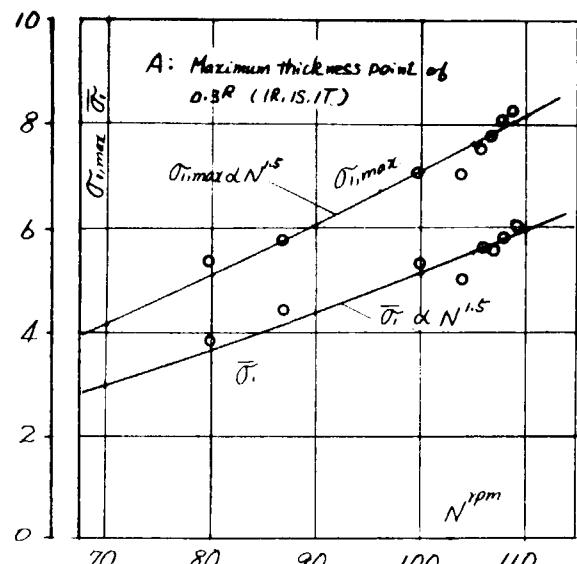


Fig. 1.4.29 Change of principal stress with revolutions of propeller

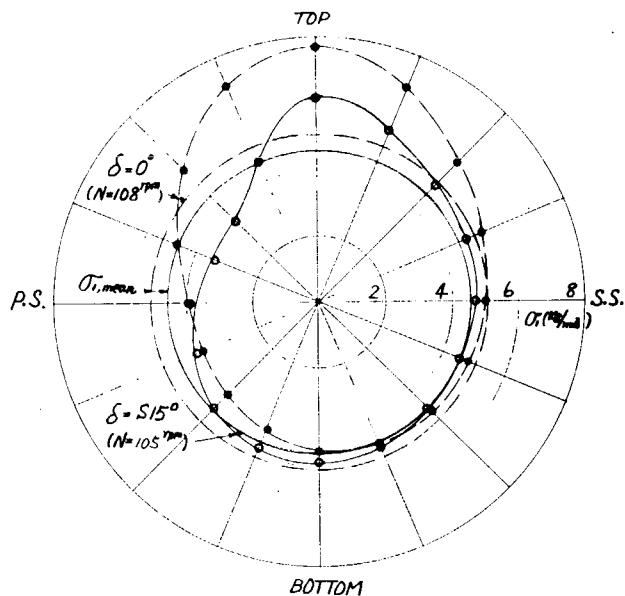


Fig. 1.4.30 Change of principal stress during one revolution in steady turn (Rudder angle; starboard side 15°)

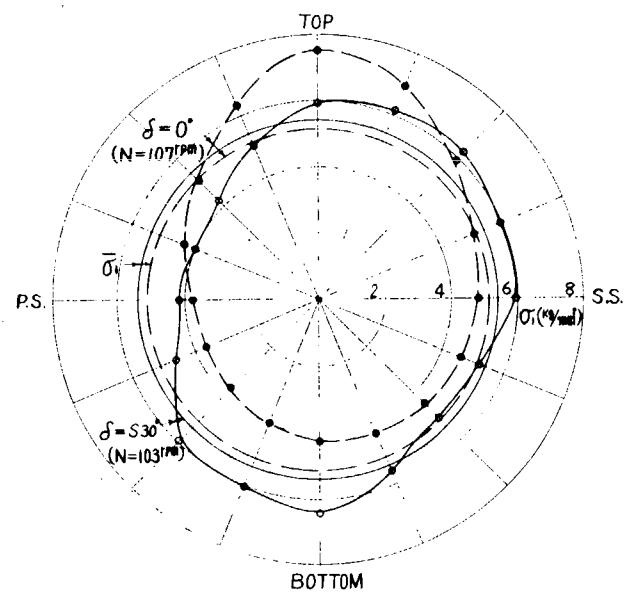


Fig. 1.4.31 Change of principal stress during one revolution in steady turn (Rudder angle; starboard side 30°)

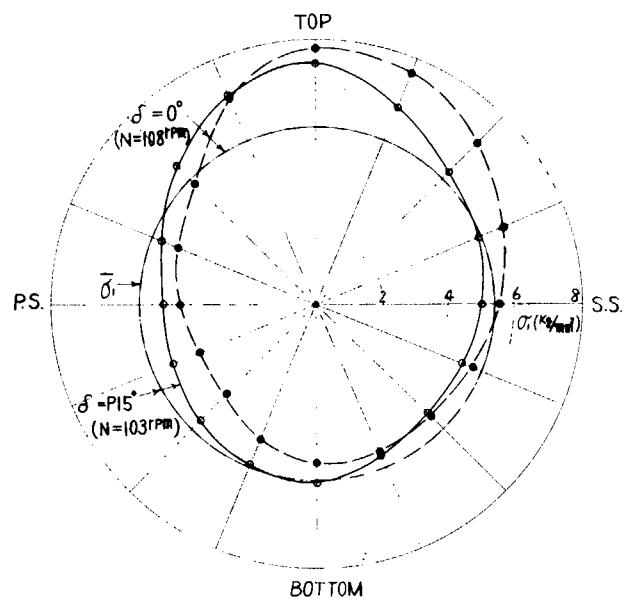


Fig. 1.4.32 Change of principal stress during one revolution in steady turn (Rudder angle; port side 15°)

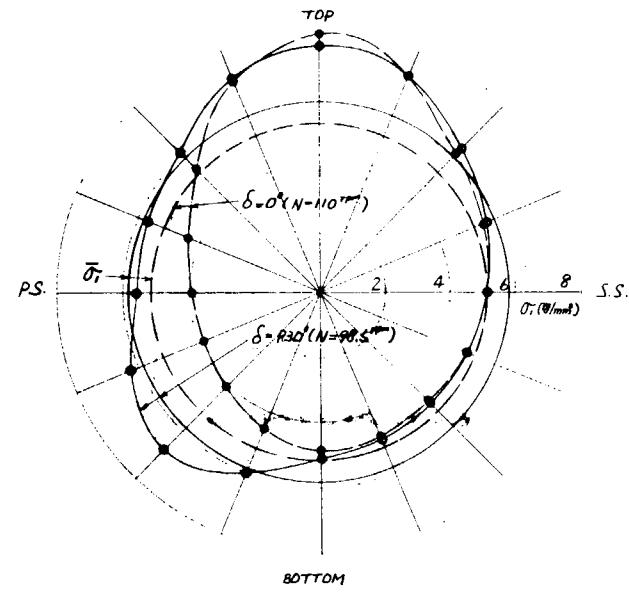


Fig. 1.4.33 Change of principal stress during one revolution in steady turn (Rudder angle; port side 30°)

- (2) 右旋回のときは、プロペラ真上位置での応力値が直進の場合より減りプロペラ真下位置での応力値が増す。すなわち1回転で2回の応力ピークが生じるが、 $\theta = 0^\circ \sim 90^\circ$ では、最大応力値に近い大きな値が持続し、 $\theta = 270^\circ \sim 360^\circ$ では比較的小さい値となる。
- (3) 左旋回のときは、プロペラ真上での応力値とともに、 $\theta = 0 \sim 180^\circ$ までの応力は、直進の場合と余り変わらないが、 $\theta = 225^\circ$ 近傍に応力のピークが現れる。
- (4) (2), (3)で述べた傾向はKeil<sup>(6)</sup>等の模型船による計測データと似た結果である。旋回中の応力変動の状況の変化の原因としては、旋回による船体伴流の変化の影響も相当大きいと考えるが、旋回により生ずるプロペラ位置の

斜流成分を考慮して、各位相における翼素への流れの流入角の変化を考えれば、これらの旋回時の応力変動の状況の変化はある程度説明づけられるようである。したがってこれらの結果は、船体運動等によって生ずる斜流の翼面変動応力への影響につき、参考となる資料を与えるものと考える。

#### 1.4.7 船体運動と翼応力の関係

本航海は、概して穏やかな海象であったが、その中でも最も船体運動が大きかった帰航(F)時の8/23に計測したデータについて検討してみた。代表的な応力波形は既にFig. 1.4.19～22に示しておいた。この図をみると、最大ローリング角(片振幅)4.1°、最大ピッキング角(片振幅)1.3°が同時に生じているときのゲージ6R ( $r/R=0.3$ )及び10R ( $r/R=0.5$ )での最大応力 $\sigma_{max}$ の変動幅は、各々1.06 kg/mm<sup>2</sup>、1.46 kg/mm<sup>2</sup>とかなり大きいことが分かる。そして、この最大応力 $\sigma_{max}$ の変化の様子は、当然のことながら、ローリングの周期よりはピッキングの周期に合っていることが分かる。また、10Rの翼端部の方が最大応力値が大きい。船体運動による応力波形の変化をみるために、Fig. 1.4.19の一部を拡大してFig. 1.4.34に示し、船体運動の各位相に相当する④～⑤までの位置の応力波形をFig. 1.4.35に示した。

これらの応力波形をみると、船体運動の各位相に対応して、非常に特徴のあるパターンを示していることが分かる。すなわち、⑤の位相で、翼応力の最大値 $\sigma_{max}$ 、及び変動応力の複振幅△σが最大になるが、この位相では船底側での翼応力の増加が非常に顕著である。他方④の位相では $\sigma_{max}$ 、△σともに小さく、応力値のプロペラ1回転の間の変化も小さい。

これらの応力波形の変化には、ピッキングによるプロペラ面での変動速度成分の影響が大きいと考えられるが、船体運動に伴うプロペラ没水深度、船体伴流の変化、更には、波のorbital motionによる付加変動速度成分の発生等が複雑に影響しており、単純にピッキングのみを考慮した準定常理論的な考察結果とは幾分趣を異にしている。

はば、同じ回転数で平穏海象中を航行する場合について、6Rでの計測値を比較してみると

	$\bar{N}$	$\bar{\sigma}$	$\sigma_{max}$	$\Delta\sigma$
平穏海象状態 (8/15)	10R	109.0	3.84	6.12
	6 R		4.24	6.12

Fig. 1.4.34 ④の船体運動

	$\bar{N}$	$\bar{\sigma}$	$\sigma_{max}$	$\Delta\sigma$
Fig. 1.4.34 ⑤の船体運動	10R	109.6	4.48	7.50
	6 R		4.25	6.75

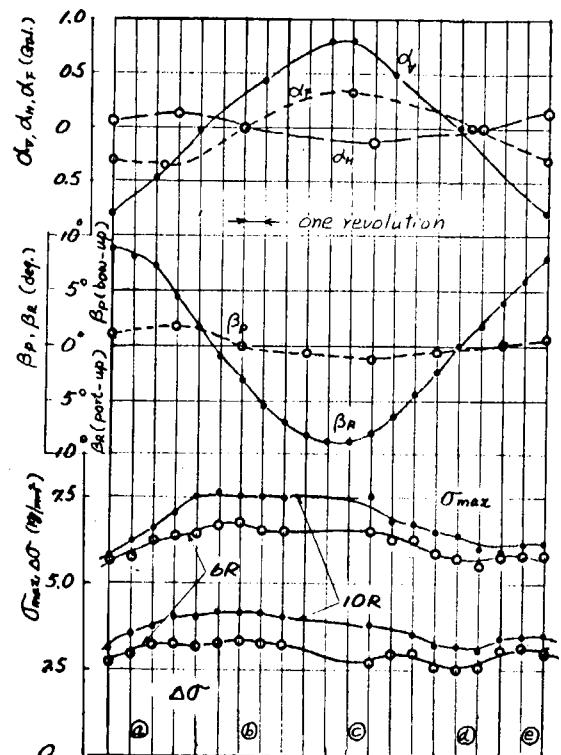


Fig. 1.4.34 Change of blade stress with ship motion

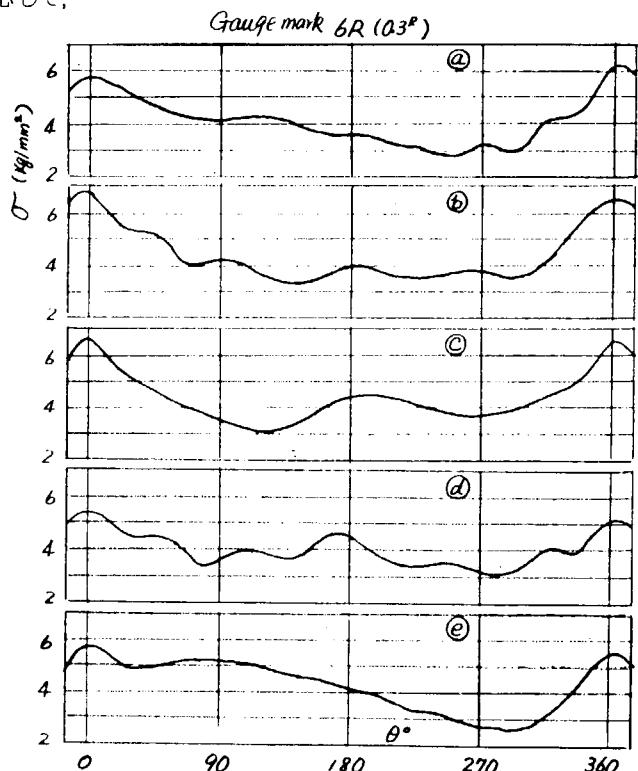


Fig. 1.4.35 Comparison of blade stress patterns in each phase of ship motion

となり、ピッキングの片振幅が約1.4°であったFig. 1.4.32 ⑤の船体運動時には、最大応力値がかなり増加している

(6Rで約0.6kg/mm<sup>2</sup>, 10Rで約1.4kg/mm<sup>2</sup>)ことが分かる。また、上の値をみると、10Rの変動応力幅が増加しており、最大応力値の増加とともに、翼の疲労強度の面からも厳しい方向になっている。

今回の計測データは、比較的浅喫水での航行状態における船体運動の一場面のみであるが、本船の船体運動例(第27次航<sup>(7)</sup>)をみると、ピッキングの片振幅が平均2~2.5°、最大5.6°にも達している場合があるので、就航時の異なった喫水状態をも考え合わせると、プロペラ翼応力にとっては更に厳しい条件が起りうることを示している。

#### 1.4.8 スラスト、及びトルク変動、スラストと翼応力の関係について

プロペラ翼面上の応力の変動と、スラスト及びトルクの変動との関係を調査するために、中間軸に張ったひずみゲージにより計測したスラスト・トルクの変動の解析を行った。

Fig. 1.4.36~37は、東京出港直後(航路D)の回転上昇時に計測したスラスト・トルク変動の計測結果である。また、Fig. 1.4.38には、スラスト・トルクの変動の各次成分の割合を見るために、これらのうちN = 61.5 rpm及びN = 104.9 rpm(スラストのみ)について調和解析を行い、平均値に対する各次成分の割合を示した。

トルク変動については、高い回転数での記録はノイズが大きく、十分な解析が行えなかったため、低回転(N = 61.4 rpm)についてのみ調和解析を行った。この回転数では、比較的近くにある1節4次のねじり振動(N = 67 rpm)の影響と思われる回転数の4次のトルク変動成分が大きく現れているが、Fig. 1.4.37及びFig. 1.4.22等の例から見ると、回転数の上昇とともに漸次高い次数の変動成分が顕著になり、通常航行中のN = 108 rpm付近では7~8次のトルク変動が一般に現れているようである。プロペラ翼面の応力変動には、一般にプロペラ位置伴流分布による1次あるいは2次の変動のみが大きく現れているが、時には、Fig. 1.4.22の例に示すように高次の応力変動が現れる例が見られ、かつこの場合応力変動の次数とトルク変動の次数は一致しているようであるが、応力変動とトルク変動の関係は、5

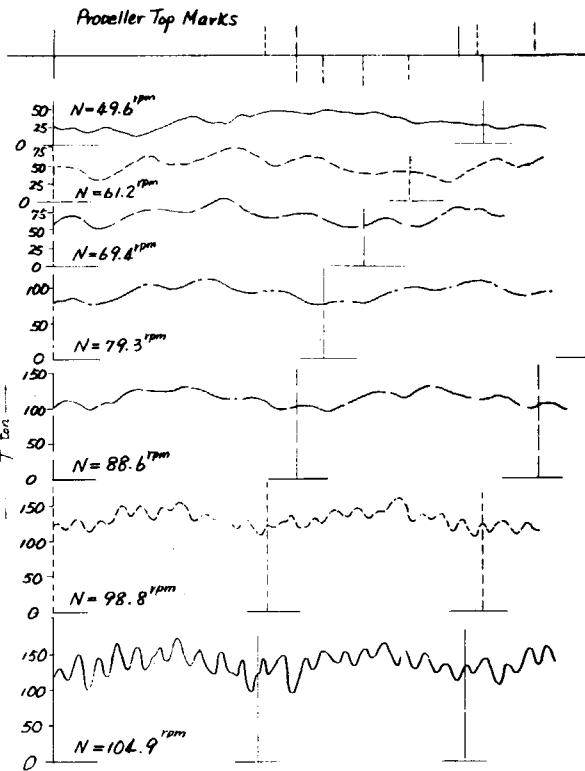


Fig. 1.4.36 Thrust fluctuation

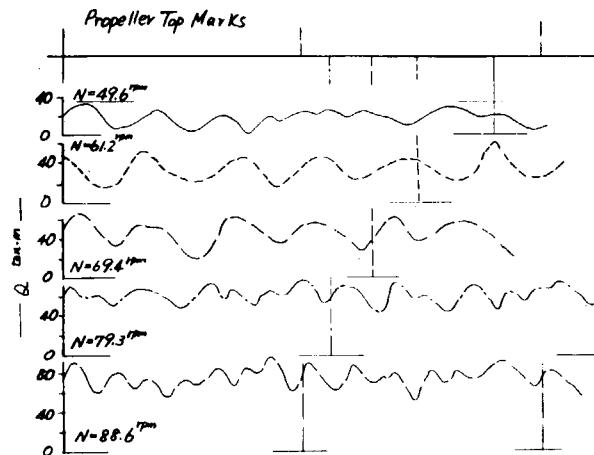


Fig. 1.4.37 Torque fluctuation

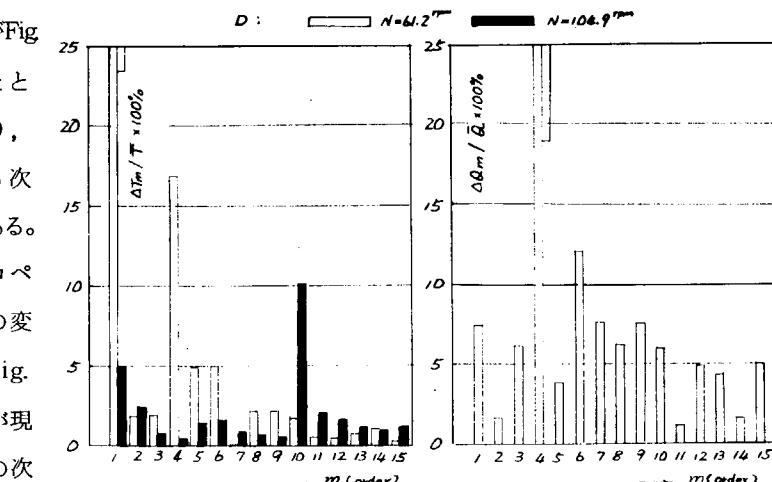


Fig. 1.4.38 Harmonic components and torque fluctuation

翼を総合して考える必要があるので、今回の計測のみからこの関連について結論を下すことはできない。

スラスト変動については、Fig. 1.4.38で見ると低回転では回転数の4次、高回転では10次のスラスト変動が大きい。

低回転における4次の変動は、同回転数におけるトルク変動の次数とも一致しており、ねじり振動の影響がプロペラスラストの変動を介してスラストにも現れたものと考えられるが<sup>(8)(9)</sup>、高い回転数における10次の変動スラストについては、その次数が同回転数におけるトルク変動の次数と異なっていることから、ねじり振動の影響とは考え難く、プロペラ位置の伴流分布によって生じるプロペラ発生推力の変動（1翼について見れば回転数の1次及び2次、5翼の総合推力としては5次及び10次）の影響が現れたものと考えられる。

実測された推力と翼応力の関係を調査したのが、Fig. 1.4.39である。この図では、平均応力  $\bar{\sigma}$  は、東京出港直後(D)の回転数上昇時のデータを用い、推力  $\bar{T}$  については試運転時(A)の値を用いている。AとDとでは喫水が異なり、したがって  $T$  も異なるが、いずれの場合も  $T \propto N^2$  の関係がほぼ成立、かつ両者の差は3%ぐらいなので、両者の関係の傾向を知るために置点したものである。図中には  $\bar{\sigma} \propto N^{1.5}$  と考えて、 $\bar{\sigma} \propto \bar{T}^{3/4}$  の線を示すが、データのはらつきが大きく、必ずしも関係は明らかでない。

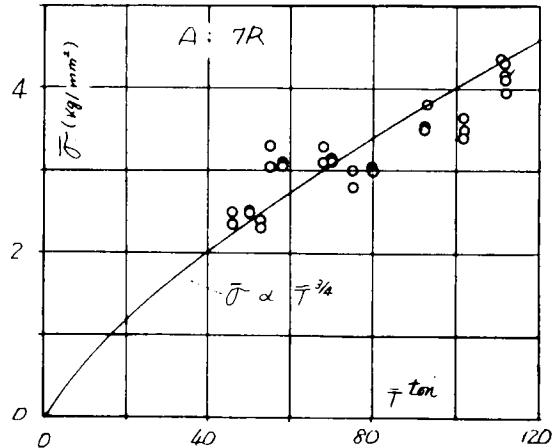


Fig. 1.4.39 Relation between time-mean blade stress and thrust

## 1.5 一航海後のひずみゲージの状況及びひずみゲージ撤去作業

本船の東京帰港後(8/24)直ちに、潜水夫による翼ひずみゲージ状態、翼面への影響調査(水中テレビ使用)、及び撤去作業を実施した。

調査の結果、翼面上のゲージ、リード線の状態は、リード線部のスリーロンジコーティングの一部(応力計測点4に至るリード線のスリーロンジMFのコーティング材の一部(長さ200mm)、及び応力計測点8に至るリード線のスリーロンジMFコーティング材の一部(約50mm))がはく離していたこと、及びひずみゲージ部(応力計測点6,9)のスリーロンジ、コーティングの一部が欠けていた程度で、全体の95%以上が接着時とほぼ同じ状態を保っていた。スリーロンジMFのはく離後も低温ハンダコーティング部は正常であることから、今回採用したひずみゲージ接着法が高速コンテナ船の一航海に十分耐え得、今後とも実用に供していくとの自信を得た。また、ひずみゲージ、リード線等突起物の固定による、翼面へのエロージョンの発生は全く認められず、この点でも問題がないことが確認された。

