Highly Skewed Propeller の研究

(第 5 報 3,200 台積み自動車運搬船への実用例)

正員 山崎 正三郎* 正員 奥 正 光*
 正員 伊 藤 政 光* 正員 岩 城 啓 造**
 正員 佐々木 康夫*** 正員 馬 場 宣 裕***
 正員 高 橋 通 雄***

Research on Highly Skewed Propellers

(5th Report Application to a Car Carrier of 3,200 Carrying Capacity)

by Shosaburo Yamasaki, *Member* Masamitsu Oku, *Member*
 Masamitsu Ito, *Member* Keizo Iwaki, *Member*
 Yasuo Sasaki, *Member* Nobuhiro Baba, *Member*
 Michio Takahashi, *Member*

Summary

On the basis of results of theoretical calculations and model tests on Highly Skewed Propellers (HSP)^{1)~4)}, solid type 46° HSP was designed for a car carrier 'Chijin-Maru' of 3,200 carrying capacity according to the following primary plan;

- 1) Skew angle which decreases the vibratory propeller forces within the tolerable limit values is applied.
- 2) Blade strength of the HSP is higher than that of CP both in ahead operation and in crash astern operation.
- 3) Propeller efficiency and cavitation characteristics of the HSP are the same as those of CP or better.

Especially, careful attention was paid for the blade strength in such a way that relation between HSP geometry and blade stress is fully examined by using propeller lifting surface theory and finite elements method. The 46° HSP design procedure is described in full detail in this paper.

Model tests were performed to compare the performance characteristics of the 46° HSP with those of CP. Results of the tests demonstrated that the 46° HSP decreased propeller-induced fluctuating pressure by 37 percent on the hull surface and decreased sheet cavitation on the blade back without decreasing propeller efficiency.

Then, the 46° HSP was applied to the car carrier and full scale measurements were carried out.

The car carrier cleared design speed, required number of propeller revolution, estimated crash astern performances etc. at the official sea trial. Further, results of full scale measurements proved that propeller-induced fluctuating pressure measured on the hull surface was close to the value estimated by theoretical calculation or the model test and local vibration on the hull was in low level sufficiently in comparing with the other car carriers. Also, from results of full scale measurements it was confirmed that blade stresses measured in ahead operation and in crash astern operation were close to the estimated values and no problem was involved on strength of the 46° HSP.

Adequately designed HSP can deduce vibratory propeller forces without lowering the other propeller performance characteristics and it should be considered to apply HSP to any ships with vibration problems involved.

* (株) 神戸製鋼所 鍛鋼事業部 技術部

*** (財) 日本海事協会 技術研究所

** 常石造船 (株) 基本設計部

1 緒 言

前報告^{1)~4)}では、模型実験と理論計算により、Highly Skewed Propeller(HSP)の単独性能、推進性能、キャビテーション性能、船尾変動圧力、翼応力、翼面上流線、クラッシュ・アスターン性能について調べた。これらの成果に基づき、今回、3,200 台積み自動車運搬船に一体型 46° HSP を実用した。本報告では、他の商船にも容易かつ問題なく HSP を適用できるように、その 46° HSP の設計、模型実験結果、実船実験結果を述べる。

HSP の実用例として、1974 年、米国の商船で初めて採用された San Clemente Class Ore/Bulk/Oil Carrier “Ultrasea” の 72° HSP が知られている⁵⁾。DTNSRDC で進められた理論計算と模型実験による HSP の系統的な研究⁶⁾がベースにあるとはいえ、この 72° HSP の実船装着はかなり冒険的な試みであったと思われる。“Ultrasea” が対象船に選ばれた理由は、a) 船主が協力的であったこと、b) 機関出力 24,000 SHP がプロペラ設計能力の範囲内にあり、振動レベルも適当であったこと、c) 同型船があり、Conventional Propeller (CP) と HSP の比較ができることなどである。“Ultrasea” では、米国運輸省がスポンサーとなり、CP 装着の同型船 “Ultramar” とともに模型実験（自航試験、船尾変動圧力計測）と実船実験（標準的試運転、軸スラスト、船尾変動圧力、振動、居住区の騒音などの計測）が実施された。実船実験では、72° HSP の装着により、スラスト変動が CP の 38% に、船尾変動圧力が CP の 25% に減少し、居住区の騒音が 1~12dB 減少し、振動レベルも CP より低くなる結果が得られて、HSP を採用すれば振動、騒音が大幅に減少することが確認された。また、この研究では、72° HSP 設計についての詳細が報告されて、HSP 設計の指針が与えられた。しかし、この 72° HSP の 1 翼がクラッシュ・アスターン性能試験の際、海中に沈んだ硬い物体を叩いて 0.7R から翼先端で曲がり、補修 9 か月後に欠損した。不慮の事故に起因した折損とはいえ、HSP の翼強度に不安を残す結果となった。

本研究も基本的には “Ultrasea” の場合と同様な形で進めた。すなわち、理論計算と模型実験結果^{1)~4)}を用いて 46° HSP を設計し、模型実験と実船実験で 46° HSP の性能を確認した。

HSP 装着の対象船として常石造船(株)建造、若松海運(株)向け 3,200 台積み自動車運搬船 “智神丸”を選んだ。その理由は、a) HSP の採用に関して船主、造船所に強い熱意があったこと、b) 自動車運搬船は船体構造上、振動が問題になりやすいことなどである。

HSP の設計に当って、次の基本方針を定めた。

- 1) プロペラ起振力の許容限界値内にプロペラ起振力を下げるに必要なスキューを採用する。
 - 2) 翼の疲労強度、クラッシュ・アスターン時の最大翼応力を解析し、翼強度を CP 以上にする。
 - 3) 効率、キャビテーション性能を CP と同等以上にする。
- なお、1)~3) 項のすべてを同時に満足できない場合、2), 3), 1) の順で優先する。

特に、理論計算（プロペラ揚力面理論⁷⁾、有限要素法^{8),9)}により翼応力、プロペラ単独効率とプロペラ幾何形状の関係を詳細に調べて、翼強度について細心の注意をはらって 46° HSP の幾何形状を定めた。

“智神丸”は新船型であり、同型船がなく、実船で CP 装備船との比較がむずかしい。そこで、CP を同時に設計して、模型実験により単独性能、翼面上の流線、キャビテーション性能、船尾変動圧力について CP と 46° HSP を比較した。さらに、実船で標準的試運転（船速、クラッシュ・アスターン性能など）とともに船尾変動圧力、船尾振動、翼応力などを計測し、それらの性能について理論計算、模型実験、実船実験の結果を比較して、設計時に予測した HSP の性能が得られたかどうかを調べた。

2 プロペラ設計の概要

2.1 船型と主機

46° HSP 装着の自動車運搬船 “智神丸” の諸元を Table 1 に示す。本船は、高性能高経済性を目的として開発された TESS 船型 (Tsuneishi Economical Standard Ships) のうちの高速船シリーズ船型を適用した一番船であり、船型上、次の特徴をもつ。

- 1) Lower Bulb を採用し、また、CP カーブを工夫して、造波抵抗の減少を図った。
- 2) Buttock Flow Line を採用し、復原性確保に船尾部 Water Line を無理なく拡張した。
- 3) 適正な伴流回収とプロペラ起振力の減少を目的に、Semi-Stern Bulb を採用した。

主機は、三井 B & W 8 L 55 GFCA で、連続最大出力 12,000 ps×155rpm、常用出力 10,500 ps×150rpm

Table 1 Particulars of car carrier of 3,200 carrying capacity

Lpp	m	166.0	
B	m	27.0	
D	m	11.9	
Load condition		Full	Ballast
df	m	8.20	5.54
dm	m	8.20	5.97
da	m	8.20	6.40
Propeller Immersion	m	5.20	3.40

Fig. 1 (a)

Estimated 6m model wake pattern of car carrier of 3,200 carrying capacity (Full Load)

Fig. 1 (b)

Estimated 6m model wake pattern of car carrier of 3,200 carrying capacity (Ballast Load)

Fig. 1 (c)

Estimated ship wake pattern of car carrier of 3,200 carrying capacity (Ballast Load)

である。

2.2 プロペラ設計

2.2.1 設計条件とConventional Propeller の設計

CP, HSP とともに設計条件は、Full Load, NOP (BHP 10,500ps×156rpm), 伝達効率 $\eta_t=0.97$ である。正転時のプロペラ起振力, キャビテーション, 効率, 翼強度については Full Load, MCR (BHP12,000ps×161rpm) の条件で, また, 逆転時の翼応力については Full Load, 75% MCR 回転数 (120rpm), 前進率 $J=0.05$ の条件で検討した。(なお, 回転数はマージンを含めたものである。)

小型模型船の伴流分布を用いて笹島らの方法⁹⁾により推定した“智神丸”の伴流分布を Figs. 1(a)~1(c)に示す。

プロペラ設計では Fig. 1(a) の Full Load, 6m 模型船相当の伴流分布を用い, キャビテーションと船尾変動圧力の模型実験では, 実船実験との比較のために Fig. 1(c) の Ballast Load, 実船伴流分布を用いた。

HSP の設計に先立って, HSP との比較対象プロペラとして MAU 型 CP (MPNO. 81-1) を設計した。CP (MPNO.81-1) の要目を Table 2 に, 翼輪郭を Fig. 2 (a) に示す。プロペラ起振力の点から5翼とし, 直径とピッチは MAU 設計図表のオプティマム・ラインから求めた。この際, Vertical Tip Clearance は $0.36 D$ ($D=4.7\text{m}$) となる。展開面積比は Burrill 図表の約 4% ラインから定め, 翼厚は NK ルールの 11% 増しとし

Fig. 2 (a) Blade contour of CP (MPNO. 81-1)

Table 2 Particulars of propellers

		CP (MPNO. 81-1)	46°HSP (MPNO. 81-2)	46°HSP (Final)
Type		Keyless	Keyless	Keyless
Diameter of propeller	mm	4 700	4 700	4 700
Pitch Ratio (at 0.7R)		0.9147	0.8853	0.8708
Expanded Area Ratio		0.7350	0.7350	0.7350
Boss Ratio		0.1936	0.1936	0.1936
Number of Blades		5	5	5
Blade Thickness Ratio		0.0490	0.0533	0.0533
Mean Blade Width Ratio		0.2863	0.2863	0.2863
Skew Angle	deg.	14.4°	45.8°	45.8°
Rake Angle	deg.	3.0°	-8.62°	-8.62°
Blade Section		MAU-M	MAU-S	MAU-S
Material		Ni-Al-BC	Ni-Al-BC	Ni-Al-BC

Fig. 2 (b) Blade contour of 46° HSP (MPNO. 81-2)

Fig.3 Flow chart of HSP design

Table 3 Plan of propeller design

Particulars		Propeller	Performance Characteristics				
		46°HSP	Efficiency	Cavitation	Bearing Force	Surface Force	Stress
Number of Propeller Blades		5	○	○		○	
Diameter	m	4.700	◎	○		○	
Pitch Ratio (mean)		0.884	○				
Expanded Area Ratio		0.735	○	◎			○
Blade Thickness Ratio		0.0533	○	○			◎
Boss Ratio		0.1936	○				○
Total Skew Angle	deg.	45.8°			○	◎	○
Rake Angle	deg.	-8.62°				○	◎
Blade Section		MAU-S	◎	○			○
Pitch Distribution		Decrease	◎	○	○	○	○
Blade Width Distribution		MAU-S	○	○		○	○
Skew Distribution		Backward			○	◎	○
Rake Distribution		Backward and Forward				○	◎
Blade Thickness Distribution			○	○			◎

◎, ○ : Order of Consideration for Determining Each Particular of Propeller
(1st) (2nd)

た。ピッチ分布, レーキ分布ともにConstantである。

2.2.2 Highly Skewed Propeller の設計

HSP の設計は, MAU 型 CP (MPNO. 81-1) を母型として, 翼数, 直径, ボス以外の要目を Fig. 3 のフローチャートに従って修正する方法で行った。図中の Final は各ステップで最終決定したプロペラ要目を示し, Preliminary は各ステップで仮決定したプロペラ要目を示し, Method は各ステップでの解析に用いた手法, 図表などを示す。

また, 本 HSP の幾何形状を決定する際考慮した性能の種類をプロペラ要目別に整理して Table 3 に示す。二重丸の性能を最重視して各プロペラ要目を決定した。すなわち, プロペラ効率を考慮してプロペラ直径, 翼断面, ピッチ分布を定め, キャビテーションを考慮して展開面積比を定め, プロペラ起振力を考慮してスキューを定め, 翼応力を考慮して翼厚とレーキを定めた。

(1) 翼断面と翼幅分布

翼応力の点から, MAU 翼断面の最大翼厚位置から後縁までの翼厚を少し厚くした翼断面と MAU 翼幅分布と比較して 0.4R から 0.7R の間の翼幅を少し広くした翼幅分布を用いた。なお, 本報告では, この翼断面と翼幅分布を MAU-S 型と呼ぶ。

(2) スキュー

本研究第2報²⁾で述べた方法によりプロペラ起振力をその許容限界値内に下げるのに必要なスキューを求め, 翼応力を考慮して, プロペラ起振力への影響が小さいと考えられる翼根側のスキュー分布を修正したスキューを採用した。

ベアリング・フォースについては, (1) 式に示す SR 142 の許容限界値¹⁰⁾をその評価基準として用いて検討した。

$$\left. \begin{aligned} \Delta T/T_0, \Delta Q/Q_0 &\leq 6\% \text{ (模型伴流)} \\ &\leq 12\% \text{ (実船伴流)} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ただし,

T_0, Q_0 : 平均のスラスト, トルク

$\Delta T, \Delta Q$: スラスト, トルク変動の片振幅 (一次翼振動数成分)

非定常プロペラ揚力面計算法¹¹⁾を用いて推定した CP (MPNO. 81-1) のベアリング・フォースは, Fig. 1(a) の Full Load, 6m 模型船相当の伴流分布の場合, $\Delta T/T_0 = 1.0\%$, $\Delta Q/Q_0 = 0.9\%$ であり, Fig. 1(c) の Ballast Load, 実船伴流分布の場合, $\Delta T/T_0 = 0.6\%$, $\Delta Q/Q_0 = 0.4\%$ であった。この結果から, 本船の場合, ベアリング・フォースによる振動は問題にならないものと判断した。