翼面への接着ひずみゲージ等は、潜水夫により、たがね、やすりを用いて完全に撤去し元の状態に復元し、箱根丸機関長に、水中テレビにより検査して頂きました。

なお、計器は、東京—神戸回航時に撤去し神戸で陸上げした。

## 1.6 結論

供試船のドック予定の変更等があり、非常に短期間に準備を余儀なくされたが、実験の機会をお与え頂いた日本郵船株式会社殿を始め各関係先の御協力により、当研究部会の計画していたコンテナ船によるプロペラ翼応力計測を成功させることができた。

計測時期が諸般の都合で47年8月になり、海象が穏やかな時期であったが、幸いピッティング片振幅1.3°、ローリング片振幅4.2°という条件でのデータが得られ、船体運動に伴うプロペラ翼変動応力の実態についても、ある程度の考察をすることができた。また、船体運動の場合と同様に、プロペラに対して斜流の影響を及ぼす旋回状態についても

データを得ることができた。

本報告では、計測された多くのデータの中から、今後の解析に供するために、信頼性の高いデータを選び出し、計測応力波形の形で報告した。これらのデータの解析によって得られた結果をまとめると、以下のとおりである。

- (1) 供試船箱根丸において、平水中航行状態で、プロペラ翼根部（前進面最大厚位置）に生ずる時間平均応力は、NOR 主機出力状態で約 5.5 kg/cm<sup>2</sup> 程度であった。
- (2) 本航で観測された船体運動状況（ピッキング片振幅 1.3°, ローリング片振幅 4.1°）では、翼応力への影響は、最大応力値に顕著に現れ翼根部において、平水中航行状態に比べて 10% の増加があった。なお、本船の冬期の船体運動は、本航最大時の 2 ~ 4 倍の運動量が予想される。
- (3) 旋回状態では、プロペラ翼に働く応力時間平均値は高くなるが、変動成分はむしろ減少する。右旋回に対して、左旋回の方が平均応力値が高くなる。
- (4) 船体運動、あるいは旋回中のプロペラ翼変動応力の状態は、プロペラへの斜流影響としてある程度までは説明づけられそうである。
- (5) 実測データをみると、ばらつきはかなり大きいが、翼応力はプロペラ回転数の 1.5 乗に比例する傾向がある。
- (6) プロペラ翼応力の最大値（主応力）は、翼根部弦長上、最大翼厚位置よりわずかに後縁側で生じている。この結果は、最近の他の調査結果とも合致している。
- (7) 船体運動、あるいは旋回中等、非定常状態では、翼端部の応力（平均応力、変動応力とも）が翼根部に比較して大きくなる場合がある。このことはプロペラ翼の折損事故等を考え合わせると、プロペラ翼強度設計が、単に翼根部のみではなく、翼面全体を考慮した上でなされる必要があることを示唆している。

最後に、この種の貴重な実船試験の機会をお与え頂き、かつ、実船計測の現場においても、種々御協力を賜った日本郵船株式会社殿に、心より感謝の意を表します。

## 参考文献

1. SR 126 研究部会、「大型プロペラの翼強度に関する研究」報告書、研究資料 No. 158, (昭和47年3月)
2. 出淵巽、鬼頭史城、推進器翼の強度について、造船学会会報、第67号、1940
3. F. J. Dashnow and F. Everett Read, Propeller strain Measurements of SS Michigan, Marine Technology, Vol. 8, No. 4 (1971)
4. 池ノ内晶弘、岸本宏次、田中昇、推進器の強度に関する一研究、日本造船学会論文集 第129号 (昭和46年6月)
5. 久米宏、プロペラ羽根の折損の現状（第2回舶用プロペラに関するシンポジウム、第V章），日本造船学会（昭和46年）
6. H. Keil, Flügelblattschwingungen am propeller eines Frachtschiffes, Jahrbuch der Schiffsbautechnischen Gesellschaft, Band 64 (1970)
7. SR 108 研究部会、「高速貨物船の波浪中における諸性能に関する研究」報告書、研究資料 No. 125 (昭和46年3月)
8. SR 77 研究部会、「プロペラ軸の強度に関する研究」報告書、研究資料 No. 61 (昭和42年3月)
9. SR 112 研究部会「機関およびプロペラの起振力と船体振動の応答に関する研究」報告書、研究資料 No. 147 (昭和47年3月)

## 2. プロペラ材料の疲労強度の研究

### 2.1 疲労き裂伝ば挙動に関する研究

#### 2.1.1 腐食環境下における疲労き裂伝ば挙動の解明に関する研究

プロペラ翼の折損事故が近年、大きな問題となって来ている。大型船のプロペラ翼に折損事故が発生すれば運行上の安全性、経済性が損なわれ、今後ますます開発が進むと予想される高速コンテナ船などにおいて特に問題となる。このプロペラ翼の折損は特殊な条件下を除外すれば、一般には溶接補修部の欠陥等を起点として疲労によりき裂が発生し、それが進展することにより最終破断に至るものと考えられる。

のことから分かるように、プロペラ翼を疲労破壊に導くき裂が発生、あるいは発見されてから、最終破断に至るまでの期間（残存寿命）を推定することは極めて重要であるが、プロペラ翼用材料についてはその疲労き裂伝ば挙動は全く研究されていない。そこで本研究においてはプロペラ翼用材料であるアルミニウム青銅（A1BC3、以下単にアルミニウム青銅という）材について、実体プロペラ翼の材料を使用して、疲労き裂伝ば挙動を究明するとともに、海水中においても実験を行い、疲労き裂伝ば挙動に及ぼす腐食ふんい気の影響を明らかにしようとするものである。

#### (1) 供試材

##### (i) 試験片素材

試験片素材は、三菱重工業長崎造船所において製作された未使用のアルミニウム青銅製プロペラ翼の0.35R（R：翼の半径、肉厚：260mm）部分より採取した。試験片の採取は素材の前進面側より行い、疲労試験片引張り試験片の長手方向がプロペラ翼の半径方向に一致するように切り出した。

##### (ii) 供試材の確性試験

供試材の化学分析結果、機械的性質及び供試材の顕微鏡組織写真（300倍）をそれぞれTable 2.1.1, Table 2.1.2. 及びFig 2.1.1 に示す。引張り試験は直径14mm、標点距離50mmのJIS 4号引張り試験片によって行った。引張り試験後の破断状況の一例をFig 2.1.2(a)(b)に示す。Fig 2.1.2(a)の写真から分かるように、試験片は一様に伸びただけで、ほとんどくびれていない。Fig 2.1.2(b)の写真は破断面を写したものであるが、本材料は面心立方系の材料であるため、体心立方系の延性材料の引張り破壊面にみられるようなcup-and-coneパターンは見られない。Fig 2.1.3 には引張り試験における応力-ひずみ曲線の一例を示す。

Table 2.1.1 Chemical composition (%)

	Cu	Al	Fe	Ni	Mn	Pb	Sn	Si	Zn
JIS H 5144 A1BC3	> 78	8.5 ~10.5	3.0 ~6.0	3.0 ~6.0	< 1.5	Impurities 0.5			
Test specimen	80.14	10.13	5.15	4.27	0.04		0.02	0.03	0.40

Table 2.1.2 Mechanical Properties

specimen No.	Dimension of specimen (mm)	0.2% Proof stress (kg/mm <sup>2</sup> )	Tensile strength (kg/mm <sup>2</sup> )	True fracture stress (kg/mm <sup>2</sup> )	Elongation (%)	Reduction of area (%)	Young's modulus (kg/mm <sup>2</sup> )	Hardness (H <sub>B</sub> )
1	14.00 <sup>ø</sup> × 50 <sup>GL</sup>	16.0	51.9	66.7	23.6	22.2	12,300	
2	13.98 <sup>ø</sup> × 50 <sup>GL</sup>	16.1	52.1	66.7	23.0	22.0	12,400	
3	13.99 <sup>ø</sup> × 50 <sup>GL</sup>	16.7	50.6	63.9	19.0	20.9	12,500	131
4	13.98 <sup>ø</sup> × 50 <sup>GL</sup>	16.7	51.7	65.9	20.4	21.6	12,500	131

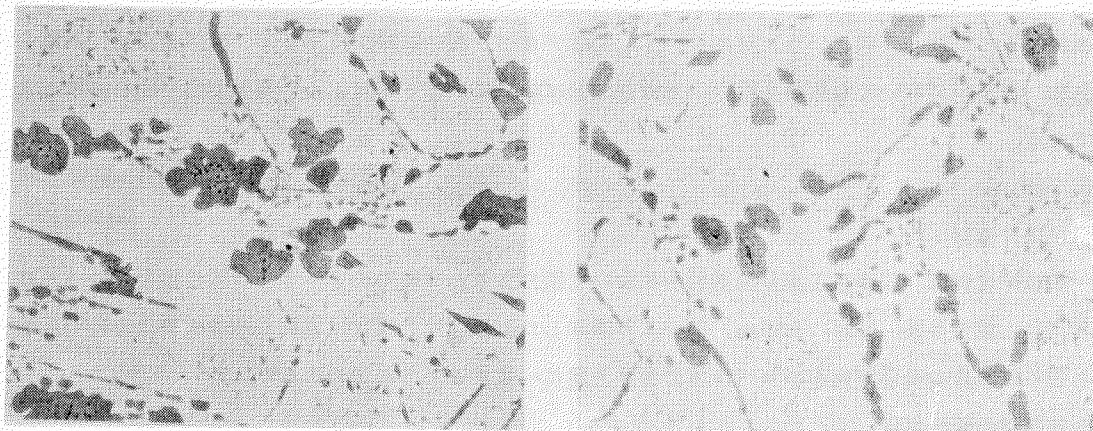


Fig. 2.1.1 Microstructure of test piece ( $\times 300$ )

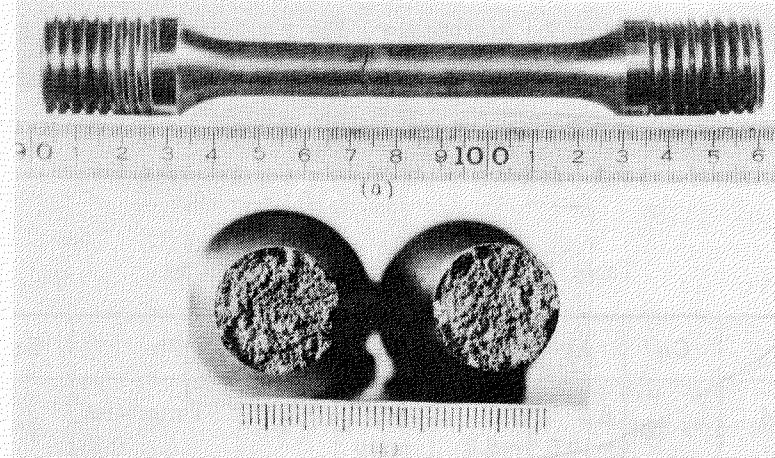


Fig. 2.1.2 Fracture surface of tensile test piece

## (2) 実験方法

### (i) 疲労試験片

本実験において使用した疲労試験片は、Fig.

2.1.4 に示すように幅 54 mm 厚さ 5 mm の板状試験片であり、つかみ部においては、強度を持たせるために厚さを 10 mm としている。試験片長さについては荷重点の影響が出ないように板幅の約 3 倍としている。試験片の中央部には、疲労き裂の発生を容易にするために図の B に示すような切欠きを設けており、切欠きの先端は先を鋭くした 0.1 mm 板厚の糸のこによって仕上げた。なお、一部の試験片においては図の A に示すような切欠きを設けて実験を行った。また、疲労き裂長さの測定については、本材料の場合は読み取り顕微鏡等によって試験片表面を直接みても、き裂をはっきり捕まえることができなかつたので試験片表面にレプリカを張って、そのレプリカより長さを測定した。

### (ii) 疲労試験装置

本研究に使用した試験機は、容量 5 Ton 繰返し速度 1,300 c. p. m. の油圧式引張り試験機である。試験装置の略図を Fig. 2.1.5 に示す。試験片はピンを介してつかみ治具に取り付けられており、荷重の検出はロードセルによって行われている。海水中における疲労き裂伝ば試験は、試験片に Fig. 2.1.5 に示すような腐食液タンクを取り付け海水を循環して行った。海水循環装置については、Fig. 2.1.6 に示すように貯液タンクの中に海水（長崎港外から採取）を貯水して、それをポンプによって一段高い位置のヘッドタンクに上げる。ヘッドタンクに入れる前に管に穴をあけておき海水中に空気（酸素）を十分取り入れるようにしてある。ヘッドタンクから出た海水はその落差を利用して腐食タンクまで落ちて行く。このときの海水の温度は常温で流量は約 500 cc/min である。腐食液タンクを出た海水は再び貯液タンクまでもどるようになっている。Fig. 2.1.7 には、試験装置の外観写真を示している。写真で分かるように試験片に取り付けられた腐食液タンクは伸縮性を持たせており、試験に差し支えないようになっている。

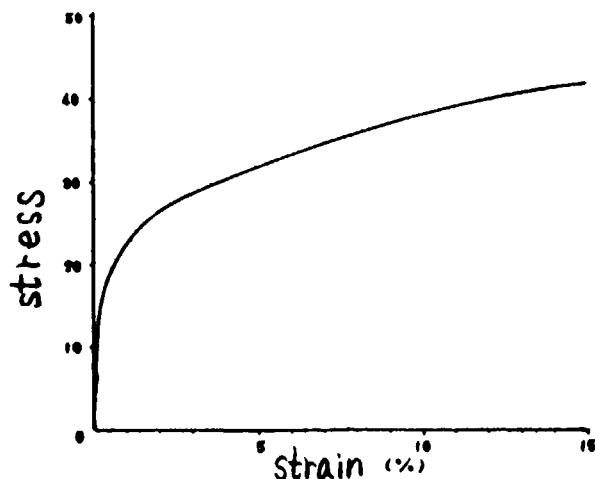
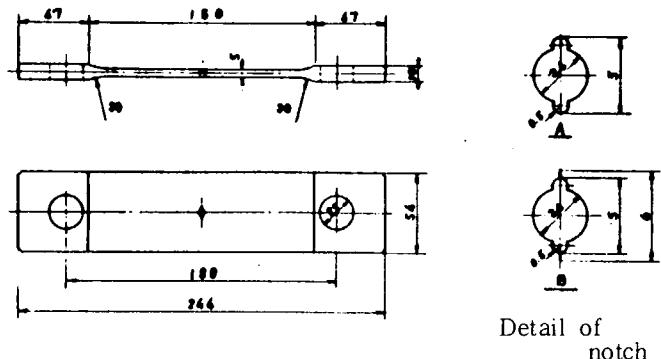


Fig. 2.1.3 Stress - strain curve of test piece



Detail of notch

Fig. 2.1.4 Test specimen for fatigue test

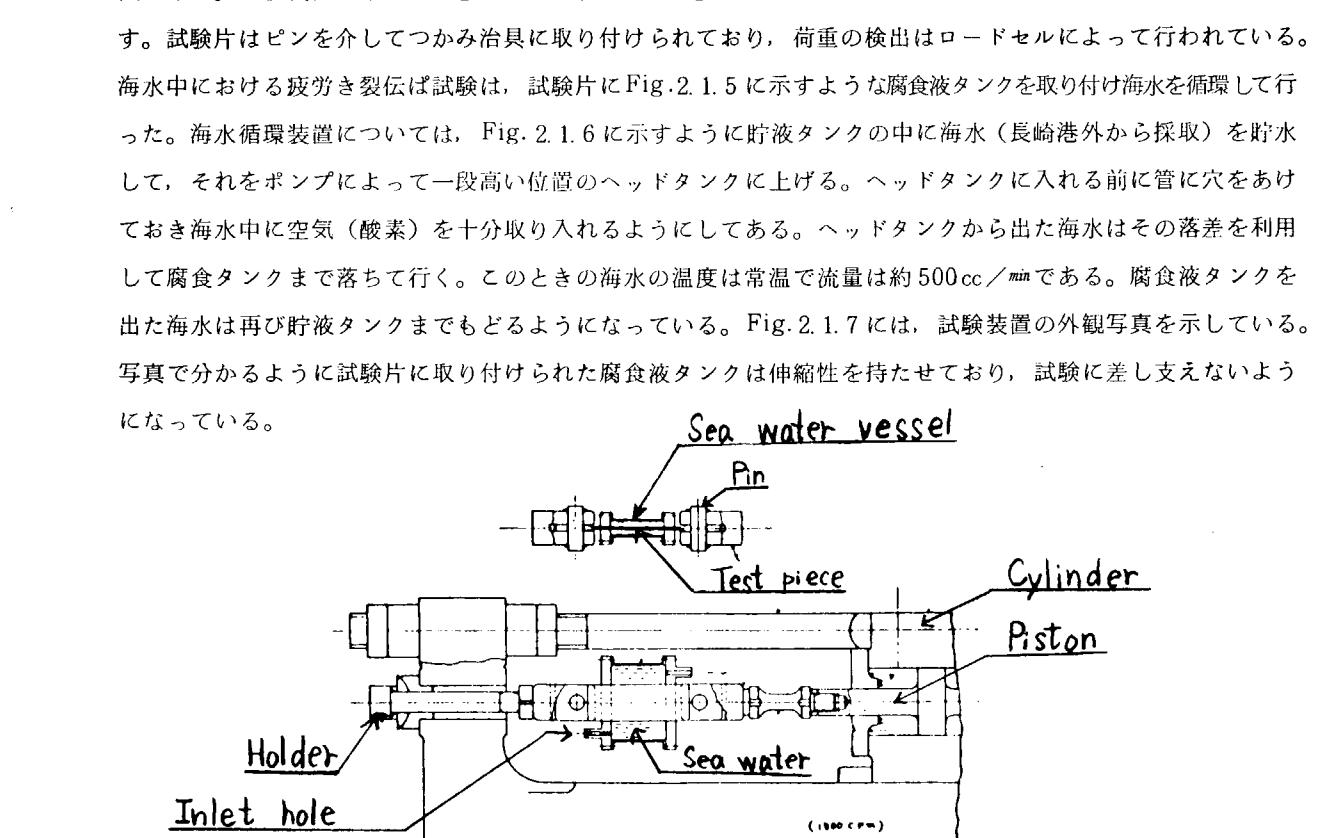


Fig. 2.1.5 Corrosion fatigue test machine

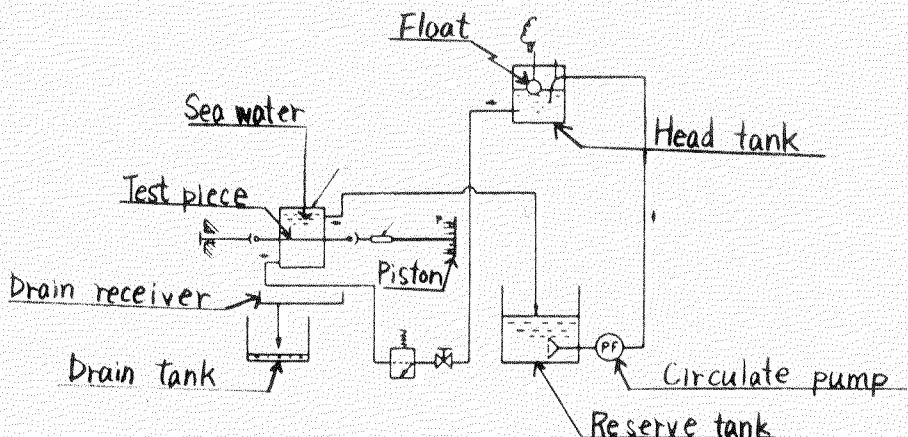


Fig. 2.1.6 Flow chart of corrosion apparatus

(3) 実験結果及び検討

(1) 疲労き裂伝ば速度

構造物を疲労破壊に導くき裂が発生あるいは発見されてから、最終破断に至るまでの期間（残存寿命）を推定するためには、現在のところ疲労き裂伝ば速度と応力拡大係数との関係を利用して求める方法が最も一般的である。

ここでこの両者の関係は、現在までの研究により次式のように表されることが分かっている。

$$\frac{d\ell}{dN} = C (\Delta K)^m \quad (2.1.1)$$

$\ell$ : き裂長さ[mm]

C, m: 材料定数

$\Delta K$ : 応力拡大係数範囲 (Stress Intensity Factor Range) ( $\text{kg}/\text{mm}^{\frac{3}{2}}$ )

寿命の推定は、材料定数であるC, mと構造物にき裂が存在する場合の応力拡大係数の値が分かれれば次式により行うことができる。

$$N = \int_{l_0}^{l_f} \frac{1}{C (\Delta K)^m} d\ell \quad (2.1.2)$$

$l_0$ : 初期のき裂長さ

$l_f$ : 破断時のき裂長さ

プロペラ翼にこの方法を適用する場合には、プロペラ翼用の材料について疲労き裂伝ば試験を行い、材料定数であるC, mを求める必要がある。また、プロペラは海水中で使用されるので、海水中における疲労き裂伝ば試験も行う必要がある。Fig. 2.1.8, 2.1.9には本研究における実験結果を示している。これらの図における横軸の応力拡大係数範囲 $\Delta K$ の値は次式によって計算した。

$$\Delta K = \Delta \sigma \sqrt{\pi l} \quad (2.1.3)$$

$\Delta \sigma$ : 応力範囲 ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ ) (本実験の場合は完全片振れ (0-Tension) であるので最大応力に一致する。)