サーフェス・フォースについては本研究第2報²⁾で述べた方法により検討した。Full Load, MCR での船尾変動圧力の片振幅 (Peak to Peak) の許容限界値を Holden の方法¹²⁾で計算し, その約 70% に相当する 385 kg/m^2 を船尾変動圧力の片振幅 (一次翼振動数成分) の許容限界値とした。また, 修正 Holtrop 法により推定した CP (MPNO. 81-1) の船尾変動圧力の片振幅 (一次翼振動数成分) は 570 kg/m^2 であり, これをその許容限界値まで下げるためには, スキュー幅 40° (0.6R から Tip の間のスキュー角 35°) が必要であるとの結果が得られた。

次に, 翼応力の小さいスキュー分布に修正するために, Table 4 のプロペラのスキュー分布を Fig. 4(a) のものとしたプロペラについて, 非線形定常プロペラ揚力面計算法と有限要素法プログラム NASTRAN を応用したプロペラ翼応力解析システム SPROSAS^{3), 8)} (Screw Propeller Blade Stress Analysis System) により, プロペラ単独性能と1回転平均翼応力を計算した。なお,

Table 4 Particulars of propeller used for consideration of stress and propeller efficiency

Diameter of Propeller	mm	4 700
Pitch of Propeller	mm	4 230
Pitch Ratio		0.900
Expanded Area Ratio		0.735
Boss Ratio		0.1936
Rake Angle	deg.	0.0°
Number of Blade		5
Type		MAU-S
Pitch Distribution		Constant
Rake Distribution		Constant
Blade Thickness Distribution		T1 (See Fig.7(a))

いずれのスキュー分布とも、船尾変動圧力を許容限界値内におさえるために $0.6R$ から Tip の間のスキュー角を約 35° とし、 $0.6R$ から翼根までのスキュー分布が異なる。翼応力の計算では均一流中の翼面圧力分布を用い、また、遠心力、翼の変形などの影響を考慮していない。以降のプロペラ幾何形状との関係を調べるための翼応力計算も同様である。

計算結果を Figs. 4(b), 4(c) に示す。Fig. 4(b) から、この程度のスキューの変更ではプロペラ単独効率はほとんど変わらないものと判断される。Fig. 4(c) の縦軸は、Face 面で発生する各 r/R で最も大きい最大主応力である。Fig. 4(c) から、翼応力に関しては Balance 型スキュー分布 (S1) より Backward 型スキュー分布 (S2) の方が有利であることがわかる。最終的には、翼応力が S2 と同程度で、分布形状が S1 と S2 の中間的な約 46° の Backward 型スキューを採用した。また、この 46° ハイスキューの採用により、既存の実験データに基づいて自航要素を若干修正して HSP 設計を進めた。

(3) ピッチ分布

非線形定常プロペラ揚力面理論計算結果では、HSP の場合、弱い Decrease のピッチ分布が効率面で優れている結果が得られている⁷⁾。Decrease のピッチ分布では、Constant のピッチ分布と比較して翼先端の荷重が減るために、船尾変動圧力、翼応力が減少し、また、キャビテーション性能にとっても有利な場合が多い。そこで、Constant なものから Decrease の程度を増した数種のピッチ分布について非線形定常プロペラ揚力面理論によりプロペラ効率を求めて、最も効率の良いピッチ分布を選んだ。

一例として、Table 4 のプロペラのピッチ分布を Fig. 5(a) のものに変更した HSP の単独効率と 1 回転平均翼応力の計算結果を Figs. 5(b), 5(c) に示す。P2 は

Fig. 4 (a) Skew distribution

Fig. 4 (b) Effect of skew distribution shape on propeller open characteristics

Fig. 4 (c) Effect of skew distribution shape on mean maximum principal stress on blade face

翼根と翼先端でピッチ比の差が 0.24 の Decrease ピッチ分布である。Figs. 5(b), 5(c) から、Decrease ピッチ分布 (P2) の翼応力は Constant ピッチ分布 (P1) より小さいが、P2 の単独効率は P1 より悪くなっていることがわかる。 46° HSP のピッチ分布としては、P1 より単独効率が少し良い、翼根と翼先端のピッチ比の差が 0.08 の Decrease ピッチ分布を採用した。(なお、ここでいうピッチは Face 面で定義したものであり、

Fig. 5 (a) Pitch distribution

Fig. 6 (a) Rake distribution

Fig. 5 (b) Effect of pitch distribution shape on propeller open characteristics

Fig. 6 (b) Effect of rake distribution shape on propeller open characteristics

Fig. 5 (c) Effect of pitch distribution shape on mean maximum principal stress on blade face

Fig. 6 (c) Effect of rake distribution shape on mean maximum principal stress on blade face

Nose-Tail Line で定義すれば、P1 も Decrease ピッチ分布となる。)。

(4) レーキ

レーキについてもプロペラ・アパーチャが問題にならない範囲で数種変更して、翼応力の計算結果から翼応力が小さくなるレーキを選んだ。

一例として、Table 4 のプロペラ (ピッチ分布を最終のものに変更) のレーキ分布を Fig. 6(a) のものに変更した HSP の単独性能と 1 回転平均翼応力の計算結果

を Figs. 6(b), 6(c) に示す。Fig. 6(b) では、 0° レーキ (R1) と比較して変動レーキ (R2) のプロペラ単独効率が若干低い、R2 のスラスト、トルクが R1 より少し大きいので、例えば、R2 のピッチを下げた R2 のスラストを R1 の値と同じにして比較すればプロペラ単独効率の差はほとんどなくなるものと思われる。Fig. 6(c) から、R1 では $0.5R$ から $0.7R$ の間で少し大きな応力がみられるが、R2 ではその間の応力も小さくなっていることがわかる。この結果から、R2 のレ

Fig. 7 (a) Blade thickness distribution

Fig. 7 (b) Effect of blade thickness distribution shape on propeller open characteristics

Fig. 7 (c) Effect of blade thickness distribution shape on mean maximum principal stress on blade face

ーキを採用した。

(5) 翼厚

翼厚についても数種変更して、プロペラ単独効率と翼応力の計算結果から翼応力が CP(MPNO. 81-1) より小さく、プロペラ単独効率が CP と同等以上となる翼厚分布を求めた。

一例として、Table 4 のプロペラ (ピッチ分布、レーキを最終のものに変更) の翼厚分布を Fig. 7(a) のも

Table 5 Comparison of vibratory propeller shaft forces between CP (MPNO. 81-1) and 46° HSP (MPNO. 81-2)

		Full Load		Ballast Load	
		CP (MPNO. 81-1)	46°HSP (MPNO. 81-2)	CP (MPNO. 81-1)	46°HSP (MPNO. 81-2)
ΔF_x	ton	0.54	0.72	0.45	0.16
ΔF_y	ton	0.56	0.20	1.99	0.50
ΔF_z	ton	0.24	0.18	1.00	0.35
ΔM_x	tonxm	0.37	0.56	0.22	0.22
ΔM_y	tonxm	2.24	1.20	6.85	2.15
ΔM_z	tonxm	1.03	0.86	3.64	1.68

x : Axial
y : Horizontal
z : Vertical

のにした HSP の単独性能と 1 回転平均翼応力の計算結果を Figs. 7(b), 7(c) に示す。Fig. 7(b) からプロペラ単独効率を比較すると、T2 と比べて T1 の方がかなり高い値になっている。これは、T1 では翼厚と同時にキャンバーが増加したために、その効果が現われたものだが、理論計算では翼厚増による粘性抗力の増加を考慮していないので、実際にはこの差は小さくなるものと考えられる。Fig. 7(c) から翼応力については T2 と比べて翼厚の厚い T1 の方が小さいことがわかる。この T1 の結果は、CP(MPNO. 81-1) と比較してもプロペラ単独効率が高く、正転時、逆転時の翼応力とも小さくなっていた。

次に、翼厚 T1 の HSP について非定常プロペラ揚力面理論計算によりキャビテーション・シミュレーションを行い、バブル・キャビテーションが発生しないこと、シート・キャビテーションの翼面上の発生範囲が CP (MPNO. 81-1) より少し減少していることを確認したうえで、翼厚 T1 と展開面積比 $a_E=0.735$ (CP と同じ) を採用した。最終的に設計した 46° HSP (MPNO. 81-2) の要目を Table 2 に翼輪郭を Fig. 2(b) に示す。

2.2.3 Conventional Propeller (MPNO. 81-1) と 46° Highly Skewed Propeller (MPNO. 81-2) の性能の比較

Table 3 に示すプロペラ性能について、理論計算により CP (MPNO. 81-1) と 46° HSP (MPNO. 81-2) を比較した。ここではベアリング・フォースと翼強度について述べる。

(1) ベアリング・フォース

非定常プロペラ揚力面理論により MCR の条件で、Fig. 1(a) の Full Load, 6m 模型船相当の伴流分布と Fig. 1(c) の Ballast Load, 実船伴流分布を用いて計算したベアリング・フォース (一次翼振動数成分) を Table 5 に示す。表中、 ΔF が力の成分、 ΔM がモーメント成分である。46° HSP の採用により、Full Load でスラスト成分とトルク成分が少し増加しているが、

Fig. 8 Flow chart of propeller blade strength analysis

CP の値がもともと小さいので問題にならないものと判断される。その他の成分はすべて減少して、特に, Ballast Load では、トルク成分以外 54%~75% 減少していることがわかる。

(2) 翼強度

HSP の翼強度として、前進自航時の疲労強度とクラッシュ・アスターン時の最大翼応力について検討した。前進自航時の翼の疲労強度解析のフロー・チャートを Fig. 8 に示す。1回転平均翼応力の計算では、均一流中の翼面圧力分布を入力した。通常、1回転平均伴流中より均一流中の方が、翼先端側の荷重が少し大きく、翼応力も少し大きくなるために、設計上では安全側にある。翼応力振幅は、非定常プロペラ揚力面理論¹¹⁾により推定した1翼の変動スラストの最大値と最小値に対応した均一流中の翼面圧力分布を非線形定常プロペラ揚力面理論⁷⁾により計算して、SPROSAS に入力する方法により計算した。

クラッシュ・アスターン時の最大翼応力については直接理論解析できないので、第3報³⁾で述べたように停止直後の後進逆転時 ($J=0.05$) での翼応力を Phase 1 の方法で理論計算して間接的に評価した。これは、模型実験によりクラッシュ・アスターンの間の翼応力が停止までおおよそ一定である結果がえられたことに基づく。

CP(MPNO. 81-1) と 46° HSP(MPNO. 81-2) を比較して、MCR, 前進自航時の1回転平均翼応力分布を Fig. 9(a) に示し、75% MCR 回転数、後進逆転時 ($J=0.05$) の1回転平均翼応力分布を Fig. 9(b) に示す。なお、翼応力計算では遠心力の影響についても考慮した。また、翼のフィレットを無視して翼応力を計算しているので、フィレットが存在する 0.25 R から翼根側では実

Fig. 9 (a) Comparison of mean maximum principal stress on blade face in full power ahead operation between CP (MPNO. 81-1) and HSP (MPNO. 81-2)

Fig. 9 (b) Comparison of maximum principal stress on blade back in crash astern operation with 75 percent of full-ahead revolution between CP (MPNO. 81-1) and 46° HSP (MPNO. 81-2)

Fig. 10 Comparison of maximum stress range distribution in radial direction in full power ahead operation between CP (MPNO. 81-1) and 46° HSP (MPNO. 81-2)

Fig. 11 Modified Goodman's stress diagram

Table 6 Comparison of propeller open efficiency and blade stress between CP (MPNO. 81-1) and 46° HSP (MPNO. 81-2)

Propeller		CP (MPNO. 81-1)	46° HSP (MPNO. 81-2)
Ahead (MCR)	J	0.616	0.603
	σ_0	0.626	0.633
	$\sigma_{m, \max}$	kg/cm ² 586	441
	r/R of Max. Mean Stress	0.250	0.250
	$2\sigma_a, \max$	kg/cm ² 314	190
	r/R of Max. Stress Amplitude	0.800	0.250
	Min. Safety Factor	2.0	3.2
Astern (75% of Full-Ahead Revolution)	J	0.050	0.050
	$\sigma_{m, \max}$	kg/cm ² 1 441	1 204
	r/R of Max. Mean Stress	0.800	0.800

 $\sigma_{m, \max}$: Maximum Mean Stress on Blade $\sigma_a, \max$: Maximum Amplitude of Stress on Blade Face

際の翼応力は計算値より小さいものと判断した。Full Load, MCR, 前進自航時に各 r/R で発生する最大の応力振幅を Fig. 10 に示す。また、0.25 R, 0.3 R, 0.4 R, ……、0.9 R, 0.95 R でのこれらの結果を修正 Goodman 応力線図にプロットしたものを Fig. 11 に示す。Fig. 11 の横軸が 1 回転平均翼応力であり、縦軸が翼応力の片振幅である。同図中、疲労強度に対する安全率の定義も示している。さらに 1 回転平均翼応力、応力振幅の最大値と疲労強度に対する最小の安全率などを Table 6 にまとめた。これらの結果から次のことがいえる。

1) 前進自航時の 1 回転平均翼応力については、CP (MPNO. 81-1), 46° HSP (MPNO. 81-2) とともに 0.25 R で最大値がみられ、応力振幅については、CP では 0.8 R 付近に、46° HSP では 0.25 R に最大値がみられる。46° HSP (MPNO. 81-2) については、1 回転平均翼応力が 441 kg/cm²、応力全振幅 (Peak to Peak) が 190 kg/cm²、疲労強度に対する安全率が 3.2 であり、CP (MPNO. 81-1) と比較しても十分翼強度に余裕がある。

2) クラッシュ・アスターンの停止直後の後進逆転時の 1 回転平均翼応力については、CP (MPNO. 81-1), 46° HSP (MPNO. 81-2) とともに Back 面、0.8 R, 前縁から 80% l の位置で最大翼応力が発生し、46° HSP の最大翼応力は、CP のそれに対して 237 kg/cm²、プロペラ材