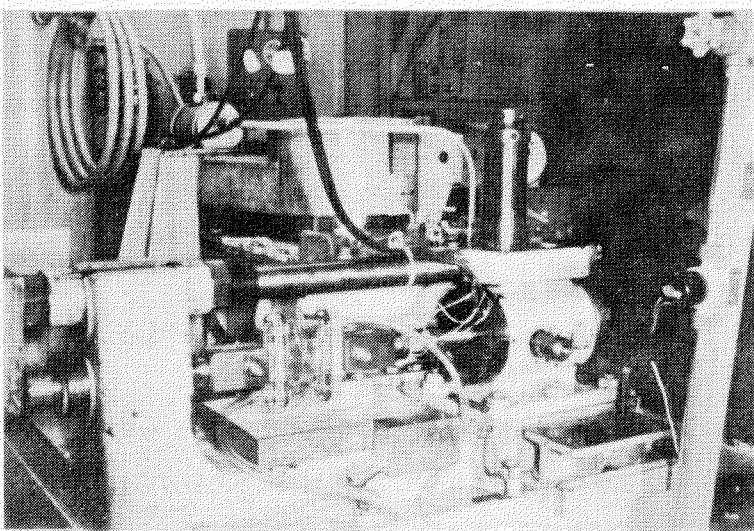


Fig. 2.1.7 Appearance view of fatigue test machine

$\ell$ : き裂長さ (mm)

Fig. 2.1.8 は空気中の実験結果を示している。

図から分かるように  $d\ell/dN$  と  $\Delta K$  との関係は両対数のグラフで直線で近似でき、次式のように表される。

$$\frac{d\ell}{dN} = 2.95 \times 10^{-13} (\Delta K)^{4.5} \quad (2.1.4)$$

ここで  $\Delta K$  の指数の値（これは両対数グラフにおける傾きを表している）は 4 となっており、Paris らが求めた値と一致している。

Fig. 2.1.9 には海水中における実験結果を示している。この場合においても両対数グラフ上で直線で近似でき次式のように表される。

$$\frac{d\ell}{dN} = 1.87 \times 10^{-13} (\Delta K)^{4.5} \quad (2.1.5)$$

この場合にも  $\Delta K$  の指数の値は 4 となっている。空気中の場合と海水中の場合を比較してみるとあるいは式から分かるように本実験の場合はほとんど差がない。すなわちアルミニウム青銅材の疲労き裂伝ばにおいては海水ふんいきの影響はほとんどないことが分かる。

## (ii) 破面の電子顕微鏡観察

き裂伝ば試験片の破断状況の一例を Fig. 2.1.10(a)(b) に示す。Fig. 2.1.10(a) は試験片表面を見たものである。中央の切欠きより発生したき裂は試験片長手方向に垂直に成長しているが、この写真を詳細に見ると、き裂は完全にまっすぐ進んでいるのではなく、多少ジグザグに成長していることが分かる。Fig. 2.1.10(b) には破断面の状況を示している。この写真を見ると中央切欠きから試験片板幅の  $1/4$  以上離れている部分では、板厚が薄くなっている、かなり断面収縮していることが分かる。このことは Fig. 2.1.10(a)においても観察される。

Fig. 2.1.11 には電子顕微鏡観察を行った破面（空気中試験片）の拡大写真を示している。この写真を見るとき裂伝ばの初期の破面は割合に平らであるが、き裂が成長するにしたがって、凹凸が激しくなっていくことが分かる。なお、写真の下に書いてある数字は電顕観察を行った位置を示している。

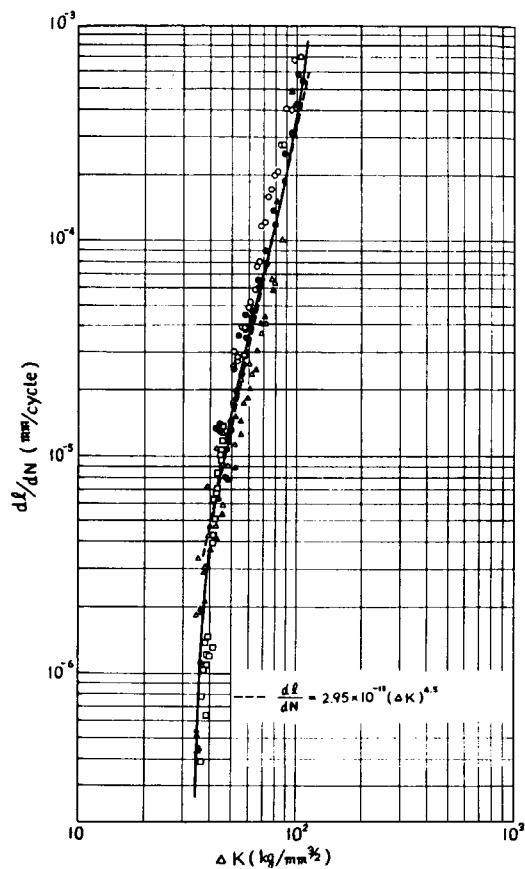


Fig. 2.1.8 Propagation rate of fatigue crack in Ni-Al bronze (in air)

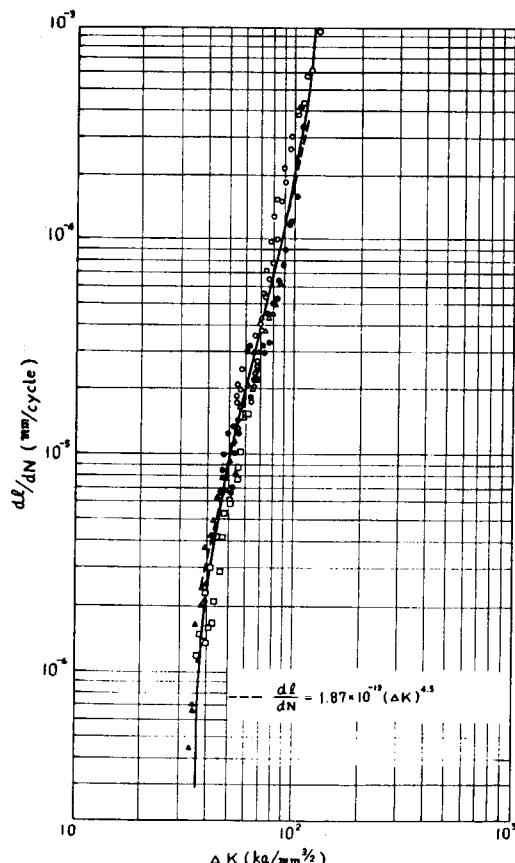


Fig. 2.1.9 Propagation rate of fatigue crack in Ni-Al bronze (in sea water)

Fig. 2.1.12(a)～(h)は、各位置における電子顕微鏡写真である。これらの図においてはFig. 2.1.12(g)(h)を除いていざれも疲労破壊特有の破面模様の striation の存在を示している。位置 1～6までの striation の間隔をみると、き裂が長くなればなるほど、その間隔は広がっていることが分かる。つまり、微視的なき裂伝ば速度もき裂が長くなるにつれて速くなっているのである。アルミニウム青銅材における striation の形状は一般に直線的であることがこれらの写真から分かるが、き裂の長さが短かい ( $\Delta K$  が小さい) 場合と、き裂の長さが長くなった ( $\Delta K$  が大きい) 場合とではその形状は多少異なり、き裂の長さが長くなった場合の striation は丸みを帯びてくる。このことは実際のプロペラ翼の折損事故の場合の破面観察において疲労き裂発生の起点を考える場合に参考になると思われる。Fig. 2.1.12(g)は位置 7 における破面の写真であるが、この位置は巨視的な破面から見て分かるように静的引張りによって破壊したものであり、電顕写真も、静的引張りの場合に見られる典型的な elongated dimple パタンを示している。一般に疲労破壊の破面観察においては striation の観察に重点が置かれているが、本実験において観察した破面の中にはFig. 2.1.12(h)に示すような、へき開的な破面形状もかなり見られ、事故原因調査等においては十分な注意を要する。

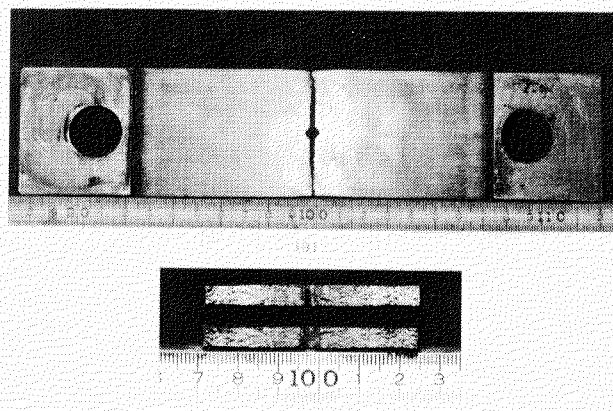


Fig. 2.1.10 Fracture surface of fatigue specimens

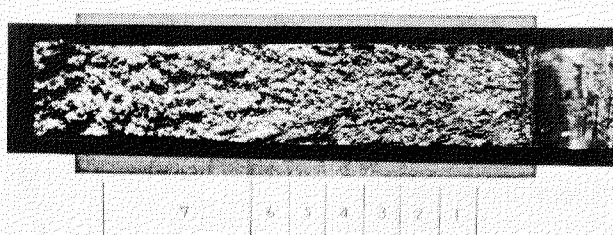
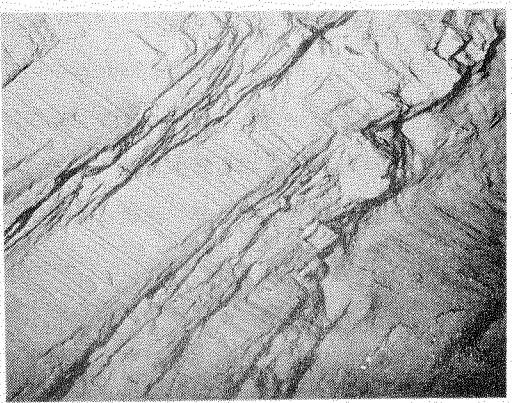
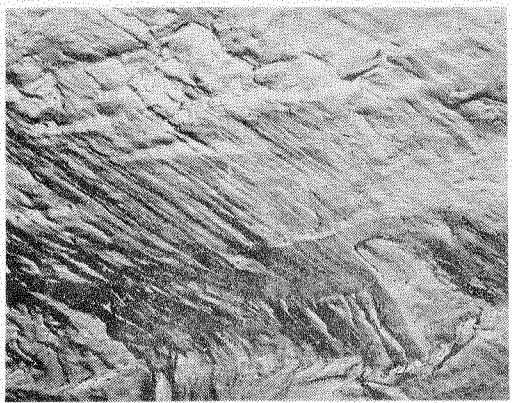


Fig. 2.1.11 Magnified photograph of fracture surface  
(Arabic numerals show position observed  
by transmission electron microscope )



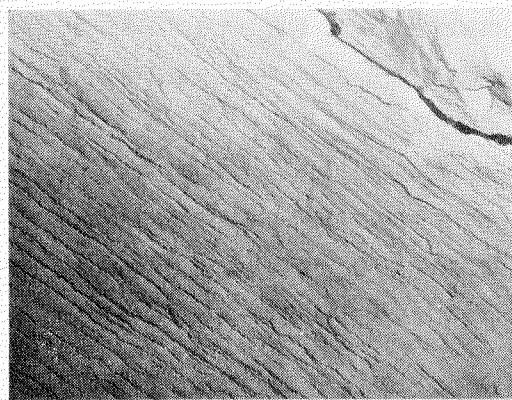
(a) Position 1 ( $\times 3000$ )



(b) Position 2 ( $\times 5000$ )



(c) Position 3 ( $\times 5000$ )



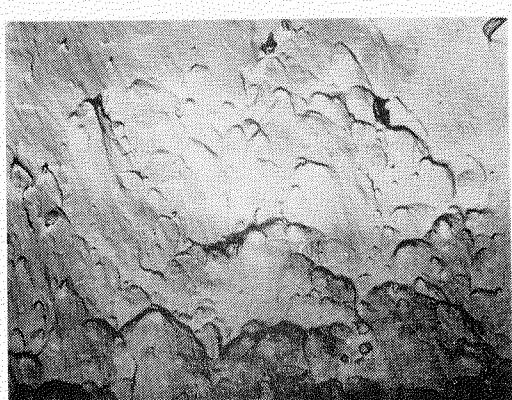
(d) Position 4 ( $\times 5000$ )



(e) Position 5 ( $\times 5000$ )



(f) Position 6 ( $\times 5000$ )



(g) Position 7 ( $\times 3000$ )



(h) Position 1 ( $\times 3000$ )

Fig. 2.1.12 Fractograph of fracture surface

## 2.1.2 疲労き裂進展に及ぼす応力こう配の影響

プロペラ翼表面の溶接補修部の欠陥あるいは、鋸巣、傷等の欠陥部に発生した微細な疲労き裂が作動中のプロペラ翼に生ずる変動応力によって進行伝ばし全面的に拡大して破断に至る場合と、いったん発生した疲労き裂がそのまま停止して破断に至らない場合がある。これは、疲労き裂の発生した欠陥部等の応力状態によると考えられるが、一般には、前者は欠陥部等の応力集中係数 $\alpha$ が低く応力分布の傾斜が緩い場合に起こり、後者は応力集中係数 $\alpha$ が高く応力傾斜が急な場合に起こると考えられる。

そこで、本研究では大形船用プロペラ材であるアルミニウム青銅について、大形角板試験付を使用し応力集中係数 $\alpha$ がほぼ一定であるが応力こう配の異なる3種の円穴切欠きを持つ試験片について空気中及び腐食環境下で繰返し曲げ疲労試験を行い、疲労き裂の発生及びその進展、破断特性に及ぼす応力こう配の影響を検討した。

### (1) 供 試 材

供試材としては、最近の大形プロペラ用として一般に使用されているアルミニウム青銅材で、素材及び素材の鋸造法の試験片の採取法は、2.2.2項の供試材と同様である。(2.2.2参照)

### (2) 実験方法

#### (i) 疲労試験片

切欠き疲労試験片の寸法、形状はFig. 2.1.13に示すとおりである。供試部断面は、90mm幅×36mm(厚さ)で供試部中央が最小断面になるように両側を円弧で切り込んでいる。切欠きとして供試部中央にTable 2.1.3に示す3種の直径の円穴をあけたものを準備し供試材とした。

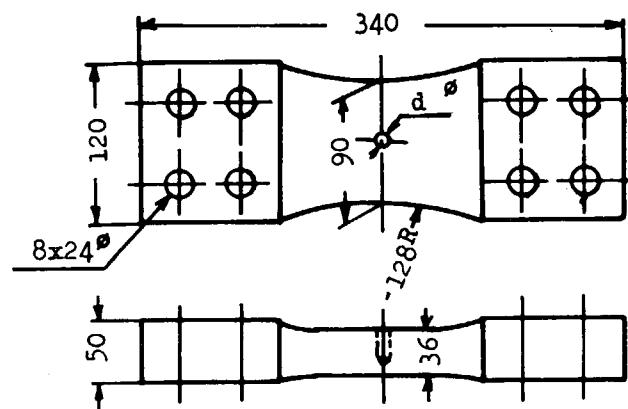


Fig. 2.1.13 Size of notched specimen

Table 2.1.3 Diameter of notched holes

Dia. of Notch (d)	Width of Speci. (B) mm	Thickness of Speci. (t) mm	d / B	d / t	Stress Concentration Factor ( $\alpha$ )
1.0 $\phi$	90	36	0.011	0.028	2.96
3.5 $\phi$	90	36	0.039	0.097	2.89
6.0 $\phi$	90	36	0.067	0.167	2.81

Note : Stress concentration factor( $\alpha$ ) was obtained from the solution of Howland.

円の径 $d$ に対する板の幅 $B$ 及び板の厚さ $t$ をともに考慮し、曲げモーメントを受ける場合の応力分布状態の厳密解は今のところないが、Table 2.1.3に示すように板厚( $t$ )、板幅( $B$ )に対して円孔が小さいときは、板の両

表面層は近似的に単純な引張り及び圧縮の状態として考えることができる。このときの解は  $x$  軸方向を一様引張り応力（圧縮応力） $\sigma_0$  の状態とし、 $y$  軸方向を板幅の方向とすると、式（2.1.6）で与えられる。

式(2.1.6)では、最大応力点での応力集中係数 $\alpha$ は3となる。

$$\sigma_x = \frac{\sigma_0}{2} \left( 1 + \frac{d^2}{4y^2} \right) - \frac{\sigma_0}{2} \left( 1 + \frac{3d^4}{16y^4} \right) \cos 2\theta, \quad \theta = \frac{\pi}{2} \quad (2.1.6)$$

ただし、 $y$ は円穴中心からの距離である。Fig. 2.1.14にはそれぞれの切欠き円穴に対する応力分布状態を示す。

試験片は切欠き円穴を加工後、表面を紙やすりで研磨し、最終的に#1,500の紙やすりで仕上げた。円穴切欠き部より発生したき裂の長さの測定は金属顕微鏡による写真撮影あるいは、スンプ法にてき裂をコピーし、読み取り顕微鏡にて測定するなどの方法をとった。

### (ii) 疲労試験装置

使用した疲労試験機は、シェンク共振式大型ねじり疲労試験機 Torsator 3000 である。荷重は、曲げ疲労試験アタッチメントを使用し繰返し曲げとした。その繰返し速度は 2,000 cpm である。また、海水腐食疲労に使用した腐食液は 3% の食塩水とし、海水の代用とした。

### (3) 実験結果

#### (i) S-N曲線について

疲労試験で得られたS-N曲線をFig.

2.1.15に示す。同図において平滑材の試験結果は、2.2.2で実施した試験によって得られたものである。

Table 2.1.4は、Fig. 2.1.15のS-N曲線より求めた繰返し数 $1 \times 10^7$ 回における切欠き試験片の破断応力振幅及び平滑材の破断応力振幅との比を示したものである。

以上の結果によると、切欠き試験片の切欠き径が大きくなるほど、試験片の破断応力振幅が低下していることが分かるが、このことは、円穴切欠き部の応力集中係数がほぼ等しい ( $\alpha \approx 3$ ) 場合でも、応力集中部の応力こう配が小さいほど破断応力が低下することを示している。例えば、切欠き径  $d = 1.0 \phi$  の切欠き試験片では、 $\beta = 1.01$ 、 $d = 3.5 \phi$  では  $\beta = 1.30$ 、 $d = 6.0 \phi$  では  $d = 1.5$  となっている。

また、切欠き径  $d = 1.0 \phi$  及び  $d = 3.5 \phi$  の試験片について海水滴下疲労試験を実施した結果では、空中疲労試験と差がないことを示している。

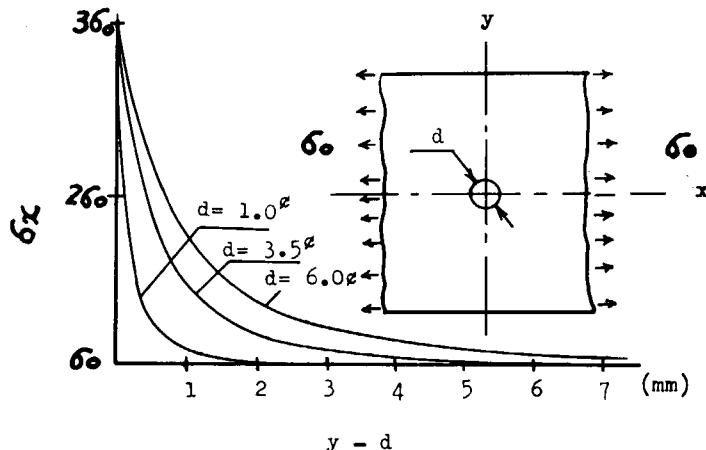


Fig. 2.1.14 Stress distribution around a hole

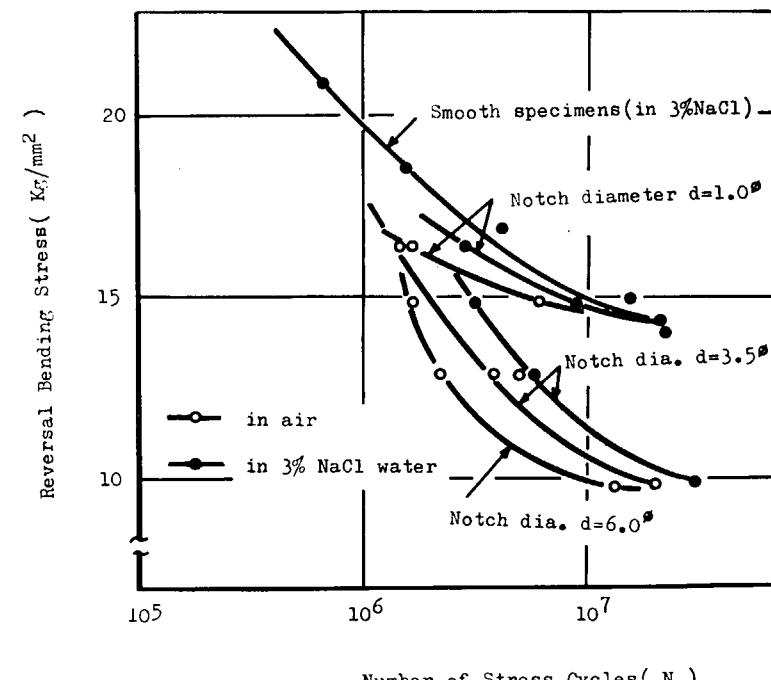


Fig. 2.1.15 S-N curves for notched specimens

(ii) 疲労き裂の進展について

Fig. 2.1.16～Fig. 2.1.18に円穴切欠き部より発生したき裂の進展曲線を示す。Table 2.1.5には、き裂進展曲線においてき裂長さ  $\ell = 0$  となる繰返し数を外そうにより求め、これをき裂発生寿命と定義した値を示している。

Table 2.1.4 Notch coefficient of notched specimens

Specimen	Test Environment	Stress Concentration Factor ( $\alpha$ )	Reversal Stress (at $1 \times 10^7$ cycles) kg/mm <sup>2</sup>	Notch Coefficient (at $1 \times 10^7$ cycles)
Smooth Speci.	in 3 % NaCl water	1	15.0	1.01
Notched Speci. ( $d = 1.0 \phi$ )	"	2.96	14.8	1.03
	in air	2.96	14.6	1.03
Notched Speci. ( $d = 3.5 \phi$ )	in 3 % NaCl water	2.89	11.5	1.30
	in air	2.89	10.7	1.40
Notched Speci. ( $d = 6.0 \phi$ )	"	2.81	10.0	1.50