Fig. 12 Comparison of pitch change due to elastic deflection between CP (MPNO. 81-1) and 46° HSP (MPNO. 81-2)

料 (Ni-Al-BC) の耐力約 2,150 kg/cm² に対して 946 kg/cm² 小さい。クラッシュ・アスターンの間にこの値の 1.3 倍の翼応力が働くとしても⁴⁾、耐力に対して 585 kg/cm² のマージンが残る。

さらに、1 回転平均翼応力計算と同一条件で求めた CP (MPNO. 81-1) と 46° HSP (MPNO. 81-2) のピッチ変形量の計算結果を Fig. 12 に示す。正転時、46° HSP (MPNO. 81-2) のピッチは減少しているのに、正転時の 46° HSP についてピッチ変形による翼応力の問題はないものと判断される。逆転時においては、CP (MPNO. 81-1), 46° HSP (MPNO. 81-2) とともに翼先端付近で最大のピッチ変形を起こし、46° HSP のピッチ増加量は CP のその 2 倍近くになっている。そこで、ピッチとスラストと翼応力が直線的な比例関係にあるものとし、安全側をみて 0.95 R でのピッチ変形分の翼応力が増えるものと仮定すれば、46° HSP (MPNO. 81-2) の翼応力は約 1.1 倍となる。それでも耐力に対して 428 kg/cm² のマージンが残る。以上の考察から、クラッシュ・アスターン時における最大の翼応力についても、46° HSP (MPNO. 81-2) は十分プロペラ材料の耐力内にあり、翼強度上の問題はないものと判断した。

3 模型実験

直径 250 mm の CP (MPNO. 81-1) と 46° HSP (MPNO. 81-2) の模型プロペラを製作し、模型実験によりプロペラ単独性能、翼面上の流線、キャビテーション性能、船尾変動圧力について CP と 46° HSP の比較を行った。船尾変動圧力については次章で取り扱うことにし、ここではその他の模型実験結果の概要を述べる。

3.1 プロペラ単独性能試験

試験は、(財)日本造船技術センターにてその標準的手法に従って実施した。計測範囲、試験状態を Table 7 に、第 1 象限の結果を非線形定常プロペラ揚力面計算結

CP (MPNO.81-1)

46° HSP (MPNO.81-2)

Photo. 1 Propeller models

Table 7 Conditions of propeller open tests

Propeller	CP (MPNO.81-1)		46° HSP (MPNO.81-2)	
Quadrant	1	4	1	4
Range of Advance Ratio	0~1.0	0~0.8	0~1.0	0~0.8
Revolution	rps	10.0		
Immersion	m	0.25		
Reynolds Number $\frac{\rho n D^2}{\mu} \times 10^{-3}$	6,379	6,254	6,379	6,242

果と比較して Figs. 13(a), 13(b) に示す。計算と実験の対応は良い。

プロペラ単独効率の実験値について、スラスト一定条件下で CP(MPNO. 81-1) と 46° HSP(MPNO. 81-2) を比較したものを Fig. 14 に示す。プロペラ設計点付近では両プロペラの単独効率はほぼ同じであり、翼厚を増しても MAU 型 CP と同等以上の効率の HSP を設計することが可能であることが確認された。

第 3, 4 象限の結果を Fig. 15 に示す。CP(MPNO. 81-1) と比較して 46° HSP(MPNO. 81-2) のスラスト係数 K_T , トルク係数 K_Q とも, $J=0$ で約 26% 小さくなっていることがわかる。

3.2 翼面上の流線観察

46° HSP(MPNO. 81-2) の設計において、クラッシュ・アスターン時の最大翼応力を検討するために、停止直後の後進逆転時 ($J=0.05$) の翼面圧力分布を非線形定常プロペラ揚力面理論により計算した。しかし、後進逆転状態においてもスキューが極端に大きく、しかもプロペラ荷重度が大きくなると、翼面上の流れに失速が生じて、プロペラ性能解析にプロペラ理論が適用できなくなることが判明している⁴⁾。

そこで、(株)西日本流体技研の第三回流水槽にて、デブス・タフト法と油膜法により CP(MPNO. 81-1) と 46° HSP(MPNO. 81-2) の翼面上の流線を観察し、重荷重度の後進逆転状態における失速現象の有無、正転、逆転時における CP と 46° HSP のポテンシャル流線と限界流線の相違などについて調べた。

試験状態を Table 8 に示す。油膜の配合を少し変更したが、試験方法は本研究第 4 報⁴⁾で述べたものとほぼ同じである。

翼面上の油膜の様相をスケッチするための表記法を Fig. 16 に示す。翼中央付近で遷移している場合、遷移域の中央線より前縁側を層流域とし、後縁側を乱流域としてスケッチした。また、翼中央付近で層流剥離し、後縁まで再付着している場合、剥離線より後縁側をすべて乱流域としてスケッチした。

(1) 正転時の流線

Photo. 2 に前進自航点 $J=0.6$ における Back 面上

Fig. 13 (a) Propeller open characteristics of CP (MPNO. 81-1)

Fig. 13 (b) Propeller open characteristics of 46° HSP (MPNO. 81-2)

Fig. 14 Comparison of propeller open efficiency between CP (MPNO.81-1) and 46° HSP (MPNO.81-2)

Fig. 15 Propeller open characteristics in 3rd and 4th quadrants

のタフトと油膜流跡の写真を示し、Fig. 17 にスキュー零の翼投影図に書き直したタフトと油膜流跡のスケッチ結果を示す。これらの写真、図から正転時の翼面上流線について次のことがいえる。

- 1) CP(MPNO.81-1), 46° HSP(MPNO.81-2) ともに失速はみられない。
- 2) CP(MPNO.81-1), 46° HSP(MPNO.81-2) ともに翼面上のポテンシャル流れは少し内向きの傾向を示すが、ほぼ円周方向に沿った二次元流れとみなすことができる。なお、この内向きの傾向は Face 面より Back 面の方が強い。
- 3) CP(MPNO.81-1) と 46° HSP(MPNO.81-2) の前縁剥離渦の大きさはほとんど変わらないが、CP より 46° HSP の方が油膜の剥れがひどいことから、46° HSP の前縁剥離渦の方が強いものと推察される。

Fig. 16 Symbols indicating boundary layer flow characteristics

Table 8 Conditions of flow visualization tests

J	ng (rpm)		Rn × 10 ⁻⁵		MPNO.	Turning Duration for Oil Film Method (min.)
	Depth Tuft	Oil Film	Depth Tuft	Oil Film		
0.6	8.0	10.0	3.137	3.507	81-1	10
0.6	8.0	10.0	3.265	3.650	81-2	10
0.2	-10.0	-10.0	3.798	3.397	81-1	10
0.2	-10.0	-10.0	3.953	3.536	81-2	10

$$Rn = \frac{\ln \left(\frac{1}{D} \right)}{V} \sqrt{J^2 + (0.7n)^2} : \text{Reynolds Number}$$

- 4) 層流剥離の臨界半径については、CP(MPNO.81-1) が 0.8 R, 46° HSP(MPNO.81-2) が 0.9 R であり、46° HSP の方が翼先端側に寄っている。

(2) 逆転時の流線

Photo. 3 に比較的重荷重度の後進逆転状態 $J=0.2$ における Face 面上でのタフトと油膜流跡の写真を示し、Fig. 18 にスキュー零の翼投影図に書き直したタフトと油膜流跡のスケッチ結果を示す。これらの写真、図から比較的重荷重度で後進逆転しているプロペラの翼面上流線について次のことがいえる。

- 1) CP(MPNO.81-1), 46° HSP(MPNO.81-2) ともに失速はみられない。
- 2) CP(MPNO.81-1), 46° HSP(MPNO.81-2) ともに翼面上の流れは、ほぼ円周方向に沿った二次元流れとみなすことができ、プロペラ理論により翼面圧力分布を計算する際に設けている二次元流れの仮定が成立する。
- 3) CP(MPNO.81-1) と 46° HSP(MPNO.81-2) の油膜流跡はよく似ている。

以上の結果から、プロペラ理論を重荷重度で後進逆転している 46° HSP(MPNO.81-2) の翼面圧力分布計算に適用することに問題はないことが確認された。

3.3 キャビテーション観察

Ballast 状態の伴流中のキャビテーション性能試験を

Photo. 2 Visualized flow on blade back in ahead operation at advance ratio $J=0.6$

(財)日本造船技術センターのキャビテーション・タンネルで実施した。キャビテーションと同時に計測した船尾変動圧力について実船実験結果と比較するために、Fig. 1(c)の実船伴流分布をメッシュによりシミュレートした。試験状態を Table 9 に示す。いずれも MCR 出力に対応した状態であり、キャビテーション係数 $\sigma_n [=P/(\rho n^2 D^2/2)]$ 、スラスト係数 K_T に若干みられる差は、CP(MPNO. 81-1) と 46° HSP(MPNO. 81-2) の単独性能、自航要素などの違いによる。

Back 面上の観察結果を Figs. 19(a), 19(b) に示す。回転角を定義するための翼の代表線として CP(MPNO. 81-1) では Generator Line を選び、46° HSP(MPNO. 81-2) ではボス中心と $0.7R$ の翼弦中央点を結んだ線を選んだ。CP(MPNO. 81-1)、46° HSP(MPNO. 81-2) ともに Face キャビテーションは発生しなかった。図中、翼面上黒く塗りつぶしたところに安定したシート・キャビテーションが発生し、1点鎖線で囲むところに間欠的なシート・キャビテーションが発生している。間欠的なキャビテーションも含めてキャビテーションの発生

範囲を比較すると、CP(MPNO. 81-1) では $0.6R$ 付近から翼先端までの間にキャビテーションがみられるのに対して、46° HSP(MPNO. 81-2) では $0.8R$ 付近から翼先端までの範囲に減少していることがわかる。シート・キャビテーションのほか CP(MPNO. 81-1)、46° HSP(MPNO. 81-2) ともに小さな少量のバブル・キャビテーションと若干のクラウド・キャビテーションがみられたが、いずれも極めて少量であることから、実際にはエロージョンに結びつくことはないものと判断された。

4 実 船 実 験

模型実験により、46° HSP(MPNO. 81-2) は設計値に対して回転が 1 rpm 重い結果が得られたので、そのピッチ比を 0.0075 減じた。さらに、翼のたわみを考慮して翼先端付近のピッチ分布を若干修正して最終プロペラ 46° HSP(Final) の設計を完了した (Photo. 4)。

実験は内試と公試において行われた。内試、公試とも天候に恵まれて、海象状況は風力階級 4 以下のほぼ平水

とみなしてよい状態であった。試験時の吃水を Table 10 に示すが、公試の状態が設計時の Ballast 状態にほぼ一致している。

実施した実験の種類は次の2つのカテゴリーに大別される。

- 1) 標準的試運転で、通常の船速、クラッシュ・アスターン、旋回性能試験など
- 2) ハイスキュープロペラの諸性能を確認するために実施した i) プロペラ上部船尾外板の船尾変動圧力, ii) ベアリング・フォース, iii) 船体局部振動, iv) プロペラ翼応力, v) 船殻部材応力など。

本章では、ハイスキュープロペラの設計で重要な船速、クラッシュ・アスターン性能、船尾変動圧力、船体局部振動、翼応力の計測結果を、理論計算あるいは模型実験による推定値と比較して述べる。

4.1 推進性能

自航要素に及ぼすスキューの影響を経験的に考慮したうえで、自航試験結果から船速と馬力の関係を推定した。推定計算結果と公試結果を Fig. 20 で比較している。両

Fig. 17 Flows on blades in ahead operation at advance ratio $J=0.6$

46°HSP(MPNO.81-2)

CP(MPNO.81-1)

POTENTIAL FLOW

BOUNDARY LAYER FLOW

Photo. 3 Visualized flow on blade face in astern operation at advance ratio $J=0.2$

Fig. 18 Flows on blades in astern operation at advance ratio $J=0.2$

Table 9 Conditions of cavitation tests

Propeller	MPNO.81-1	MPNO.81-2
σ_n	1.656	1.697
K_T	0.1984	0.2018
K_Q	0.03067	0.03082

$\sigma_n = (P - P_v) / \left(\frac{1}{2} \rho n^2 D^2 \right)$: Cavitation Number
 P : Pressure in Cavitation Tunnel
 P_v : Vapor Pressure of Water

Photo.4 46° highly skewed propeller for car carrier "CHIJIN-MARU"

者は良い一致を示し、馬力、自航要素、プロペラ単独性能などの推定に誤りがなかったことが確認された。

4.2 クラッシュ・アスターン性能

常用出力で定常航走中に急速停船指令をかけた場合と、ハーバ・スピードで定常航走中に急速停船指令をかけた場合のクラッシュ・アスターン性能について、推定

値と公試での実測値を比較した。推定は船の前後方向の運動のみを考慮する方法⁴⁾で行い、クラッシュ・アスターンの間の自航要素の変化、斜航、翼のたわみなどの影響は考慮していない。

推定計算に用いた諸数値を Table 11 に示す。伴流係数は前進自航時の値を、推力減少係数は $1-t=1.0$ を用いた。推定計算結果と公試結果の比較を Figs. 21(a),

Table 10 Draft at sea trial

Draft		Preliminary Sea Trial	Official Sea Trial
d_f	m	4.14	5.57
d_m	m	6.03	6.05
d_a	m	7.91	6.42

Fig. 19 (a) Cavitation on blade back of CP (MPNO.81-1) in estimated ship wake of ballast load

Fig. 19 (b) Cavitation on blade back of 46° HSP (MPNO.81-2) in estimated ship wake of ballast load

Fig. 20 Brake horsepower and number of propeller revolution versus ship speed

Table 11 Input data for crash astern simulation

Load Condition		Official Sea Trial	
Vs, approach	kt	19.50	11.90
N, approach	rpm	156.0	90.0
N, reversible	rpm	52.0	
N, astern	rpm	120.0	
k		0.7	
t _n	sec	5.0	
t, reverse	sec	30.0	