Table 2.1.5によると、き裂の発生寿命は、同一切欠き径では、繰返し荷重の大きいほど、また、同一荷重では、切欠き径が大きいほど、短くなっている。切欠き部の応力こう配が小さいほど、き裂の発生が早くなっていることを示している。このことは、き裂の発生は、円穴の縁からある距離内部に入ったところの応力で決まると考えられているから、円穴の縁で応力振幅が同じでも内部の材料が受ける応力振幅は、応力こう配の小さい方が大きくなることにより説明できる。

Table 2.1.5 Initiation period of fatigue cracks

Dia. of Notch (d) Reversal Stress	1.0 $\phi$	3.5 $\phi$	6.0 $\phi$
16.5 kg/mm <sup>2</sup>	$6.8 \times 10^5$	$3.5 \times 10^4$	—
15.0 "	$4.8 \times 10^6$	—	$4.5 \times 10^4$
13.0 "	—	$5.0 \times 10^5$	$1.3 \times 10^5$
10.0 "	—	$6.0 \times 10^6$	$1.7 \times 10^6$

Fig. 2.1.19には、疲労き裂伝ば速度 ( $\frac{d\ell}{dN}$ ) について、応力拡大係数範囲  $\Delta K$  を式(2.1.7)で定義して整理した  $\frac{d\ell}{dN} - \Delta K$  曲線を示している。

$$\Delta K = \Delta \sigma \sqrt{\pi \cdot \ell_e} \quad (2.1.7)$$

$$\text{ただし}, \quad \ell_e = \frac{1}{2} (d + \ell)$$

$$d : \text{切欠き円穴径 (mm)}$$

$\ell$ : き裂長さ (mm)

$\Delta\sigma$ : 応力範囲 (kg/mm<sup>2</sup>)

Fig. 2.1.19によると、 $d\ell/dN$ と $\Delta K$ の関係は、ほぼ両対数グラフで直線関係にあり、このことは、切欠き円穴径 $d$ の縁に発生したき裂( $\ell$ )の応力拡大係数範囲は、き裂の長さが $d + \ell$ の応力拡大係数範囲にはば等しいことを示している。

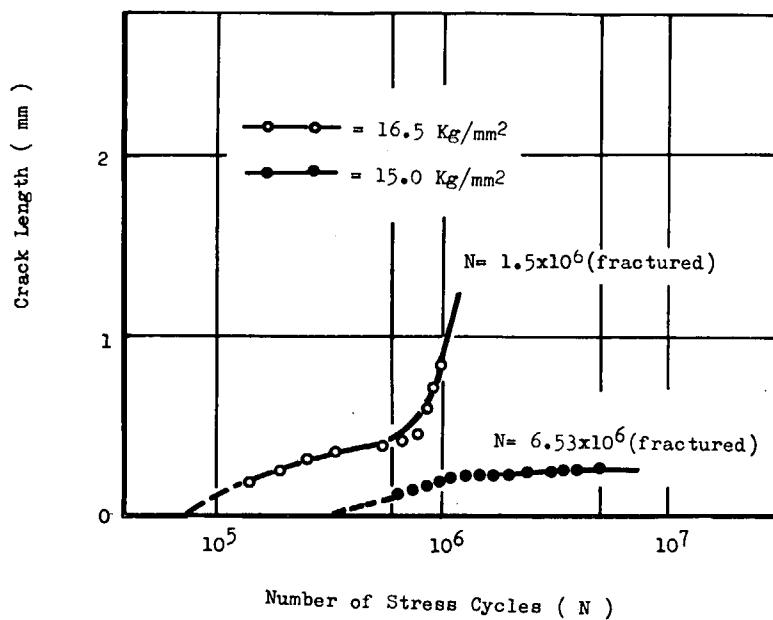


Fig. 2.1.16 Propagation of fatigue cracks ( $d = 1.0 \phi$ )

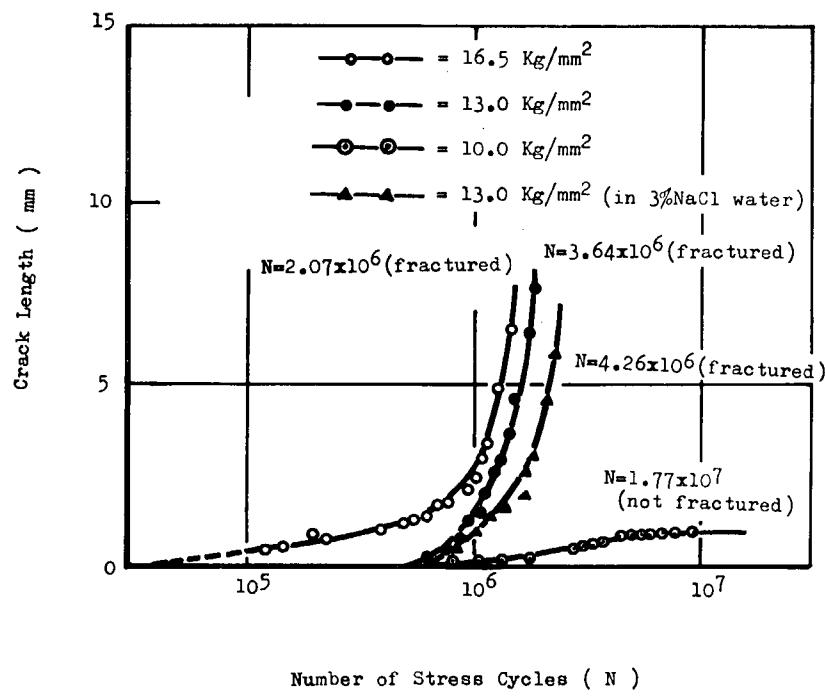


Fig. 2.1.17 Propagation of fatigue cracks ( $d = 3.5 \phi$ )

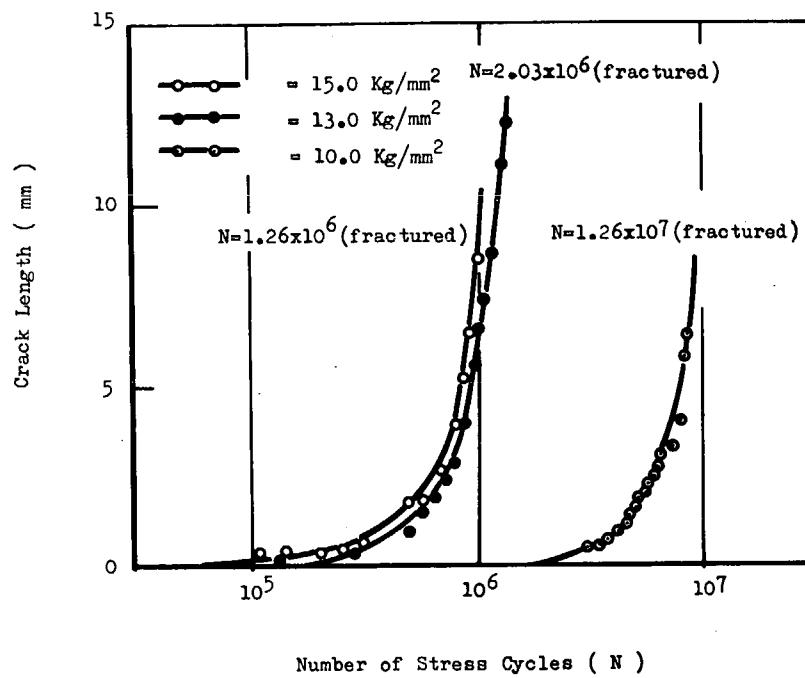


Fig. 2.1.18 Propagation of fatigue cracks ( $d = 6.0 \phi$ )

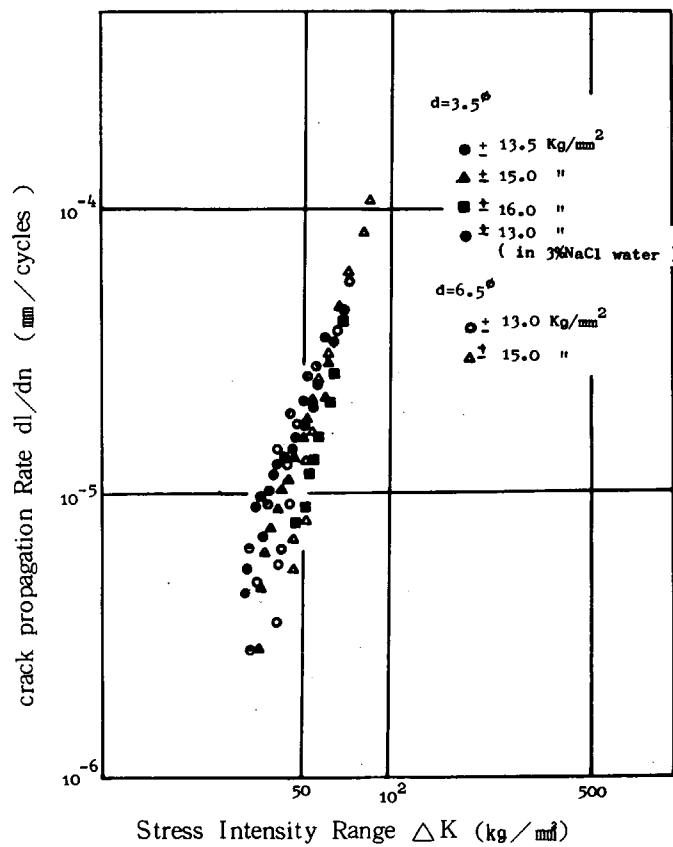


Fig. 2.1.19 Crack propagation speed

### 2.1.3 まとめ

プロペラ翼用材料であるアルミニウム青銅材について 2.1.1 では、実体プロペラ翼の材料を使用して疲労き裂伝ば試験を行い 2.1.2 では、大形角板試験片を使用し、疲労き裂進展に及ぼす応力こう配の影響を検討した。

各試験の結果を要約すれば、次のとおりである。

## (1) 疲労き裂伝ば挙動について

(i) アルミニウム青銅材の疲労き裂伝ば速度は次式のように表される。

空気中の場合

$$\frac{d\ell}{dN} = 2.95 \times 10^{-13} (\Delta K)^{4.5}$$

海水中の場合

$$\frac{d\ell}{dN} = 1.87 \times 10^{-13} (\Delta K)^{4.5}$$

また、以上の結果よりアルミニウム青銅材の疲労き裂伝ばにおいては海水ふんい気の影響はほとんどないことが分かった。

(ii) 破面の電子顕微鏡観察を行った結果、アルミニウム青銅材においては疲労破面特有の破面形態であるストライエーションがはっきり観察されることが分かった。一方、本実験で観察した破面の中には、へき開的な破面形態もかなり見られ、事故原因調査等においては十分な注意を要する。

## (2) 疲労き裂進展に及ぼす応力こう配の影響について

(i) 円穴切欠き試験片の疲労強度は、円穴部の応力集中係数がほぼ等しいにもかかわらず、切欠き円穴径が大きくなるほど低下しており、例えば、繰返し数  $1 \times 10^7$  回における破断応力振幅で比較した形状係数  $\beta$  は、切欠き円穴径  $d = 1.0 \phi$  で  $\beta = 1.03$  ,  $d = 3.5 \phi$  で  $\beta = 1.40$  ,  $d = 6.0 \phi$  で  $\beta = 1.50$  となっている。また、海水滴下の試験結果は、空気中試験と大差なかった。

(ii) 円穴切欠き部より発生するき裂の発生寿命は、繰返し荷重及び切欠き円穴径によって異なり、円穴切欠き径が大きいほど、き裂の発生寿命は短くなっている。このことは、切欠き部の応力こう配が小さいほど発生寿命が短くなることを示している。

(iii) 円穴切欠き部 ( $d$ : 円穴径) より発生したき裂 ( $\ell$ : き裂の長さ) の伝ば速度は、近似的に単純引張り及び圧縮の応力状態におけるき裂の応力拡大係数範囲  $\Delta K$  により説明でき、 $\Delta K$  の値は、き裂の長さが  $d + \ell$  の応力拡大係数範囲と同等と考えることができる。

## 2.2 腐食疲労強度に及ぼす寸法効果及び切欠きの影響の研究

### 2.2.1 丸棒試験片における寸法効果

アルミニウム青銅の腐食疲労強度に及ぼす寸法効果の影響を明らかにするため、平滑材小形丸試験片及び平滑材大形丸試験片による、海水中の回転曲げ疲労試験を行った。また、参考のため、平滑材角板試験片についても曲げ疲労試験を実施した。丸棒試験片により腐食疲労試験を行って寸法効果の影響を調べる場合、試験片寸法の影響を調べるとともに鋳物寸法の影響をも調べる必要があり、それぞれ、小形鋳物から得た小形試験片、大形鋳物から得た小形試験片及び大形鋳物から得た大形試験片について、海水中の回転曲げ疲労試験を行った。

#### (1) 供 試 材

試験片素材は、アルミニウム青銅を用いて低周波誘導電気炉溶解後砂型に鋳込み、Fig. 2.2.1 に示す寸法のもの製作した。鋳込み方法については、小形鋳物ではダーピル法鋳込み、大形鋳物では下側からの押上げ法によつて行い、いずれも鋳放しのままで供試材とした。一回の溶解で同一溶湯のものが小形鋳物は 4 個、大形鋳物は 2 個それぞれ得られ、小形鋳物 1 個から小形試験片が 5 本、大形鋳物 1 個から大形試験片は丸形では 3 本、角形では 5 本が採取された。これを 2 回繰返して素材製作を行った。Table 2.2.1 に分析結果を、Table 2.2.2 に機械的性質を示す。また、顕微鏡組織を Photo 2.2.1 に示す。

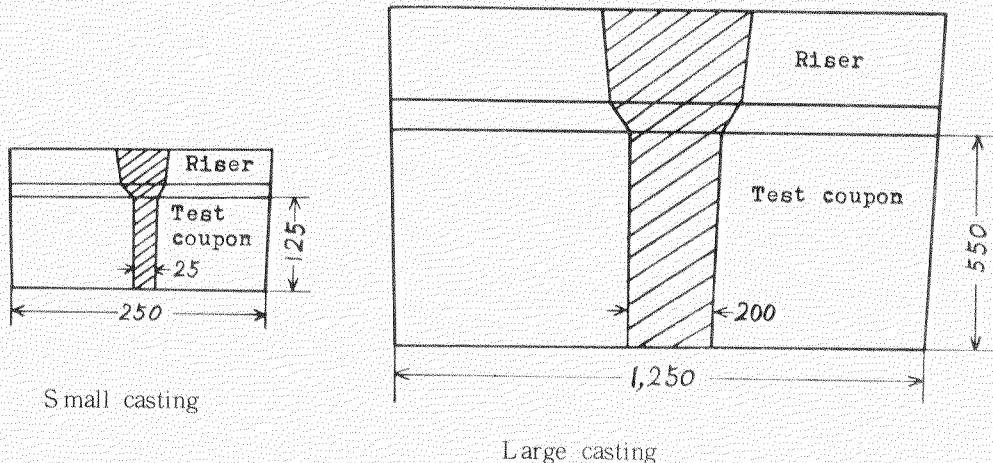


Fig. 2.2.1 Dimension of test coupons

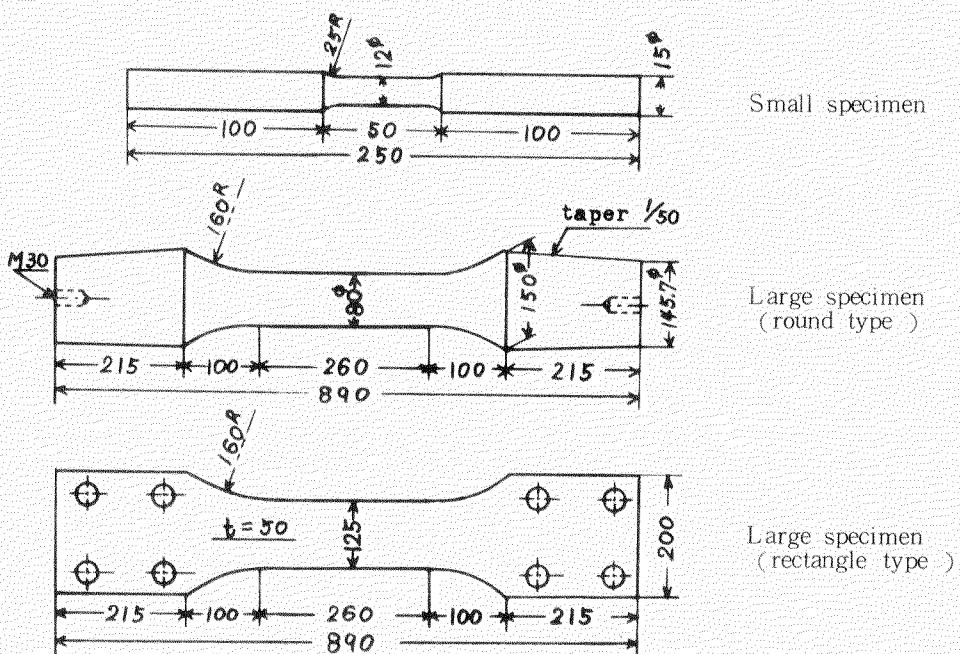


Fig. 2.2.2 Dimension of specimens

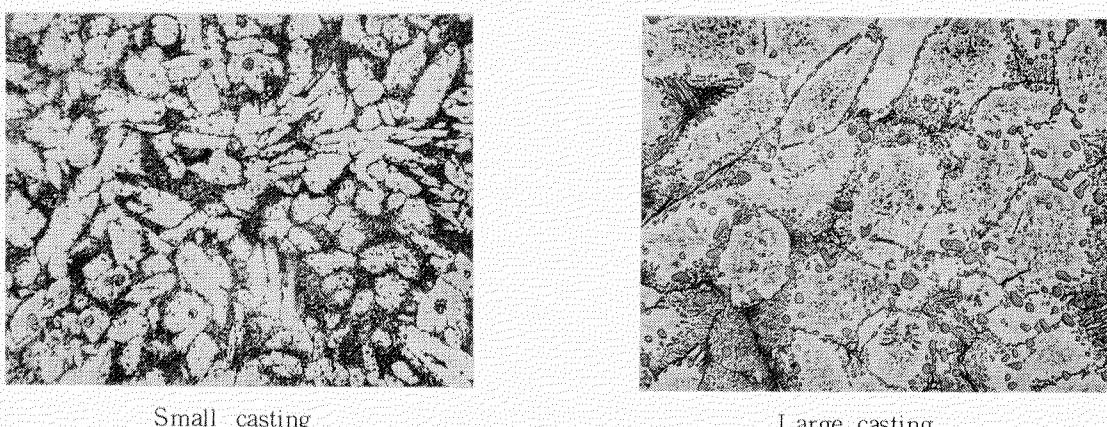


Photo 2.2.1 Microstructure of castings ( $\times 100$ )

Table 2.2.1 Chemical composition (%)

Test Series	Cu	Al	Fe	Ni	Mn	Item
S R 1	80.53	9.28	4.72	4.67	0.80	First Casting
S R 2	80.50	9.55	4.81	4.79	0.85	Second Casting

Table 2.2.2 Mechanical Properties

Test Series	Tensile Strength (kg/mm <sup>2</sup> )	Elongation (%)	Hardness (H <sub>B</sub> )	Thickness of casting (mm)
S R 1	68.9	29.6	170 (10/3000)	t = 25
S R 2	68.5	28.2	174 "	t = 25
S R 1 A	53.6	19.2	146 "	t = 200
S R 2 A	51.0	18.0	152 "	t = 200

## (2) 実験方法

## (i) 疲労試験片

疲労試験片寸法形状を Fig. 2.2.2 に示す。小形試験片は、小形鋳物及び大形鋳物よりそれぞれ作成し、大形丸棒試験片及び大形角板試験片は、大形鋳物より作成した。

## (ii) 疲労試験装置

小形試験片については、Photo 2.2.2 に示す小野式繰返し回転曲げ試験機を使用した。大形試験片については、Photo 2.2.3 に示す共振型繰返し曲げ試験機を使用した。共振型試験機は、加振ボックスの中に偏心したウェイトが入っていて、これが直流電動機により駆動され、試験片は回転することなく、丸型試験片は円周方向に角型試験片では主として上下方向に繰返しの変動応力が発生するように設計されたものである。応力設定の際には、各試験片ごとにひずみゲージを張り付け応力振幅を測定した。応力繰返し速度は、小型試験機で 2,000 ~ 2,500 cpm、大型試験機で 400 ~ 550 cpm である。腐食液はいずれも天然海水を使用し、滴下流量は小形試験片で 800 ~ 1,000 cc/min、大形試験片で 12 ~ 15 l/min とした。この程度の流量で試験片平行部は常に海水で覆われていた。

## (3) 実験結果

アルミニウム青銅の腐食疲労強度に及ぼす鋳造寸法の影響、試験片寸法の影響についての実験結果を以下に報告する。

## (i) 鋳物寸法の影響

小形鋳物（鋳物厚さ t = 25 mm）と大形鋳物（t = 200）から採取した小形試験片による腐食疲労試験の結果を S - N 曲線として Fig. 2.2.3 に示す。

## (ii) 試験片寸法の影響

大形鋳物から採取した小形試験片及び大形試験片（丸型、角型）による試験結果を Fig. 2.2.4 に示す。

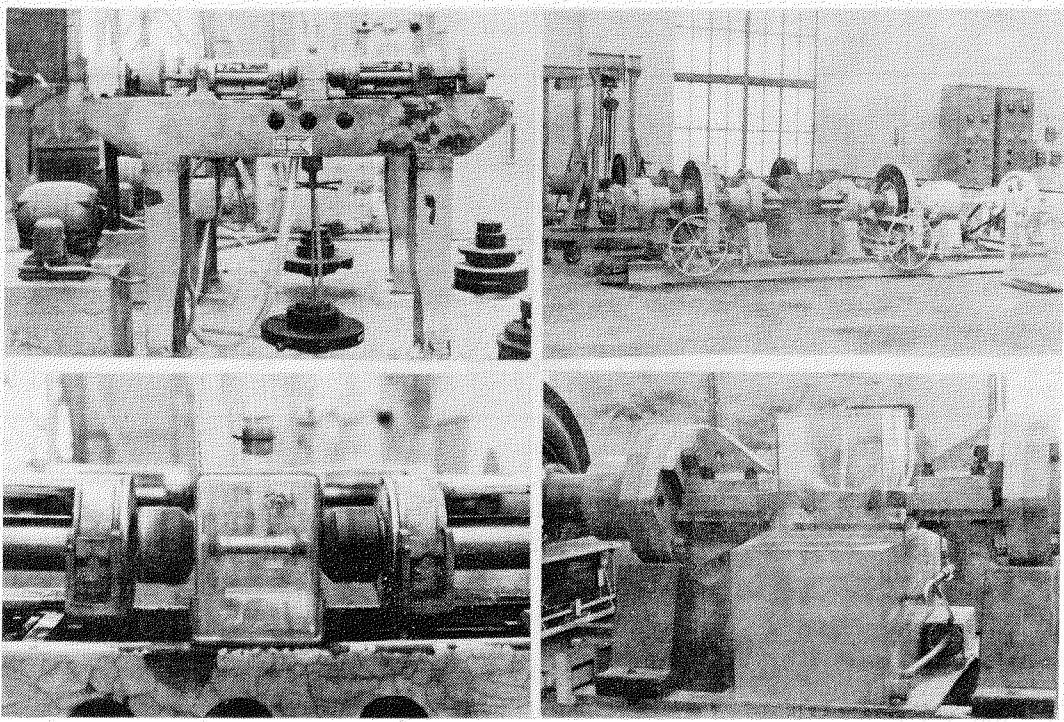


Photo 2.2.2 "Ono" type rotating bend fatigue test machine

Photo 2.2.3 "Resonance Reversal" type large fatigue test machine

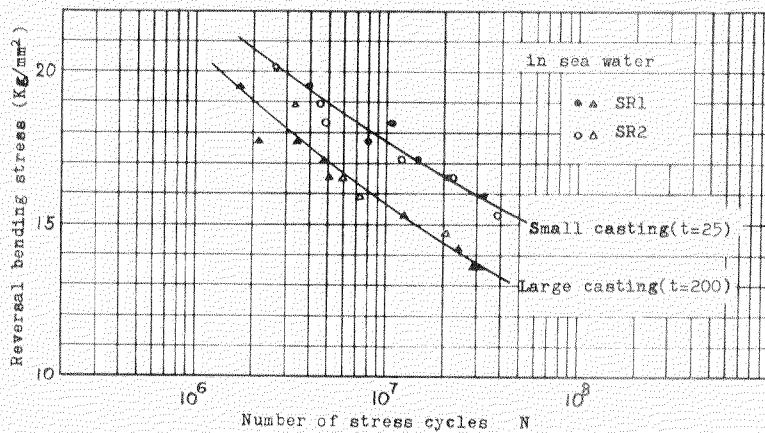


Fig. 2.2.3 S - N curves affected by casting size

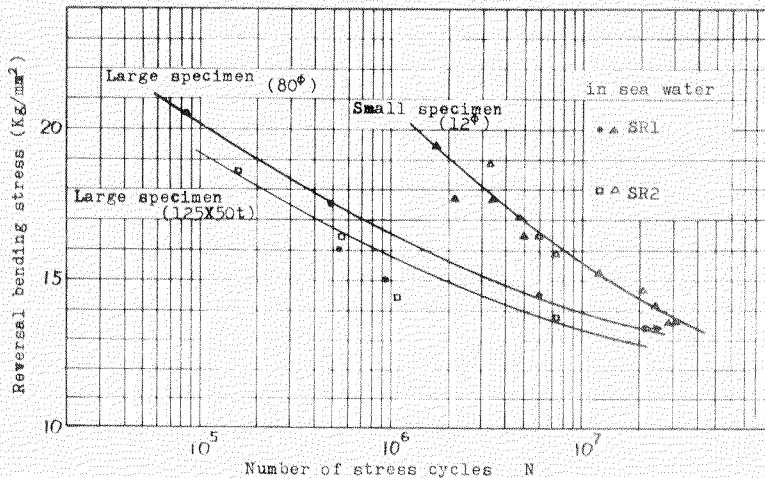


Fig. 2.2.4 S - N curves affected by specimen size

## 2.2.2 角板試験片における寸法効果

金属材料の疲労試験においては回転曲げが最も一般的に実施されており、今回もまた前項において、丸棒の繰返し曲げによるプロペラ材料の疲労特性の解明のための試験が行われている。一方プロペラ翼は一応板材形状であり、これの疲労破壊も板の繰返し曲げによる現象と考えられる。前項で述べたような丸棒の曲げ疲労試験成績を基に、実機のプロペラの疲労強度を類推する手法は、これまでの疲労設計概念から考えてなんら不都合を来たすものではないが、金属材料の疲労強度は確率現象であって多数の実験データの集約が要求されることと、同種のプロペラ材に対して丸棒の曲げ疲労特性と、板材の曲げ疲労特性を比較することは、また十分意義あるものと考えられることから、あえて板材による繰返し曲げ疲労試験を実施した。

本項目では板材を使用した場合の疲労寸法効果を求めることが主題であるが、同時に小形試験片を使用したときの空气中疲労強度に対する海水腐食の影響調査をも実施した。寸法効果の試験は20mm×5mm断面の小形試験片と、90mm×44mm断面の大形試験片により、海水腐食疲労の条件下で実施した。

### (1) 供 試 材

供試材料としては最近の大型プロペラ用として一般に使用されているアルミニウム青銅によることとした。

素材の铸造は通常のプロペラ铸造技術に準じて行われた。铸塊ブロックの大きさは、一ブロックから大形試験片用素材5枚を切り出すことを目標に決められ、350mm×130mmの寸法で350mmの高さを

持つ。铸込みはFig. 2.2.5に示すように押上げ法をとり、铸塊の上側に押湯を設けた。铸塊は水平方向に切断され、350mm×130mm×70mmを試験片加工用素材とした。

大形試験片用素材は前述の要領で切り出したため、疲労試験に供する素材中央部は、铸造ブロックの中央部、すなわち実機プロペラの約120mm厚みを持つ翼根部の中央断面付近に相應する。したがって実機プロペラの強度で直接問題視される翼表面層の強度に直接対応するものではないとも考えられる。

供試材の化学成分及び機械的性質はTable 2.2.3及びTable 2.2.4に示す。

Table 2.2.3 Chemical composition of Ni - Al bronze (%)

	Al	Fe	Ni	Mn	Cu
Test Material	9.37	4.85	4.79	0.82	87.17
AlBC 3 (JIS)	8.5~10.5	3.0~6.0	3.0~6.0	< 1.5	> 78

Table 2.2.4 Mechanical properties of Ni - Al bronze

	Tensile Strength (kg/mm <sup>2</sup> )	Elongation (%)	Hardness , H <sub>B</sub>
Test Material	68.9	26.0	174 (10 / 3000)
AlBC 3 (JIS)	> 60	> 15	> 150 (10 / 1000)

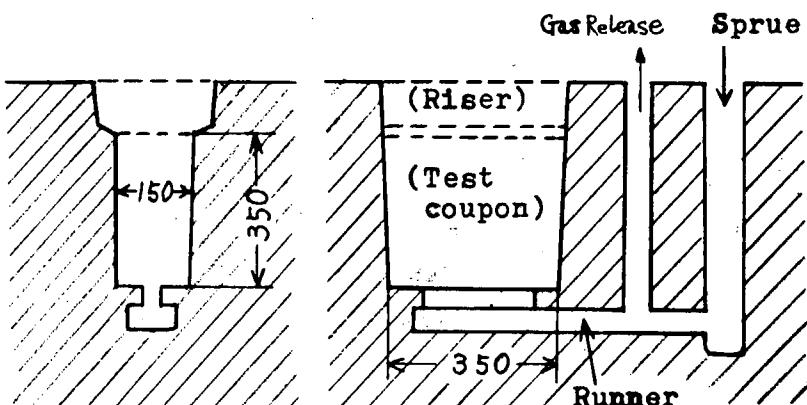


Fig. 2.2.5 Casting design

## (2) 試験片及び試験の要領

供試試験片の形状及び寸法はFig. 2.2.6とFig. 2.2.7に示すとおりで、供試部断面は大形試験片が $90\text{mm} \times 44\text{mm}$  小形試験片が $20\text{mm} \times 5\text{mm}$ である。いずれも供試部中央が最小断面積になるように両側を円弧で切り込んだが、 Peterson図表による応力集中係数はそれぞれ1.13及び1.09となる。この試験片に対する試験応力値は、ひずみゲージでの実測に基づく値を使用するので上記応力集中係数は一応無視した。

小形試験片はシェンク4kg-m曲げねじり疲労試験機により、また大形試験片はシェンク共振式大型ねじり疲労試験機Torsator 3000によりそれぞれ試験を行った。

上記大型試験機は本来丸棒のねじり疲労試験を実施する機械であるが、特殊なアタッチメントを試作して板状試験片を取り付け、試験機のねじりモーメントが板材に曲げモーメントとして加わるよう改造した。作動原理はFig. 2.2.8に示すとおりである。すなわち中央に質量を持つ両端固定の軸系の一節ねじり共振を利用し、

軸系の一部をなす試験片に繰返し荷重を加える。したがって試験片の寸法の選定に際しては、試験機の共振系を大きく変更しないよう適当な剛性を持たせることでその寸法が決められた。

腐食疲労用の腐食液は本来海水を使用するべきであるが、3%食塩水で代用した。小形、大形両試験とも腐食液を試験片の上に滴下する方式をとった。大形試験の場合は腐食液はポンプで循環させた。

試験の繰返し速さは小形試験の場合毎分1,500回、大形試験の場合は毎分約2,000回である。

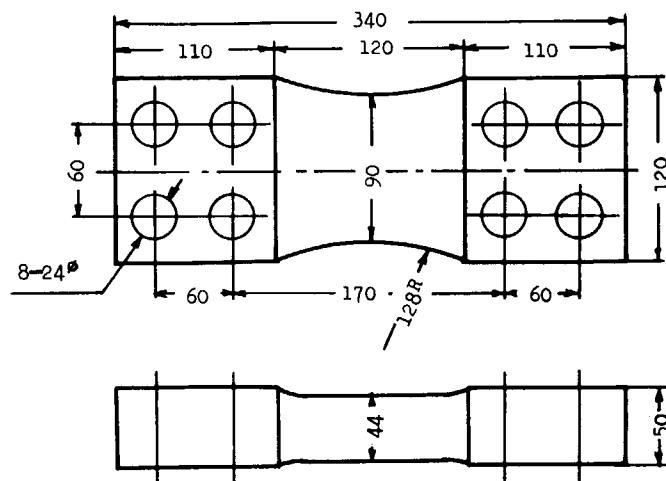


Fig. 2.2.6 Size of large rectangular specimen

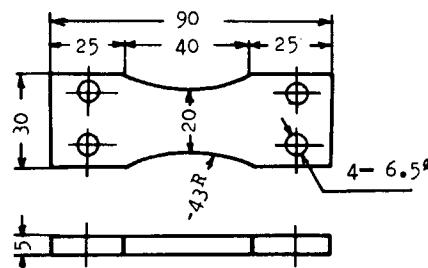


Fig. 2.2.7 Size of small rectangular specimen

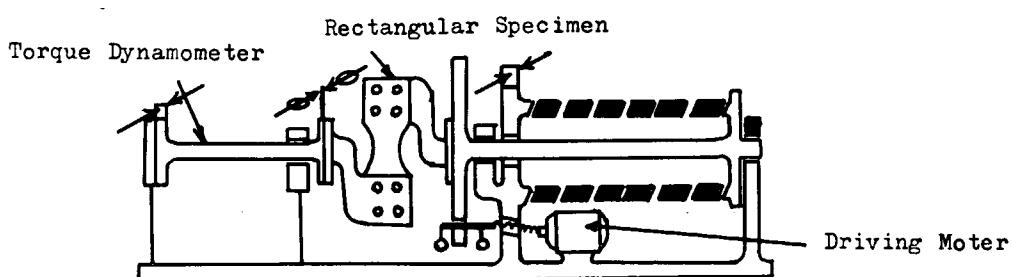


Fig. 2.2.8 2-Ton·m plate bend fatigue machine

試験機に対する試験片取り付け状況等をPhoto 2.2.4からPhoto 2.2.6に示す。

## (3) 試験の結果

### (i) 小形試験結果

小形試験片による空気中疲労試験及び腐食疲労試験で得られたS-N曲線をFig. 2.2.9に示す。

小形試験結果によると、供試材のアルミニウム青銅材の腐食疲労強度は、繰返し数 $10^7$ 回付近で約15.5kg/mmとなり空気中疲労強度とほとんど差がない。しかし、繰返し数が大きくなるにしたがって腐食疲労強度は更に低下する傾向がある。

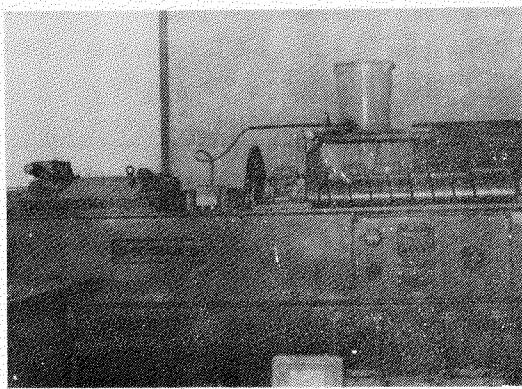


Photo 2.2.4 2 Ton·m plate bend fatigue machine

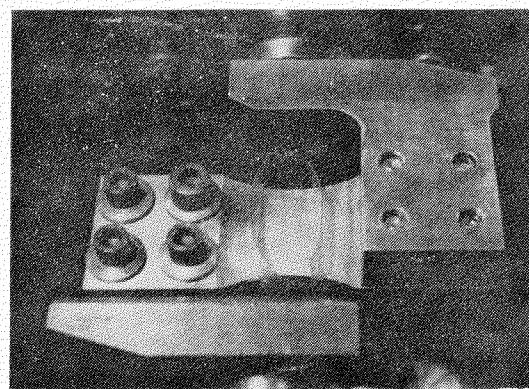


Photo 2.2.5 Large rectangular specimen

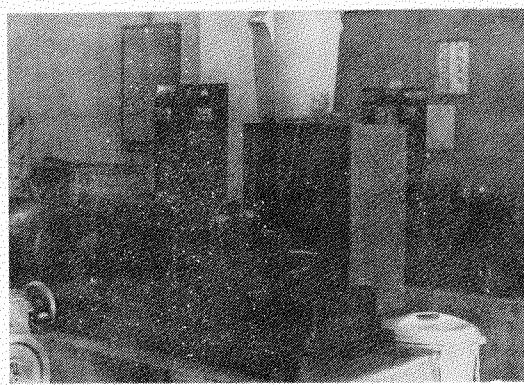


Photo 2.2.6 4 kg·m plate bend fatigue test machine

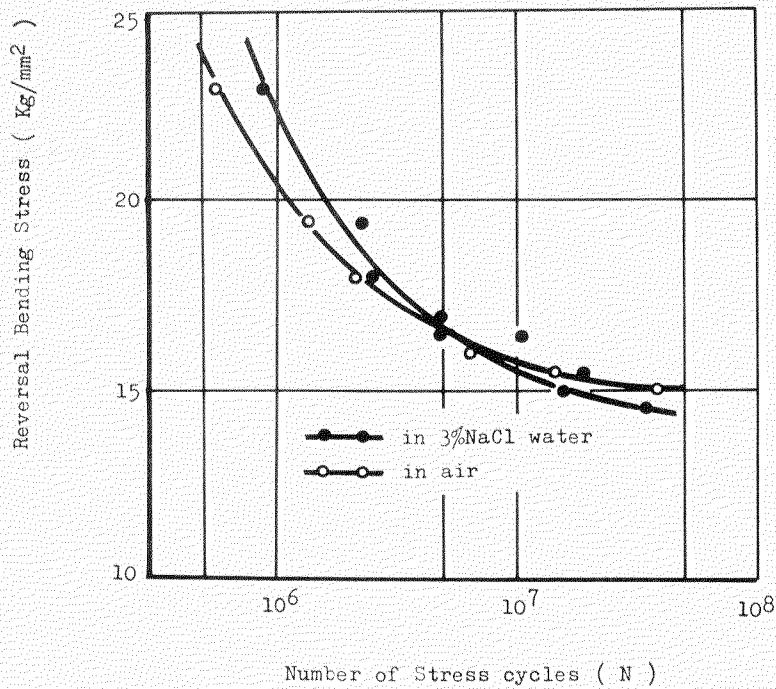


Fig. 2.2.9 S - N curve for small specimens

## (II) 大形試験結果及び寸法効果

大形試験結果及び寸法効果をS - N曲線としてFig. 2.2.10に示す。

今回の試験の範囲では、寸法効果の影響は顕著ではなく、例えば繰返し数  $10^7$  回付近で腐食疲労強度は、大形試験片で約  $15.0 \text{ kg/mm}^2$  小形試験片で  $15.5 \text{ kg/mm}^2$  程度である。繰返し数が大きくなるにしたがって両者の値が接近する傾向にある。

### 2.2.3 腐食疲労強度に及ぼす平均応力の影響の研究

本試験は 2.2.2 の大形海水腐食疲労強度に対して平均応力の影響を調べるもので試験要領等は同様と全く同様である。

#### (1) 試験の結果

大形試験片について、平均応力として  $3 \text{ kg/mm}^2$  及び  $5 \text{ kg/mm}^2$  を加えたときの腐食疲労試験で得られた S-N 曲線を Fig. 2.2.11 に示す。

一般に試験点数は十分ではないが、平均応力  $5 \text{ kg/mm}^2$  では、両振りと比較して、繰返し数  $10^7$  回付近で 10% 程度腐食疲労強度が低下している。なお、平均応力を加えた場合は、試験片は常に引張り応力側から破断した。

### 2.2.4 切欠きの影響

本試験は、2.2.1 と同様な供試材を使用し、最近の大形船用プロペラ材料として一般に使用されている、アルミニウム青銅について、その腐食疲労強度に及ぼす切欠きの影響について調査を進めた。

#### (1) 実験方法

##### (i) 疲労試験片

小形試験片は、Fig. 2.2.1 に示す小形鋳物及び大形鋳物素材より作成し、大形試験片は、大形鋳物素材より作成した。

小形試験片では、平滑材、U ノッチ材、V ノッチ材の 3 種類とし、大形試験では、角型試験片を使用し、平滑材、U ノッチ、V ノッチ材とした。

各切欠り材の形状係数( $\alpha$ )については、

\* Neuber の方法により求めた。疲労試験片寸法を Fig. 2.2.12 に示し、各切欠きの寸法と形状係数を Fig. 2.2.13 に示す。

##### (ii) 疲労試験装置

2.2.1 と同様に、小形試験片については小野式繰返し回転曲げ試験機を使用し、大形試験片については共振型繰返し曲げ試験機を使用した。

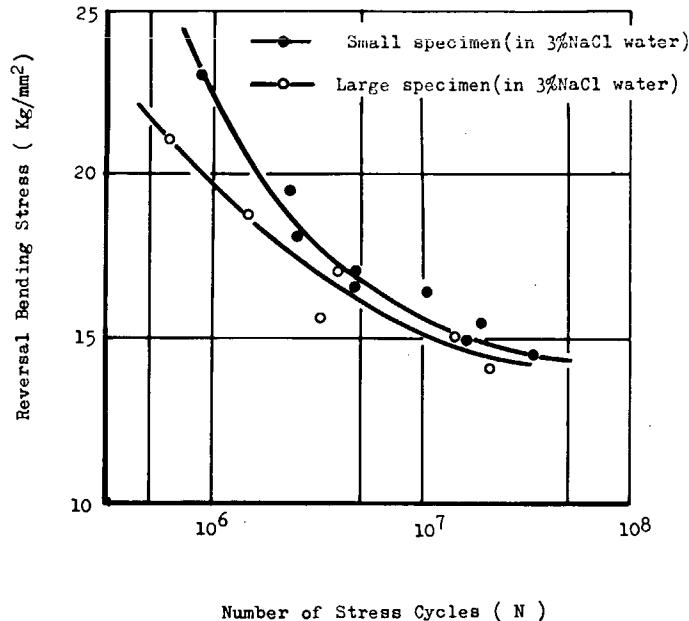


Fig. 2.2.10 S-N curve for large and small specimens (effect of size)

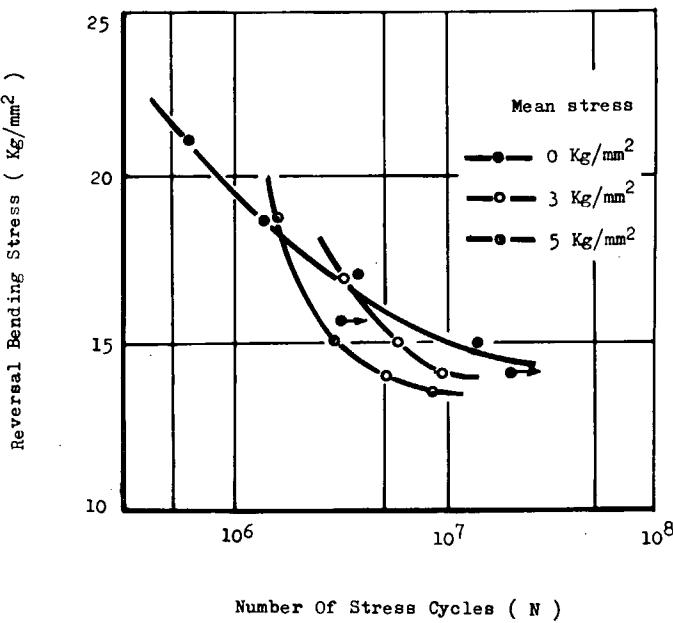


Fig. 2.2.11 S-N curve for large specimens (effect of mean stress)