21(b) に示す。Fig. 21(a) から、常用出力で定常航行中に急速停船指令をかけた場合では、停船時間、停船までの走行距離ともに推定計算結果より実測値の方が少し長くなっていることがわかる。その一因として推定値より実測値の方が少し遊転時間が長くなったことがあげられる。Fig. 21(b) から、ハーバ・スピードで定常航行中に急速停船指令をかけた場合では、常用出力の場合とは逆に停船時間、停船までの走行距離ともに実測値より推定値の方が少し長くなっていることがわかる。その一因として推定値より実測値の方がフル逆転回転数までの所要時間が短くなったことがあげられる。

一例であり、はっきりしたことはいえないが、遊転時間が少し長くなると、逆転レバー操作後フル逆転回転数までの所要時間が少し短くなることが、HSP 装備船の一つの特徴かと思われる。また、HSP 装備船のクラッ

Fig. 21 (a) Crash astern performance of car carrier of 3,200 carrying capacity with 46° HSP (Final) under official sea trial condition (Vs, approach=19.5 knot)

Fig. 21 (b) Crash astern performance of car carrier of 3,200 carrying capacity with 46° HSP (Final) under official sea trial condition (Vs, approach=11.9 knot)

シュ・アスターン性能を従来の簡単な方法によってもおよそ推定できるものと判断される。

本研究第4報⁷⁾で同じ計算法で推定したコンテナ船の例では、CPと比較して72° HSPの後進力が約37%低いにもかかわらず、72° HSP装備船の停船時間の差は12%、停船までの走行距離の差は4%しかなかった。今回、計算値と実測値がおおよそ対応していることと合わせて考えると、CP装備船と比較して本船のクラッ・シュアスターン性能はほとんど変わらないものと推察される。

4.3 船尾変動圧力

実船での船尾変動圧力の計測は、内試と公試において実施され、さらに就航後も引き続いて行われた。ここでは、内試と公試において計測された実船実験結果と修正Holtrop法による計算結果、模型実験結果から、船尾変動圧力について、CPと46° HSPの比較、計算と実験の比較などを行う。

模型実験は、キャビテーション試験と同時に(財)日本造船技術センターのキャビテーション・タンネルで実施した。ひずみゲージ式圧力変換器を取付けたアクリル製の平板をタンネル内、プロペラ上方に挿入して、Ballast Loadの実船伴流(Fig. 1(c))中をプロペラが作動する場合の平板上の変動圧力を計測した。試験状態はキャビテーション試験と同様MCR出力に相当した状態である。実船寸法に換算した計測点位置をFig. 22に示すが、計測点として0.2Dの等間隔でプロペラ直上点を中心左右舷方向5点、前後方向5点の計10点を選んだ。

実船では、船体隔壁があるためにプロペラ直上点から少しずらして、Fig. 22に示す6箇所の位置に半導体ひずみゲージ式圧力変換器を取り付けて船尾変動圧力を計測した。

船尾変動圧力の一次翼振動数成分について、実船プロペラ回転数156rpmの条件に換算して比較した結果をFig. 23に示す。なお、内試の際、圧力変換器のトラブルでNO. B, Cの変動圧力は計測できなかった。模型か

ら実船への換算には次式を用いた。

$$\frac{P_s}{P_m} = \frac{\rho_s (n_s \cdot D_s)^2}{\rho_m (n_m \cdot D_m)^2} \quad (2)$$

ただし、 P ：船尾変動圧力、 ρ ：水の密度

n ：プロペラ回転数、 D ：プロペラ直径

添字 m : model, 添字 s : ship

模型実験に使用した46° HSP(MPNO. 81-2)は、45° HSP(Final)よりピッチが少し高いので、スラスト一定の条件で回転数を1回転落して船尾変動圧力を実船換算した。模型実験と実船実験で計測点位置が前後、左右方向に少しずれているが、変動圧力振幅の分布形から、このずれによる変動圧力振幅の差はほとんどないものと判断される。46° HSP(Final)の内試($d_a=7.91\text{m}$)の結果を除けば、その他の変動圧力振幅の比較条件はほぼ同一である。これらの図から次のことがいえる。

- 1) 船尾変動圧力振幅(一次翼振動数成分)についてCP(MPNO. 81-1)と46° HSP(MPNO. 81-2)を比較すると、46° HSPの採用により修正Holtrop法による推定値ではプロペラ直上点の値が約40%減少し、模型実験結果では平均37%減少している。
- 2) 46° HSPの直上点での船尾変動圧力片振幅(一次

Fig. 22 Location of pressure pick-ups on the hull surface in full scale

Fig. 23 Comparison of amplitude of fluctuating pressure (component of 1st blade frequency) on the hull surface between calculation and model test and full scale measurement

翼振動数成分)について計算と実験の比較をすると、実船実験結果 528 kg/m^2 に対して修正 Holtrop 法による推定値が 452 kg/m^2 、模型実験結果が 428 kg/m^2 であり、いずれも 20% のばらつきの範囲内にある。

- 3) 46° HSP の船尾変動圧力振幅(一次翼振動数成分)の左右舷方向の分布について模型実験と実船実験を比較すると、実船実験結果ではピークの位置がプロペラ直上点付近にあるのに対して模型実験では少し右舷側に寄っている。
- 4) 46° HSP の船尾変動圧力振幅(一次翼振動数成分)の前後方向の分布について模型実験と実船実験を比較すると、いずれもプロペラ直上点付近でピークとなり、その点から離れると少し低下している。この低下量は模型実験結果の方が少し大きい、これは平板と船尾の形状の違いによるものと考えられる。
- 5) 内試 ($d_a=7.91\text{m}$)での船尾変動圧力振幅(一次翼振動数成分)は、公試 ($d_a=6.42\text{m}$)でのその約 61% であり、船尾変動圧力に対する吃水の影響はかなり大きい。

計算と模型実験では円周方向の伴流を考慮していないこと、圧力変換器を埋め込んだ板あるいは船体外板の形状、構造、材質が異なること、実船伴流分布の推定精度の問題、船体とプロペラの相互干渉の影響など、基本的な問題は残るが、本船の船尾変動圧力振幅(一次翼振動数成分)については、修正 Holtrop 法による推定計算、模型実験、実船実験ともに比較的近い結果が得られた。

ところで、 46° HSP の設計時、Full Load, MCR 状態で、プロペラ直上点での船尾変動圧力片振幅(一次翼振動数成分)が許容限界値 385 kg/m^2 となるようにスキューを定めた。内試の吃水が Full Load の吃水 $d_a=8.2\text{m}$ に比較的近い。そこで、公試の結果と内試の結果の相関から内試のプロペラ直上点の値を推定し、(2)式

により回転数の違いを修正すると、内試の状態でも MCR 出力の場合のプロペラ直上点での船尾変動圧力片振幅(一次翼振動数成分)は約 340 kg/m^2 となる。このことから、船尾変動圧力に関する 46° HSP 設計時の目的はほぼ達成されたものと推察される。