\* 石橋正著「金属の疲労と破壊の防止」p. 43 ~ 44

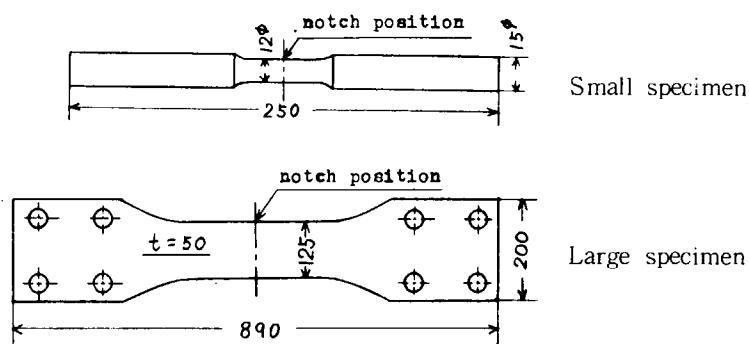


Fig. 2.2.12 Dimensions of notched specimens

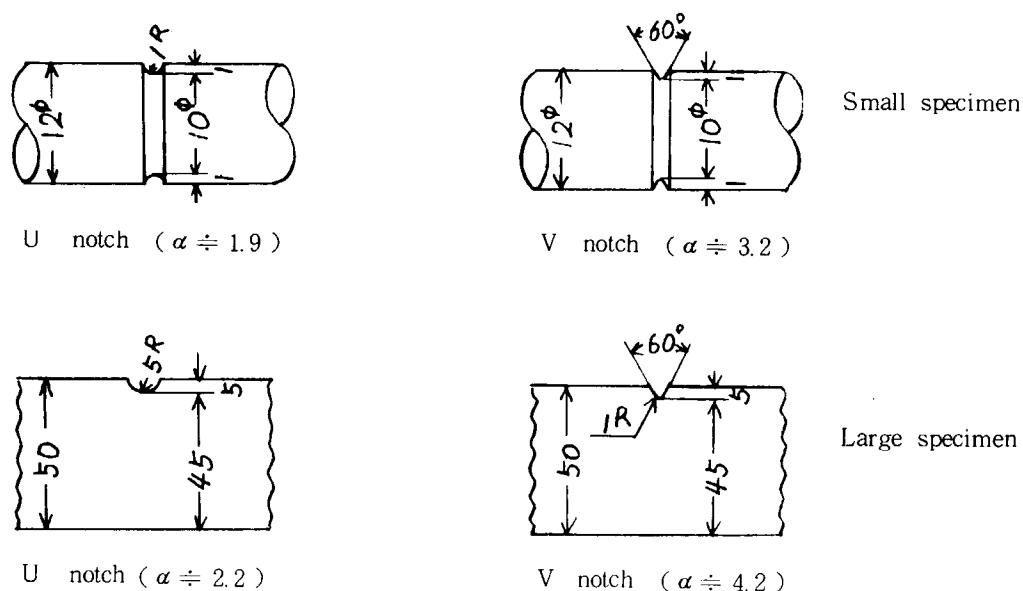


Fig. 2.2.13 Dimensions of notches

## (2) 実験結果

小形鋳物から採取した小形試験片に切欠きを施した場合の試験結果を Fig. 2.2.14 に示す。また、大形鋳物から同様の小形試験片を採取した場合の試験結果を Fig. 2.2.15 に示す。更に、大形鋳物から得た大形試験片に切欠きを施した場合の試験結果を Fig. 2.2.16 に示す。

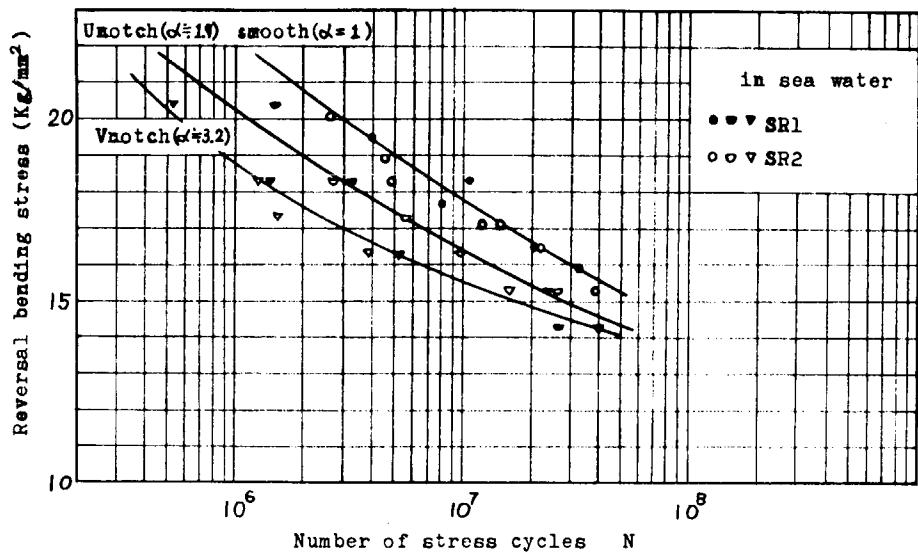


Fig. 2.2.14 S - N curves for notch effect (small casting, small specimen)

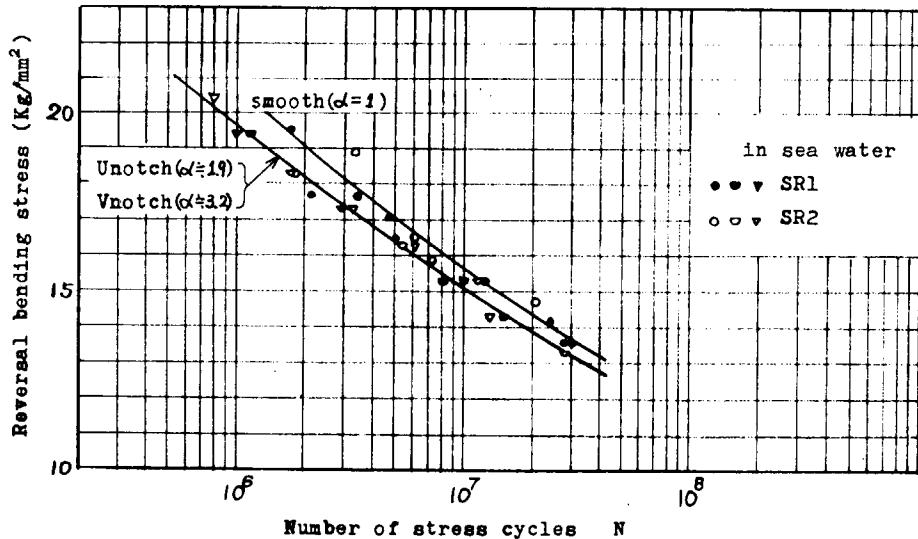


Fig. 2.2.15 S - N curves of notch effect (large casting, small specimen)

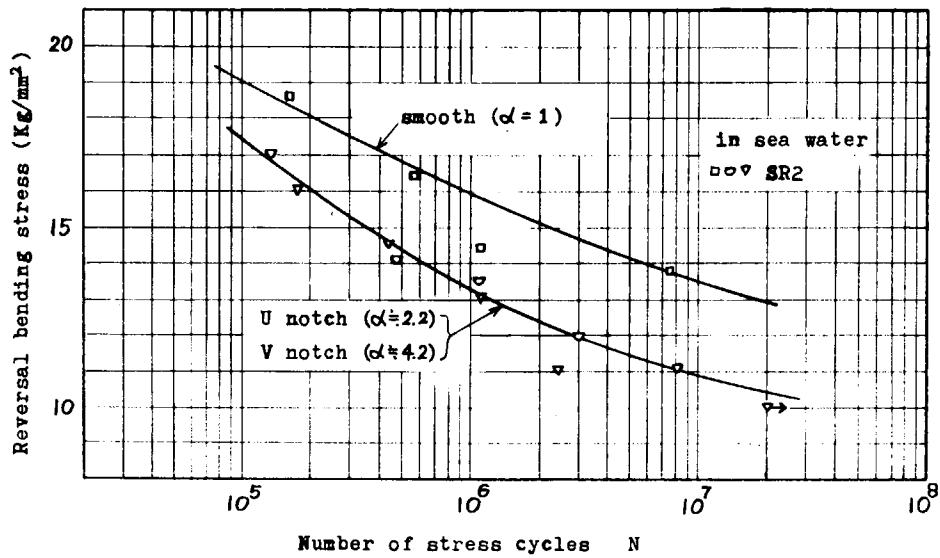


Fig. 2.2.16 S - N curves for notch effect (large casting, large specimen)

## 2.2.5 まとめ

プロペラ翼用材料であるアルミニウム青銅材について、腐食疲労強度に及ぼす寸法効果及び切欠きの影響を調べるため、各種の疲労試験を実施した。

各試験の結果を要約すると、次のとおりである。

### (1) 丸棒試験片における寸法効果

#### (i) 鋳物の寸法効果

アルミニウム青銅の腐食疲労強度に及ぼす鋳物の寸法効果を、小野式試験機及び小形試験片(12φ)を用いて調べた結果をTable 2.2.5に示す。

Table 2.2.5 Corrosion fatigue strength (effect of casting size)

Size of Casting	Corrosion fatigue strength (kg/mm <sup>2</sup> ) (at 2 × 10 <sup>7</sup> )
Small casting (t = 25)	16.6
Large casting (t = 200)	14.4

繰返し数が大きくなるにしたがって、腐食疲労強度は低下する傾向がある。

#### (ii) 試験片寸法の影響

アルミニウム青銅の腐食疲労強度に及ぼす試験片寸法の影響を、大形鋳物について、小野式試験機及び共振型試験機を用いて調べた結果をTable 2.2.6に示す。小形試験片の方が高い値を示すが、繰返し数が大きくなると両者の値は接近していく傾向がある。また大形試験片では、丸型、角型の形状の相違のはかに溶湯の違

Table 2.2.6 Corrosion fatigue strength (effect of size of specimens)

Type of Specimen	Corrosion fatigue strength (kg/mm <sup>2</sup> ) (at 2 × 10 <sup>7</sup> )
Small specimen (12φ)	14.4
Large specimen (80φ)	13.4
Large specimen (125 × 50t)	12.9

いによる材質の相違も多少含まれることも考えられる。

### (2) 角板試験片における寸法効果

#### (i) 空気中疲労強度と腐食疲労強度の比較

Table 2.2.7に示すように、小形試験片(t = 5)による繰返し曲げの空気中及び腐食疲労試験によるとアルミニウム青銅材の腐食疲労強度は、繰返し数N = 10<sup>7</sup>回付近では、約15.5kg/mm<sup>2</sup>で空気中の疲労強度とはほとんど変わらない。しかし、繰返し数Nが大きくなるにしたがって腐食疲労強度は更に低下する傾向にあり、N = 4 × 10<sup>7</sup>付近では、腐食疲労強度は、約14.5kg/mm<sup>2</sup>であるのに対して、空気中では約15.0kg/mm<sup>2</sup>となっている。

Table 2.2.7 Fatigue strength in air and 3% NaCl water

Environment	Fatigue Strength (kg/mm²)	
	at $2 \times 10^7$ cycles	at $4 \times 10^7$ cycles
in Air	15.5	15.0
in 3% NaCl water	15.4	14.5

## (ii) 試験片寸法の影響（寸法効果）

小形角板試験片 ( $t = 5$ ) と大形角板試験片 ( $t = 44$ ) による繰返し曲げ腐食疲労試験結果によると、寸法効果の影響は顕著ではなく、Table 2.2.8 に示すように、繰返し数  $N = 2 \times 10^7$  回では、大形試験片で腐食疲労強度は、 $14.4 \text{ kg/mm}^2$ 、小形試験片で  $14.9 \text{ kg/mm}^2$  となっている。また繰返し数が増すに伴って両者の値が接近する傾向にある。

Table 2.2.8 Corrosion fatigue strength of small and large specimen

Type of Specimen	Corrosion Fatigue Strength (kg/mm²) (at $2 \times 10^7$ )
Small specimen ( $t = 5 \text{ mm}$ )	14.9
Large specimen ( $t = 44 \text{ mm}$ )	14.4

## (3) 平均応力の影響

大形角板試験片 ( $t = 44$ ) を使用し、平均応力  $\sigma_m = 3 \text{ kg/mm}^2$  及び  $\sigma_m = 5 \text{ kg/mm}^2$  を加えて繰返し曲げ腐食疲労試験を行い、繰返し数  $N = 1 \times 10^7$  回付近での破断応力振幅を Table 2.2.9 に示す。同表によると、 $\sigma_m = 5 \text{ kg/mm}^2$  では、 $\sigma_m = 0 \text{ kg/mm}^2$  の両振りに比べ、 $N = 1 \times 10^7$  回付近で 10% 程度破断応力振幅が低下している。なお、平均応力を加えた場合は、試験片は常に引張り応力側から破断した。

Table 2.2.9 Effect of mean stress

Mean Stress	Corrosion Fatigue Strength (kg/mm²) (at $1 \times 10^7$ )
0 kg/mm²	15.0
3 kg/mm²	14.0
5 kg/mm²	13.5

## (4) 切欠きの影響

小形丸棒試験片 (12φ) は、小野式回転曲げ試験により、大形角板試験片 ( $t = 50$ ) は繰返し曲げ試験機により、各種切欠きを有する試験片について、腐食疲労試験を行い、鋳物の種類、及び試験片の種類別にまとめた結果を Table 2.2.10 に示す。これによると、大形鋳物では切欠きによる影響は小さいという結果が得られた。大形

試験片では低下がやや大きかったが、角型の影響があったと考えられる。なお形状係数( $\alpha$ )と切欠き係数( $\beta$ )との関係をFig. 2.2.17に示す。

Table 2.2.10 Corrosion fatigue strength (notch effect)

(at  $2 \times 10^7$  cycles)

Type of Notch	Size of Casting $t = 25\text{mm}$			$t = 200\text{ mm}$			$t = 200\text{ mm}$		
	Size of specimen Dia. = 12mm			Dia. = 12mm			125(w) × 50(t)		
Smooth Speci.	$\sigma_f$	$\alpha$	$\beta$	$\sigma_f$	$\alpha$	$\beta$	$\sigma_f$	$\alpha$	$\beta$
	16.6	1.0	1.0	14.4	1.0	1.0	12.9	1.0	1.0
U Notch Speci.	15.4	1.9	1.08	13.9	1.9	1.04	10.4	2.2	1.24
V Notch Speci.	14.8	3.2	1.12	13.9	3.2	1.04	10.4	4.2	1.24

(1)  $\alpha$  = stress concentration factor

(2)  $\sigma_f$  = corrosion fatigue strength ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ )

(3)  $\beta$  = notch sensibility =  $\sigma_f$  of smooth specimen /  $\sigma_f$  of notched specimen

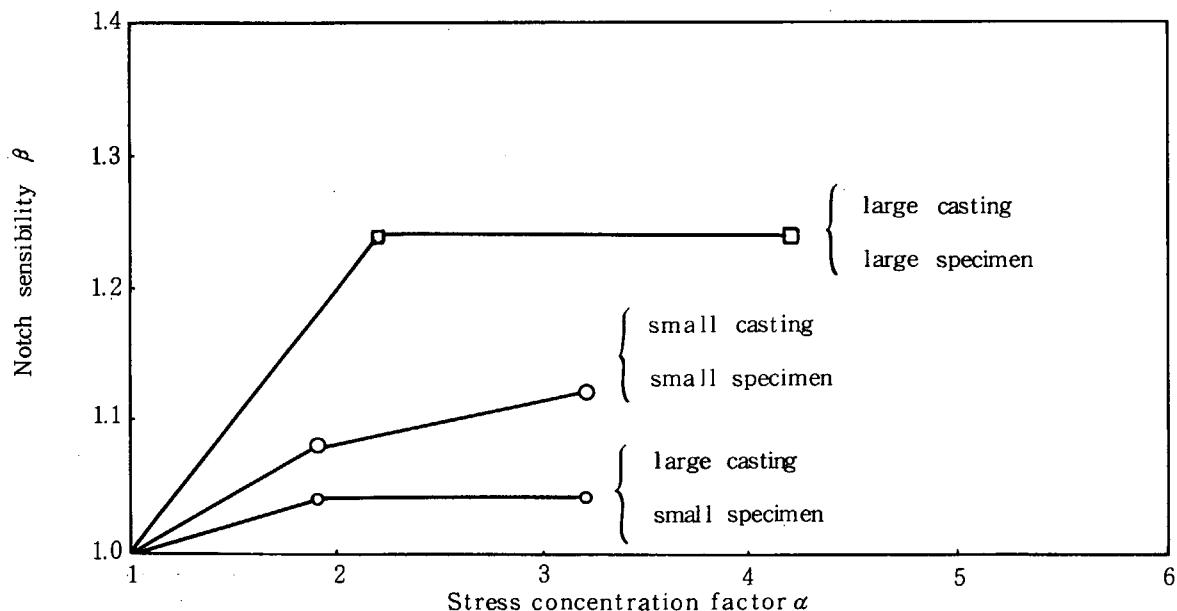


Fig. 2.2.17 Relations between notch sensibility and stress concentration factor

## 2.3 欠陥材並び補修材の腐食疲労強度の研究

### 2.3.1 欠陥材並びにその補修材の腐食疲労強度の研究

プロペラ翼の折損は特殊な条件を除外すれば、一般には、腐食ピット、鋳造欠陥、溶接補修部の欠陥等を起点として疲労き裂が発生し、それが成長することにより、疲労破壊を起こすものと考えられる。

そこで、本研究においてはプロペラ翼用材料であるアルミニウム青銅材について、実体プロペラ翼の材料を使用して、自然欠陥材及び溶接補修材について腐食疲労試験を行うとともに、溶接補修後にピーニングあるいは応力除

去焼鈍を施した場合についても、その効果について検討した。また、溶接補修部の残留応力の測定、破断面の肉眼観察、電子顕微鏡観察なども行った。

### (1) 供試材

試験片素材は、三菱重工業長崎造船所において製作された未使用のアルミニウム青銅製プロペラ翼の、0.35R部分 (R: 翼の半径 3.4 m, 内厚: 260 mm) より採取したものであり、2.1.1で実施した疲労き裂伝ば試験に用いたものと同一の素材を使用している。試験片の採取は、疲労試験片、引張り試験片とともにその長手方向がプロペラ翼の半径方向に一致するように切り出した。

供試材の化学組成をTable 2.3.1に、その機械的性質をTable 2.3.2に示す。引張り試験は、直径7 mm、標点距離25 mmの引張り試験片によって行った。

Table 2.3.1 Chemical composition (%)

	Cu	Al	Fe	Ni	Mn	Pb	Sn	Si	Zn
JIS H 5114 Al BC 3	> 78	8.5 ~ 10.5	3.0 ~ 6.0	3.0 ~ 6.0	< 1.5				
Test specimen	80.14	9.60	5.15	4.27	0.04	0.02	0.03	0.04	0.40

Table 2.3.2 Mechanical properties

0.2% Proof stress (kg/mm <sup>2</sup> )	Tensile strength (kg/mm <sup>2</sup> )	True fracture stress (kg/mm <sup>2</sup> )	Elongation (%)	Reduction of area (%)	Young's modulus (kg/mm <sup>2</sup> )
18.1	52.3	66.9	22.8	21.8	11800
17.9	51.7	65.9	22.0	21.5	12800
17.0	52.6	67.7	24.4	22.3	12700
17.3	51.8	67.3	22.0	23.0	12500
17.2	52.3	66.9	22.8	21.8	12500
17.6	51.7	66.2	20.0	21.8	12200

### (2) 実験方法

#### (i) 疲労試験片

疲労試験片の形状、寸法は、Fig. 2.3.1に示すとおりであり、幅35 mm、板厚13 mmの板状試験片である。本研究では、平滑、欠陥のほかに溶接補修を施した場合についても実験した。このように、溶接補修を行った場合には、溶接部近傍に残留応力を生じるので、この残留応力を解放しないようにしなければならない。この場合試験片が大きいほど有利であるが、試験機の容量に限度があるので、その容量内で許される最大の試験片形状を採用した。

疲労試験片の種類としては、試験条件に対して次のような種類の試験片を作成した。

平滑疲労試験片	・空気中、海水中疲労試験
欠陥材疲労試験片	・铸造による自然欠陥 ・海水中疲労試験
溶接補修材疲労試験片	・TIG溶接 ・海水中疲労試験
ピーニングを施した溶接補修材疲労試験片	・溶接+ピーニング ・海水中疲労試験
応力除去焼鉈を施した溶接補修材疲労試験片	・溶接+焼鉈 ・海水中疲労試験

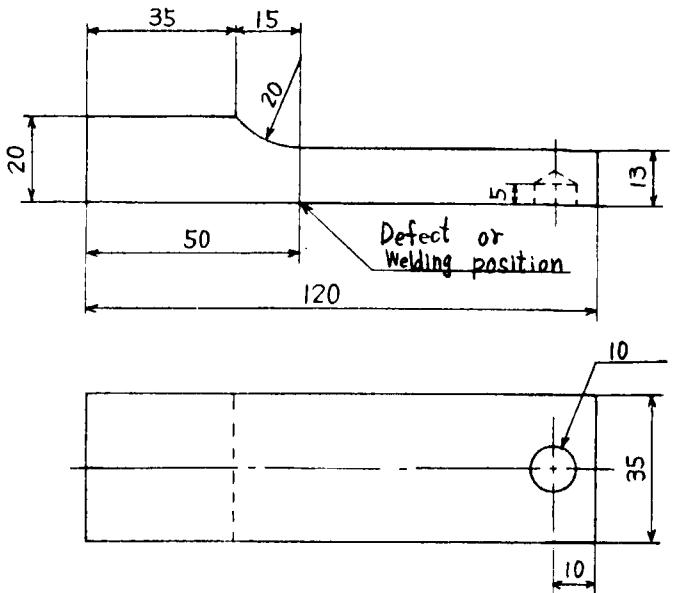


Fig. 2.3.1 Size of specimen for fatigue test

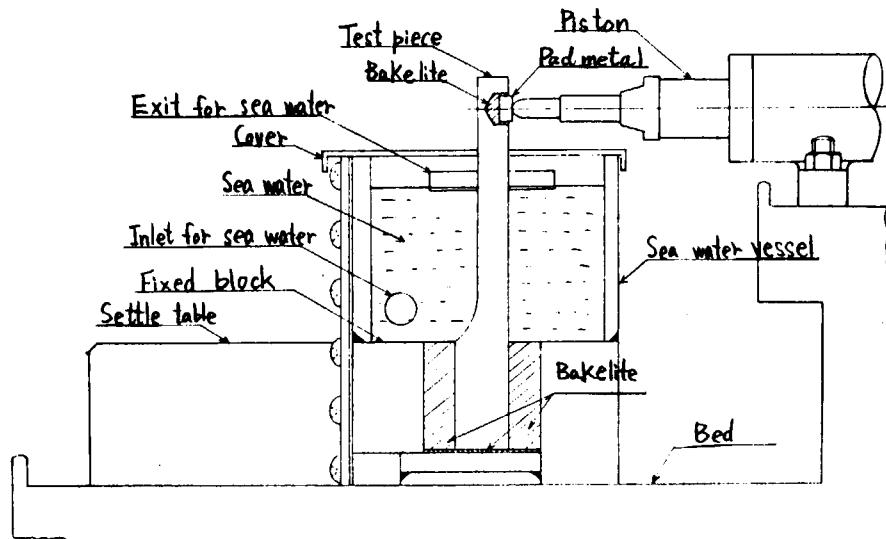


Fig. 2.3.2 Fatigue test machine skeleton

欠陥材の疲労試験片は、Fig. 2.3.1に示す欠陥位置に、铸造による自然欠陥が存在するように試験片を採取した。欠陥の試験片表面上の大きさは、1 mm～4 mm程度であった。一例をPhoto. 2.3.3に示す。

溶接補修材の疲労試験片は、Fig. 2.3.1に示す溶接位置に直径2 mm、深さ1.3 mmの穴をあけ、その穴を次の条件でTIG溶接した。

溶接条件: 予熱	150°C	溶接棒: MG 900 (1.2 mmØ)
アーク電流	150 A	
アーク時間	20 秒	

溶接補修材にピーニングを施す場合は、次のようにして行った。すなわち松村式衝撃疲労試験機に先端の直径が6 mmØ程度のハンマ（重量5 kg程度）を取り付け、そのハンマによって、溶接補修材の疲労試験片を58 mmの高さから50回たたいた。そのとき、試験片の表面には、ほとんどくぼみを生じなかった。

応力除去焼鉈を施した溶接補修材の疲労試験片は、450°C × 4 hr保持、その後、空冷という焼鉈条件によって製作した。

## (II) 疲労試験装置

疲労試験は $\frac{1}{2}$ Tonの片振れ曲げ疲労試験機であり、その繰返し速度は1,300 cpmである。試験装置の略図をFig. 2.3.2に、その外観をPhoto 2.3.1に示す。Fig. 2.3.2に示すように、試験片のつかみ部はベークライトを使用して、試験片と腐食液タンクとを絶縁している。海水は、腐食液タンク、貯液タンクなどを循環するようになっており、腐食液タンク内の海水面はいつも一定の高さになるように調節されている。ここで、使用した海水は、長崎港外から採取したものである。試験片の負荷は、Fig. 2.3.2に示すように油圧によって駆動されるピストンによって行われている。

### (3) 腐食疲労試験

腐食疲労試験の結果をTable 2.3.3, Fig. 2.3.3～Fig. 2.3.5に示す。本実験では試験機の関係から、試験片が完全に破断するまで実験を行わずに試験片表面において、き裂が貫通する直前の状態で実験を終了し、このときの繰返し数を破損繰返し数とした。

Fig. 2.3.3は平滑材、欠陥材の疲労試験結果を示している。平滑疲労試験の結果を見ると、空气中試験と海水中試験の疲労強度は、ほとんど同じになっている。寿命の長い部分では、海水中試験よりも空气中試験の方が疲労強度が若干低くなっている。従来行われているアルミニウム青銅材の回転曲げ疲労試験では、本実験とは違って、海水中疲労試験の疲労強度は、空气中疲労試験の場合よりも低かった。このような現象の原因は明らかでないが、試験方法の違いによるものか、あるいは、流速の影響によるものと考えられる。回転曲げ疲労試験では試験片が回転しているので、海水中で試験すると試験片と海水との間には流速が生じる。一方、本実験のような平面曲げ疲労試験機ではこのような流速は生じない。

平滑疲労試験と欠陥材の疲労試験を比較すると、欠陥材の場合の疲労寿命は平滑材の場合の半分程度となっており、疲労強度は平滑材より $3\text{ kg}/\text{mm}^2$ 程度低い。欠陥材の疲労試験において、欠陥のサイズが大きい試験片は、Fig. 2.3.3に示した平均的なS-N線よりも短い繰返し数で破損している。

Fig. 2.3.4には、溶接補修材及び応力除去焼純、ピーニング処理を施した溶接補修材の海水中疲労試験結果を示している。Fig. 2.3.5は、上記の疲労試験結果をまとめたものである。溶接補修を行った場合の疲労強度は、欠陥材の場合と同じ程度まで下がっており、溶接補修を行ったままの状態に放置しておくことは、疲労強度に悪影響を与えることが分かる。この溶接補修材の疲労強度の低下を回復させるために、溶接による残留応力を取り除く目的で焼純を行った場合には、その疲労強度は平滑試験の疲労強度程度まで回復している。圧縮応力を発生させる目的で、溶接補修材にピーニングを行った場合には、その疲労強度は、破損繰返し数の長いときには若干改善されるが、破損繰返し数の長いときには、改善されない。なお、ピーニングの条件が異なる場合には、その

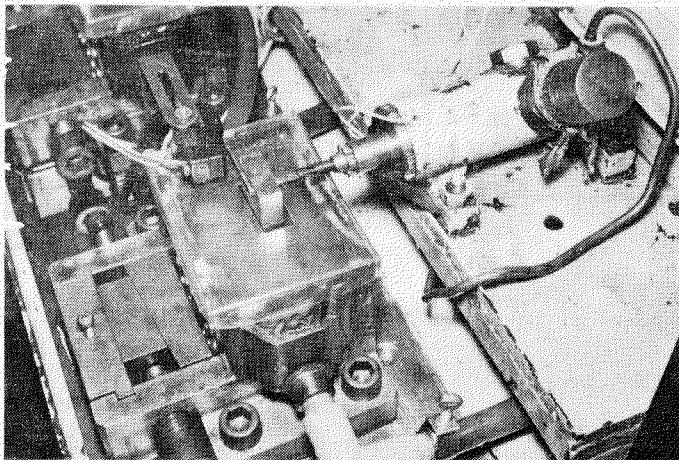


Photo 2.3.1 Fatigue test machine



Photo 2.3.2 Fracture surface of smooth specimens (Specimen No. CA 3-1)

疲労挙動に差異を生ずるが、ここでは定量的には明らかにできなかった。

#### (4) 残留応力測定

溶接補修材の疲労試験片には、溶接による残留応力が発生している。疲労試験においては、このような残留応力は平均応力を更に大きくするものと考えられ、その影響によって疲労強度が下がることが考えられる。以下に、溶接補修材、疲労試験片、応力除去焼鈍を施した溶接補修材、疲労試験片について測定結果を示す。

疲労試験片種類	残留応力値
溶接補修材	4.6 kg/mm <sup>2</sup> , 4.5 kg/mm <sup>2</sup>
応力除去焼鈍を施した溶接補修材	2 kg/mm <sup>2</sup> , 3.5 kg/mm <sup>2</sup>

測定方法：小型のひずみ・ゲージを溶接部に張り、その周りをロータリカッタによって切り込んで、残留応力を解放させる。このとき、切り込み深さは切り込み間隔の40%程度とした。

ゲージ：東京測器製、G.L. = 0.2 mm

本実験の溶接補修材の疲労強度は、平滑材の疲労強度と比べてある程度低下しているが、大きな低下はしていない。この原因としては、上に示したように溶接部の残留応力が小さかったことが考えられる。これは、試験片が小さかったために、溶接時に発生した熱ひずみが完全に拘束されなかつものと考えられる。実際のプロペラ翼の場合には更に大きな残留応力が生じることが予想されるので、溶接補修部の疲労強度は一層低下すると予想される。

応力除去焼鈍を施した溶接補修材の場合には、残留応力が残っているにもかかわらず、疲労試験では、平滑材の疲労強度程度まで回復しているが、この原因は明らかではない。

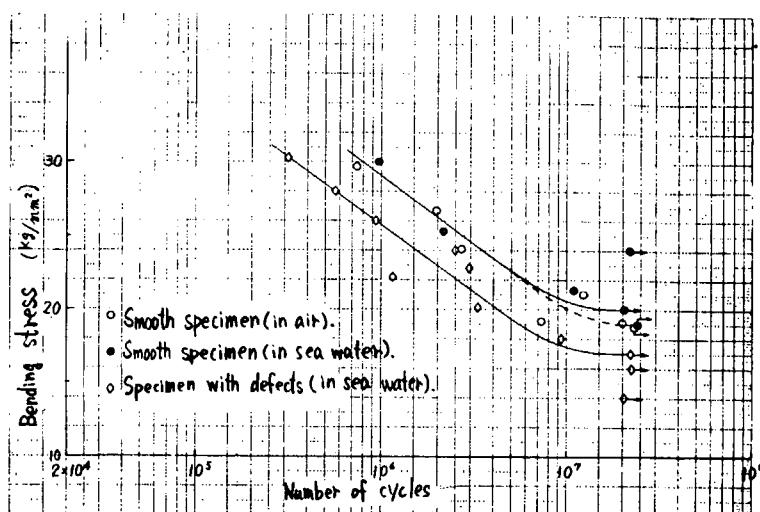


Fig. 2.3.3 S - N curve

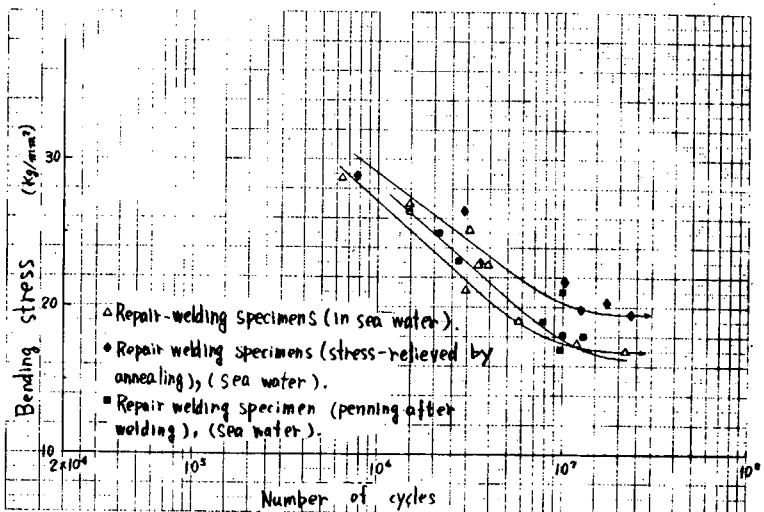


Fig. 2.3.4 S - N curve

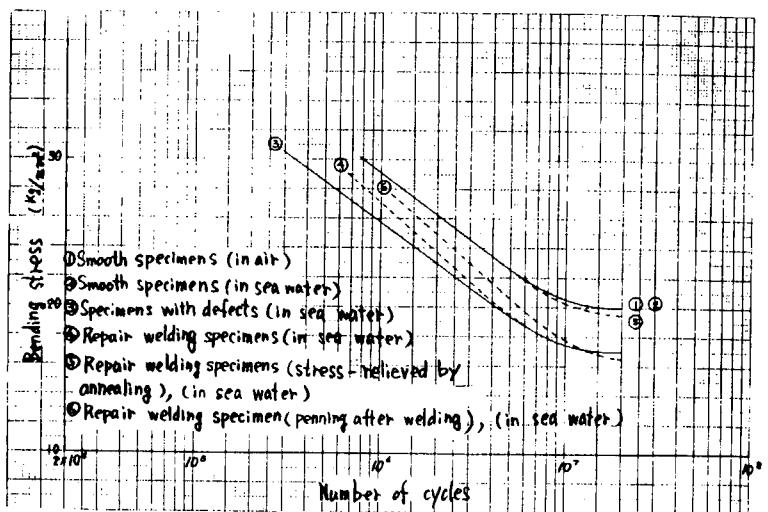


Fig. 2.3.5 S - N curve

Table 2.3.3 Results of fatigue test

		Specimens №	Bending stress $\sigma$ (kg/mm <sup>2</sup> )	Number of cycles N	
Smooth specimen	in air	C B 3 -	29.7	$7.36 \times 10^5$	Broken
		C A 3 - 1	26.7	$1.972 \times 10^6$	Broken
		C A 3 - 4	24.1	$2.672 \times 10^6$	Broken
		C A 1 - 3	21.0	$1.2214 \times 10^7$	Broken
		C A 3 - 3	19.2	$7.315 \times 10^6$	Broken
		C A 3 - 5	19.1	$1.9838 \times 10^7$	Broken
		C B 2 - 4	18.8	$2.3067 \times 10^7$	Not broken
Specimen with defects	in sea water	C A 2 - 2	30.0	$9.69 \times 10^5$	Broken
		C A 2 - 3	25.3	$2.146 \times 10^6$	Broken
		C B 2 - 1	24.0	$2.185 \times 10^7$	Not broken
		C A 3 - 2	21.3	$1.0904 \times 10^7$	Broken
		C B 3 - 1	20.0	$2.028 \times 10^7$	Not broken
		C B 2 - 3	19.0	$2.3874 \times 10^7$	Not broken
		K C B 7 - 1	30.3	$3.12 \times 10^5$	Broken
	in sea water	K C A 6 - 1	28.0	$5.66 \times 10^5$	Broken
		K C B 7 - 2	26.0	$9.35 \times 10^5$	Broken
		K C A 2 - 2	24.0	$2.483 \times 10^6$	Broken
		K C A 5 - 2	22.8	$2.963 \times 10^6$	Broken
		K C A 7 - 1	22.2	$1.142 \times 10^6$	Broken
		K C A 5 - 1	20.1	$3.295 \times 10^6$	Broken
		K C B - 1	18.0	$9.42 \times 10^6$	Broken
		K C B 7 - 2	17.0	$2.2061 \times 10^7$	Not broken
		K C B 5 - 2	16.0	$2.2255 \times 10^7$	Not broken
		K C B 4 - 1	14.0	$2.0315 \times 10^7$	Not broken

		Specimens No	Bending stress $\sigma$ (kg/mm <sup>2</sup> )	Number of cycles N	
Repair welded specimens (Annealing after welding)	in sea water	CA 5 - 3	28.7	$6.38 \times 10^5$	Broken
		CB 1 - 5	27.0	$1.484 \times 10^6$	Broken
		CA 6 - 3	25.2	$3.122 \times 10^6$	Broken
		CB - 12	22.8	$3.934 \times 10^6$	Broken
		CA 5 - 2	22.8	$3.465 \times 10^6$	Broken
		CB 5 - 3	21.2	$2.956 \times 10^6$	Broken
		CA 6 - 2	19.0	$5.756 \times 10^6$	Broken
		CA 4 - 6	17.5	$1.1795 \times 10^7$	Broken
		CB 5 - 6	17.0	$2.1697 \times 10^7$	Not broken
Repair welded specimens (Peening after welding)	in sea water	HCA 4 - 3	28.9	$7.71 \times 10^5$	Broken
		HCA 7 - 6	26.5	$2.902 \times 10^6$	Broken
		HCA 6 - 4	23.0	$3.538 \times 10^6$	Broken
		HCA 4 - 4	21.7	$1.026 \times 10^7$	Broken
		HCB 5 - 4	20.3	$1.7112 \times 10^7$	Broken
		HCB 7 - 4	19.8	$1.2542 \times 10^7$	Broken
		HCA 4 - 5	19.5	$2.3211 \times 10^7$	Not broken
		PCB 5 - 1	26.5	$1.469 \times 10^6$	Broken
Repair welded specimens (Peening after welding)	in sea water	PCA 7 - 1	25.0	$2.129 \times 10^6$	Broken
		PCB 1 - 6	23.1	$2.689 \times 10^6$	Broken
		PCB 7 - 2	21.0	$9.982 \times 10^6$	Broken
		PCA 7 - 3	19.0	$7.807 \times 10^6$	Broken
		PCA 6 - 1	18.1	$9.959 \times 10^6$	Broken
		PCB 6 - 2	18.0	$1.2829 \times 10^7$	Broken
		PCA 4 - 2	17.1	$9.761 \times 10^6$	Broken

(5) 疲労試験片の表面・破面観察

(i) 欠陥材疲労試験片の表面・破面観察

平滑疲労試験片、欠陥材疲労試験片の観察結果を Photo 2.3.2, Photo 2.3.3 に示す。Photo 2.3.3 の欠陥材の疲労試験片には、主要な欠陥が 3 つほど存在しており、それぞれの欠陥より疲労き裂を発生している。破面写真においても 3箇所から発生している様子が分かる。これらの疲労き裂は、最終的には、結合して破断に

至っている。破面の状態は欠陥材の場合には非常に凹凸が激しい。また、Photo 2.3.3の場合には破面状況写真の右下に見られるように、表面に出ている欠陥のはかに、内部にも欠陥が存在している。欠陥材の場合にはこのような例が多かった。一方、平滑疲労試験片の破面は、Photo 2.3.2に示すように、余り凹凸のない破面となっている。

#### (ii) 溶接補修材疲労試験片の表面・破面観察

溶接補修材疲労試験片の観察結果をPhoto 2.3.4に示す。試験片表面の中央部に薄く丸く見えているのが溶接部であり直径が5mm～6mm程度、最も深い所の深さが1.8mm程度である。疲労き裂は、Photo (b)の破面写真から分かるように溶接部が起点となっている。Photo (b)において、黒くなっている部分が疲労によって破壊した部分であり、海水中において試験したために腐食されている。この写真から分かるように、疲労き裂は溶接部より放射状に成長しており、き裂先端の形状は半だ円形状を呈している。疲労破面のうち、母材部分の破面は少し凹凸があり、ざらざらしているが、溶接部の破面は平滑になっており、少し特異な破面となっている。

試験片表面におけるき裂発生位置については、溶接補修材の場合には、ほとんど試験片がPhoto 2.3.4に示すような位置（溶接部の左側）にき裂を発生した。一方、応力除去焼鈍を施した溶接補修材、ピーニングを施した溶接補修材の場合には、き裂の入った位置は、溶接部の左側、右側、中心に分かれた。

#### (6) 破面の電子顕微鏡観察

プロペラ翼の折損事故が起きたときに、その原因を追求し対策を立てるために破面の観察を行うことは重要な手段である。破面観察の手段としては、肉眼観察、光学顕微鏡のはかに、近年、電子顕微鏡が使われるようになってきた。電子顕微鏡としては、主に透過型電子顕微鏡が使われていたが、最近は走査型電子顕微鏡も使われている。透過型電子顕微鏡の場合には破面を直接見るのではなく、破面のレプリカフィルムをとり、それを観察するので、観察資料の作成に時間がかかるとともに、実際の破面とレプリカ・フィルムの破面が違ってくる可能性がある。一方、走査型電子顕微鏡は試料に電子線を投射して、試料から放出される二次電子をとり出して、その像を観察するので、試料の作成（実物そのままでもよい）が容易に出来るとともに、時間も少なくて済む。その他、走査型電子顕微鏡は、光学顕微鏡と異なり、焦点深度が極めて深いので凹凸の激しい破面でも観察可能である。

#### (i) 平滑疲労試験片（空気中）の場合

Photo 2.3.5は、空気中で実験した平滑疲労試験片の破面電子顕微鏡写真である。この破面は走査型電子顕微鏡によって観察されたものである。(a), (b)は、疲労破面の中で中間段階のストライエーションを写したものであり、それぞれ1,000倍、3,000倍の写真である。ここで、疲労き裂の成長方向は写真の左から右である。写真から分かるように、ストライエーションの形状は弓状になっており、1つのブロックのストライエーションは両端を引きずられるように形成されている。Photo 2.3.5(c), (d)にも、同じように、ストライエーションが観察される。これらは、疲労破面の最終段階の部分を写したものであり、Photo (a), (b)の場合よりもストライエーションの間隔が広くなっている。これらの写真にみられるストライエーションは弓状をしているが、昭和46年度研究の疲労き裂伝ば試験の場合には、直線的なストライエーションが多かった。Photo (e)は、へき開破壊を起こしている破面をとったものである。このように、一部ではへき開破面リバーパタン形状などぜい性破壊的な破面も見られた。本実験に使用したアルミニウム青銅の鋳物材の場合には、ストライエーションは少しの部分にしか見られなかった。これは、鋳物材料の特徴であると思われ、鍛造材では、ストライエーションの部分は、この場合よりも多いと考えられる。

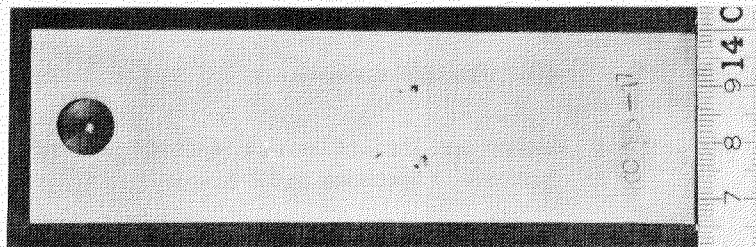
#### (ii) 欠陥材の疲労試験片（海水中）の場合

Photo 2.3.6に海水中で実験した欠陥材の疲労試験片の破面電子顕微鏡写真を示す。(a)は主き裂より分かれた分岐き裂の様子を示している。この写真は100倍で撮影したものであるが、走査型電子顕微鏡の場合には、この程度の倍率でも破面状況をはっきりつかむことができる。本実験は、海水中で行われたために破面がかな

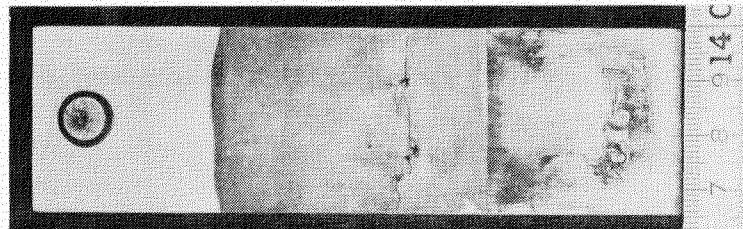
りひどく腐食されている。Photo 2.3.6(b)は、その様子を示したものであり、一面にスケールが付着しているのが分かる。このように腐食が激しいために、本試料では空気中試験に見られたようなストライエーション、せい性破面などは判別できなかった。本実験のような場合に、走査型電子顕微鏡を使用して更に倍率を上げて観察するときには、金などを蒸着して観察する必要がある。

### (iii) 破面観察における走査電顕と透過電顕の比較

以上の写真はすべて走査型電子顕微鏡によって観察されたものである。Photo 2.3.7 は、昭和46年度の空気中疲労き裂伝ば試験で行った透過型電子顕微鏡観察による破面写真である。(a)の写真はストライエーションを写したものであり、(b)の写真はせい性破面を示している。これらの写真を見ると、走査電顕による破面は、透過電顕による破面よりも立体感に富んでいることが分かる。一方、透過電顕の写真は走査電顕の写真より、はっきりしている。すなわち、分解能の点では走査電顕よりも透過電顕の方が優れている。(b)の写真では、領域がはっきり2つに分かれている。このような破面は、アルミニウム青銅材の組織に基づくものであり右上の部分は $\kappa$ 相、左下の部分は $\alpha$ 相である。 $\kappa$ 相は析出物であり、写真から分かるように、せい性破壊破面にみられるリバーパタン形状を示している。



(a) Specimen with defects (before fatigue test)

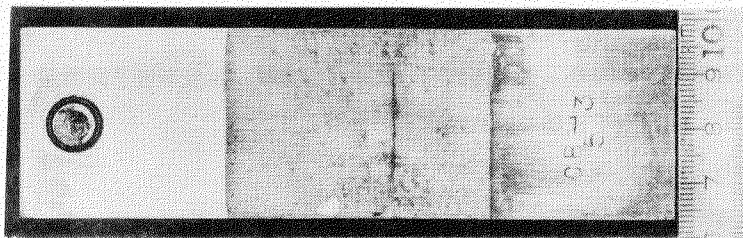


(b) Specimen with defects (after fatigue test)



(c) Fracture surface

Photo 2.3.3 Fracture surface of specimen with defects  
(Specimen No. KCA 5 - 1)

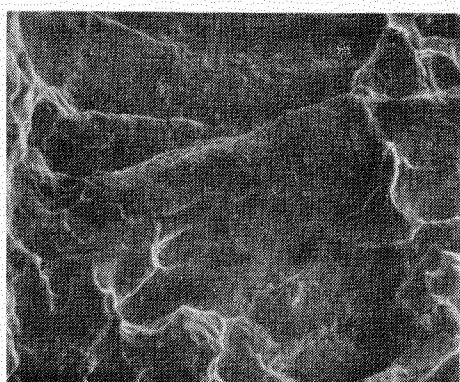


(a) Surface

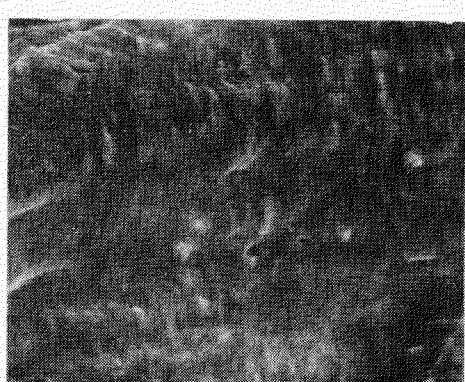


(b) Fracture surface

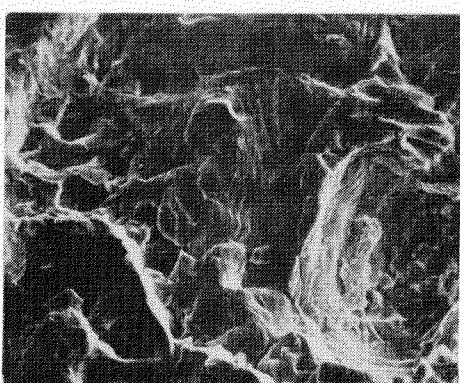
Photo 2.3.4 Surface and fracture surface of repair welding specimen (Specimen №CB 5 – 3 )



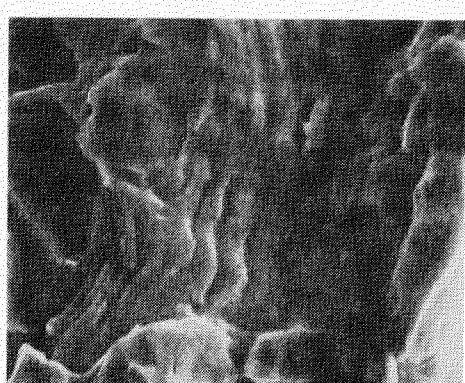
(a)  $\times 1000$



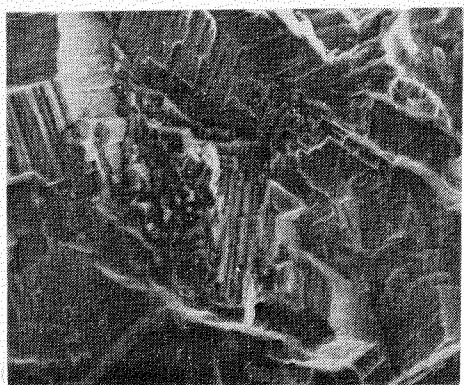
(b)  $\times 3000$



(c)  $\times 1000$

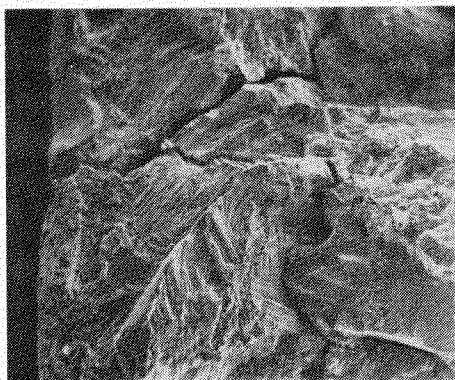


(d)  $\times 3000$

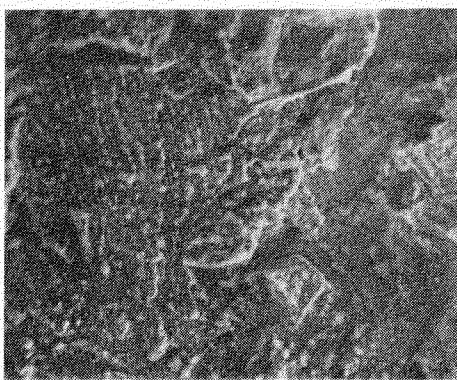


(e)  $\times 1000$

Photo 2.3.5 Fractograph of smooth specimens (in air)  
(Specimen No CA 3-3)



(a)  $\times 100$

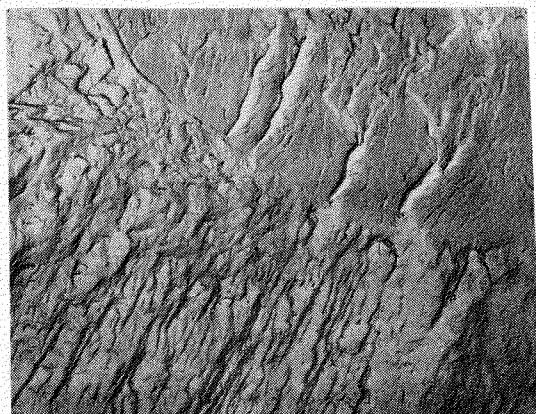


(b)  $\times 300$

Photo 2.3.6 Fractograph of specimens with defects (in sea water)  
(Specimen No KCA 2-2)



(a)  $\times 5000$



(b)  $\times 3000$

Photo 2.3.7 Fractograph of specimen (in air)  
(By transmission electron microscope)

### 2.3.2 角板試験片における溶接補修材の疲労強度について

プロペラ翼根部において溶接補修を行うことは、溶接時のひずみが解放されず、周囲の母材に引張りの残留応力が発生し、溶接補修部の疲労強度の低下を招くと言われている。

そこで、本実験では、アルミニウム青銅について人工の欠陥を加工し、溶接補修した大形角板試験片を使用し、疲労試験を行い、溶接補修を行った場合の疲労強度に及ぼす影響について検討した。

## (1) 供 試 材

供試材としては最近の大形プロペラ用として一般に使用されているアルミニウム青銅を使用した。

素材の鋳造は下側からの押上げ法をとり、 $350\text{mm} \times 130\text{mm}$ の高さ $350\text{mm}$ を持つ鋳塊を作成し、鋳塊を水平方向に切断し、1個の鋳塊より5枚の試験片用加工素材を作り出した。試験片素材寸法は約 $350\text{mm} \times 130\text{mm} \times 70\text{mm}$ である。

供試材の化学組成をTable 2.3.4に、別取り材により得られた機械的性質をTable 2.3.5に示す。

Table 2.3.4 Chemical composition of Ni - Al bronze (%)

	Al	Fe	Ni	Mn	Cu
Test Material	9.37	4.85	4.79	0.82	80.17
AlBC 3 (JIS)	8.5 ~ 10.5	3.0 ~ 6.0	3.0 ~ 6.0	< 1.5	> 78

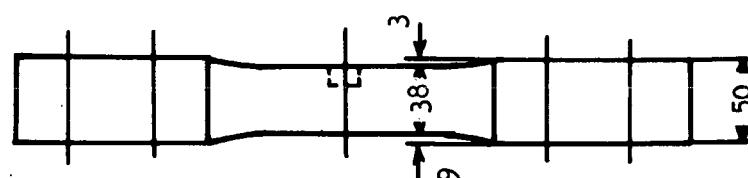
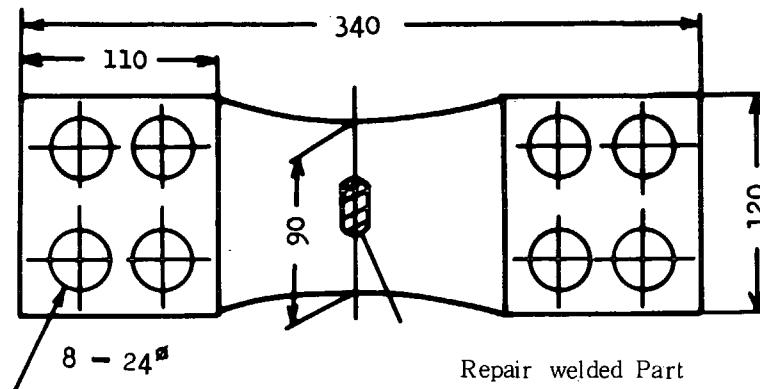
Table 2.3.5 Mechanical properties of Ni - Al bronze

	Tensile Strength ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ )	Elongation (%)	Hardness, $H_B$
Test Material	68.9	26.0	174 ( 10 / 3000 )
AlBC 3 (JIS)	> 60	> 15	> 150 ( 10 / 1000 )

## (2) 実験方法

### (i) 疲労試験片

溶接補修材の疲労試験片の寸法、形状は、Fig. 2.3.6に示すとおりである。供試部にFig. 2.3.6に示すように深さ $12\text{mm}$ 、 $17\text{mm}$ 、長さ $32\text{mm}$ のミゾを加工し、次の条件で、TIG法にて溶接補修を行った。



Repair Welded Part Detail

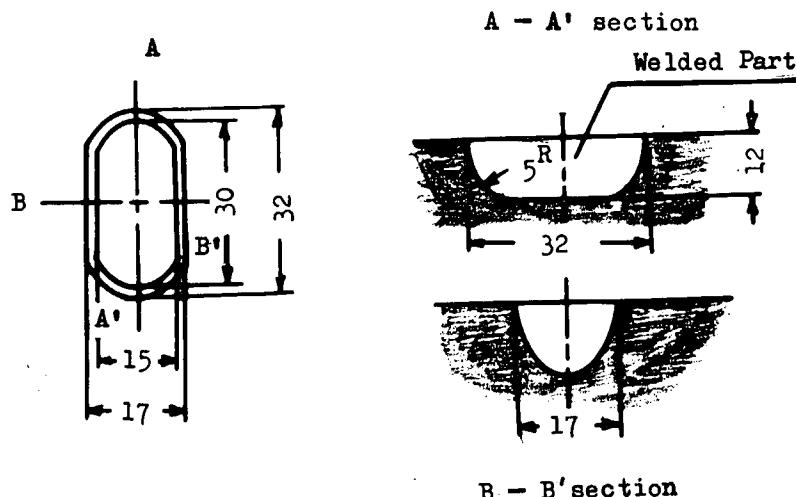


Fig. 2.3.6 Size of repair welded specimen

溶接条件

- ・溶接棒 NW 5 (三菱金属製, JIS 23231, DCuAlNi相当品)
- ・溶接電流 250 A
- ・予熱 150°C ~ 200°C
- ・アルゴンガス流量 13 ℥ / min

溶接は、各試験片とも5層盛りで5回行い各層ごとに溶着層が完全に固まらない前にハンマで一様にたたきピーニングを行った。また、溶接の際に試験片の変形を防ぐためFig. 2.3.7に示す方法で試験片を拘束しながら溶接を行った。溶接後、盛り上がった溶接金属は機械加工で削除し母材と同一平面に仕上げ、メッシュ番号360番から1,500番までの紙やすりで研磨し供試試験片とした。また、いずれの試験片の溶接補修部表面にも空穴などの欠陥は観察されなかった。

応力除去焼鈍を施した試験片は、真空炉を使用し、450°C × 4 hr保持、その後炉冷という条件で製作した。

(ii) 疲労試験装置

使用した疲労試験機は、シェンク共振式大型ねじり疲労試験機 Torsator 3000 である。荷重は、曲げ疲労試験用アタッチメントを使用し繰返し曲げとした。その繰返し速度は2,000 cpmである。(2.2.2参照)

(3) 実験結果

溶接補修を行った試験片及び応力除去焼鈍を行った試験片の空気中疲労試験結果の一覧をTable 2.3.6に示す。Fig. 2.3.8にはS-N線図を示す。同図によると、溶接補修した試験片、応力除去焼鈍をした溶接補修試験片の疲労強度は、平滑材に対して若干低下しているが顕著な差は見られない。

Photo 2.3.8, Photo 2.3.9に溶接補修材の破断観察写真を示す。溶接補修材の破断形態は、いずれの試験片も溶接補修部からの疲労き裂を起点とした破断ではなく、むしろ補修部以外の母材部よりき裂が発生し、補修部を貫通せず、補修部を取り巻くように進展し破断に至っている。

以上のように、溶接補修材の疲労強度の低下は、顕著な結果とはならなかつたが、溶接補修時のピーニングの仕方や溶接条件が異なるときには、疲労試験結果に差が生ずることが予想される。

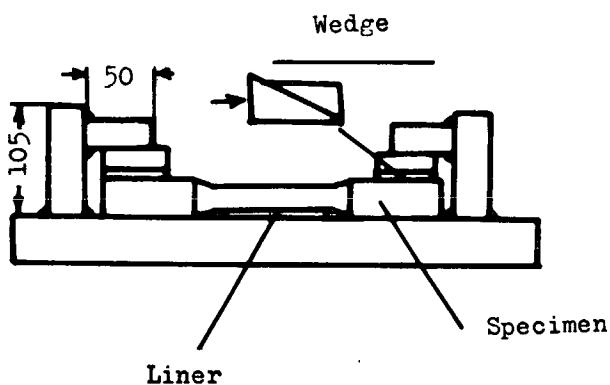


Fig. 2.3.7 Chuck method of welding

Table 2.3.6 Fatigue test results of repair welded specimens

Test Series	Reversal Stress (kg/mm <sup>2</sup> )	Number of Stress cycles	Description
F - 1	19.0	$9.23 \times 10^5$	
F - 4	17.5	$1.93 \times 10^6$	
F - 2	16.5	$4.82 \times 10^6$	
C - 2	15.0	$8.25 \times 10^6$	
F - 3	15.0	$5.32 \times 10^6$	annealing
F - 5	17.5	$1.58 \times 10^6$	"

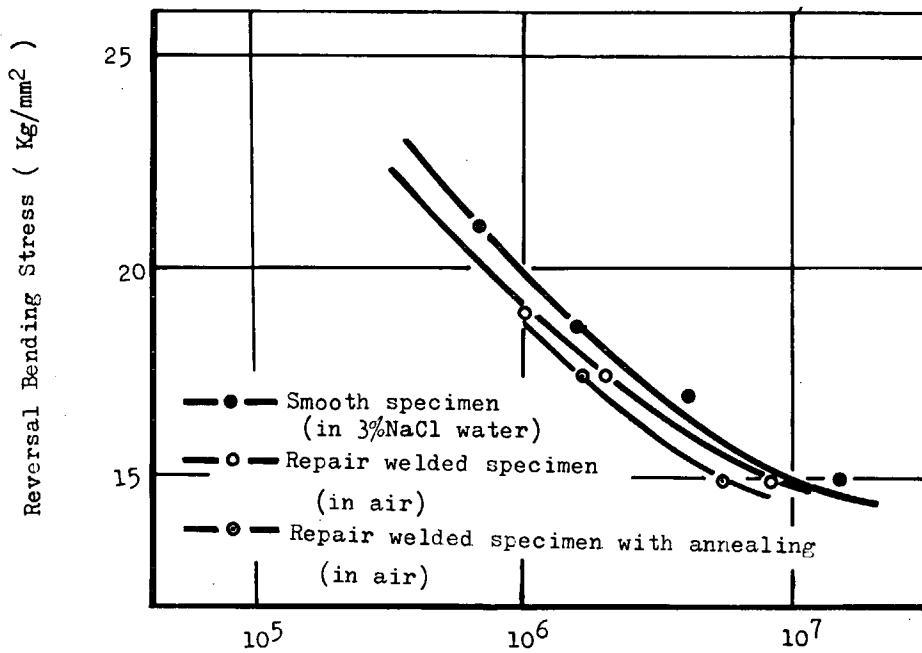


Fig. 2.3.8 S - N curve for repair welded specimens

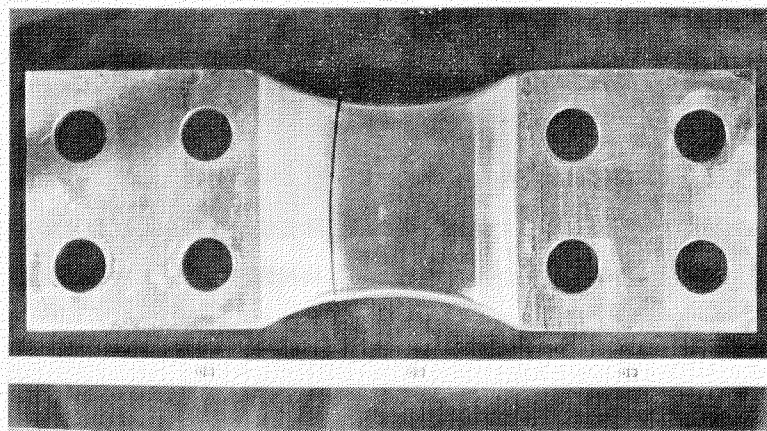


Photo 2.3.8 Fracture of repair welded specimen

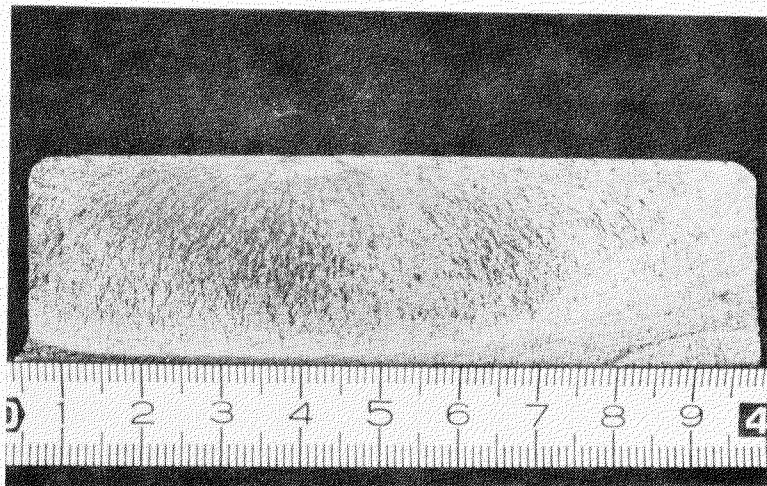


Photo 2.3.9 Fracture surface of repair welded specimen

### 2.3.3 まとめ

プロペラ翼用材料であるアルミニウム青銅材について、2.3.1では、実体プロペラ翼の材料を使用して、平滑疲労試験（空气中、海水中）、欠陥材疲労試験（海水中）、溶接補修材疲労試験（海水中）、応力除去焼鈍及びピーニングを施した溶接補修材疲労試験（海水中）を行い、2.3.2では、人工欠陥を溶接補修した大形角板試験片及び応力除去焼鈍を行った試験片について疲労試験を行った。

各試験の結果を要約すると、次のとおりである。

#### (1) 欠陥材並びにその補修材の腐食疲労強度

(i) 本実験で行った片振れ平面曲げ疲労試験においては、平滑材の空气中、海水中の疲労強度はほとんど同じになった。欠陥材の疲労強度は平滑材の疲労強度より  $3 \text{ kg/mm}^2$  程度落ちている。溶接補修を行った疲労強度は、欠陥材と同程度まで下がっており、溶接補修を行ったままの状態に放置しておくことは、疲労強度に悪影響を与える。この疲労強度の低下を回復するために、焼鈍を行った場合には、その疲労強度は平滑材の疲労強度まで回復した。一方、ピーニングの効果は、本実験では確認するに至らなかった。

(ii) 疲労試験片の破面観察を行ったところ、欠陥材の場合には、表面に出ている欠陥のほかに、内部にも欠陥が存在しており、非常に凹凸の激しい破面となっている。溶接補修材の場合には、溶接部を起点として疲労き裂が発生しており、疲労破面のうち、母材部分の破面は少し凹凸がありざらざらしているが、溶接部分の破面は平滑になっており、少し特異な破面となっている。

(ii) 上記の肉眼観察のはかに、走査型電子顕微鏡によって破面観察を行ったところ疲労破面特有の破面形態であるストライエーションは余り多く見られず一部には、へき開破面、リバーパタン形状などぜい性破壊的な破面も見られた。海水中で疲労試験を行ったときの破面は、腐食が激しいために、ストライエーション、ぜい性破面などは判別できなかった。

(2) 角板試験片における溶接補修材の疲労強度

大形角板試験片の切欠きを溶接補修した試験片及び応力除去焼鈍を行った試験片の疲労強度は、平滑材に対して若干低下しているが顕著な差は現れなかった。また、溶接補修材の破断形態は、溶接補修部以外の母材部よりき裂が発生し、補修部を貫通せず、補修部をとり巻くように進展し破断に至った。