4.4 船体局部振動

内試の間、常用出力で定常航行中にアスカニヤ手持式振動計を用いて比較的振動の激しい Car Deck (Fig. 24)での上下振動を計測した。ほぼ同様な位置で振動計測している CP 装備の類似船と比較して、本船の諸元、振動計測結果をそれぞれ、Table 12, Table 13 に示す。松本らの報告¹³⁾では、自動車運搬船の Car Deck での上下振動加速度(一次翼振動数成分)はおおよそ $200\sim 500 \text{ gal}$ であり、Table 13 の類似船の振動は平均的なものといえる。本船の場合、HSP 採用の効果もあって、Car Deck での上下振動加速度(一次翼振動数成分)は 200

Table 12 Comparison of particulars of ship, main engine and propeller between Chijin-Mar and similar ship

Hull		Chijin-Mar	Similar Ship
Kind		P.C.C.	P.C.C.
Lpp	m	166.0	167.0
B	m	27.0	29.2
D	m	11.9	12.5
D.W.	mt	12 582	11 977
Tip Clearance	m	1.70	1.98
Main Engine		Mitsui B&W 8L55GFCA	Mitsui B&W 6L67GFC
Position of Engine		Aft	Aft
BHP (NOP)	ps	10 900	10 200
N (NOP)	rpm	156	120
Number of Blades		5	5
Propeller Diameter	m	4.7	5.4

Fig. 24 Position of acceleration pick-ups for vibration measurement

Table 13 Results of vibration measurement

Hull	Chijin-Marui			Similar Ship		
Condition (M.E.)	NOP 156 rpm			NOP 120 rpm		
Item	N	2a	A	N	2a	A
Point	(cpm)	(mm)	(gal)	(cpm)	(mm)	(gal)
10 DK	795	0.42	145	608	1.68	340
7 DK	790	0.34	116	600	0.94	185

N : Frequency

2a : Double Amplitude of Vibratory Displacement

A : Amplitude of Vibratory Acceleration

Fig. 25 Position of strain gauges on blade for stress measurement

gal 以下となり、自動車運搬船の振動としてはかなり小さくなっているといえる。

4.5 翼 応 力

翼応力の計測点位置を Fig. 25 に示す。SPROSAS による翼応力計算結果 (Figs. 9(a), 9(b)) から、正転時に大きな翼応力が発生すると予想される Face 面上の 0.3 R, 0.4 R, 0.5 R の前縁から 90% 翼弦長位置 3 点と、クラッシュ・アスターン時に比較的大きな翼応力が発生すると予想される Back 面上の 0.5 R, 0.7 R の前縁から 80% 翼弦長位置 2 点の計 5 点を選んだ。

計測点位置にアクティブ・ゲージを貼付けたあと、ゲージの防水処理およびリード線の翼面上への固定と防水処理は、いずれも SR 126 研究部会で用いられた方法¹⁴⁾を用い、リード線の計測室 (機関室) への取り込みには、プロペラ・キャップのグリス注入口から前もって中空にしておいたプロペラ軸の中空孔を通し、プロペラ軸フランジ端面に設けた溝状のスリットからリード線を取り出す方法とした。さらに、軸に FM テレメータの発信器、バッテリー、発信アンテナを取り付け、軸の周囲に設置した受信アンテナを介して計測室に設置した FM 受信器によりゲージ出力を受信した。なお、データ解析の基準とするため軸 1 回転に 1 パルスが発生する回転マークを軸上に設けた。

計測は内試と公試において行った。0.5 R (Face と Back) と 0.7 R (Back) の計測点 3 点については運航後間もなく計測不能となり、データを記録できなかった。

Table 14(a) Comparison of mean maximum principal stress on blade face between calculation and full scale measurement ($N=155$ rpm)

Point	Full Scale Measurement	Calculation	
		In Uniform Flow	In Mean Wake Flow
0.3R, 90% from L.E. on Face	272 kg/cm ²	336 kg/cm ²	312 kg/cm ²
0.4R, 90% from L.E. on Face	272	309	284

Table 14(b) Comparison of amplitude (peak to peak) of maximum principal stress on blade face between calculation and full scale measurement ($N=155$ rpm)

Point	Full Scale Measurement	Calculation		
		Method 1	Method 2	
		Non-Cav.	Non-Cav.	Cav.
0.3R, 90% from L.E. on Face	156 kg/cm ²	154 kg/cm ²	138 kg/cm ²	163 kg/cm ²
0.4R, 90% from L.E. on Face	217	168	146	180

Fig. 26 Fluctuation of principal stress at 0.4R, 90% l from L.E. on blade face of 46° HSP (Final) in normal power ahead operation

周速が速い位置ではゲージやリード線の貼付け、防水処理にさらに何らかの工夫が必要と思われる。

計測結果から、1 回転平均の最大主応力を Table 14(a) に、応力全振幅 (Peak to Peak) を Table 14(b) に、また、一例として Face 面、0.4 R, 90% l from L.E. での最大主応力の変動波形を Fig. 26 に示す。表中の値は、内試において約 155 rpm で正転している状態で計測した約 120 回転分の平均値である。同一条件でのプロペラ揚力面理論^{7), 11)}と SPROSAS⁸⁾ による翼応力計算値も合わせて同表に示している。

Table 14(a) 中の計算結果で、“In Uniform Flow”とは均一流中での翼面圧力分布を SPROSAS に入力した場合を意味し、“In Mean Wake Flow”とは円周方向に平均した伴流分布中での翼面圧力分布を SPROSAS に入力した場合を示す。1 回転平均の最大主応力につい

Table 15 Comparison of mean minimum principal stress on blade face in crash astern operation with 75 percent of full-ahead revolution between calculation and full scale measurement

Point	Full Scale Measurement	Calculation in Uniform Flow
0.3R, 90% from L.E. on Face	kg/cm ² -320	kg/cm ² -445

ては、いずれも計測値より計算値の方が少し大きくなっている。

Table 14(b) 中の計算結果で、“Method 1”とは Fig. 8 の Phase 2 の方法、すなわち、非定常プロペラ揚力面理論により推定した1翼の変動スラストの最大値と最小値に対応した均一流中の翼面圧力分布を非線形定常プロペラ揚力面により計算して SPROSAS に入力する方法であり、“Method 2”とは非定常プロペラ揚力面により求めた翼面圧力分布を直接 SPROSAS に入力する方法である。また、“Non-Cav.”とはキャビテーションの発生による翼面圧力分布の変化を考慮しない場合を意味し、“Cav.”とはそれを考慮した場合を意味する。キャビテーションが発生すると翼面圧力分布が変化して、いわば荷重点が少し後縁方向に移動するようになる。CP の場合、この荷重点の移動は翼応力にほとんどが影響しないと思われるが、HSP の場合、スラストが一定でも荷重点が後縁方向に移動すれば翼応力が増加³⁾、Table 14(b) に示す計算結果では応力振幅が 20% 前後増加していることがわかる。船とプロペラの相互干渉、実船伴流分布の推定精度などの問題が残るが、キャビテーションの発生による翼面圧力分布の変化も考慮すれば、Method 1 あるいは Method 2 によって HSP の応力振幅もおおよそ推定できるものと判断される。

応力が回転数の自乗に比例すると仮定し、これらの計測値を MCR 回転数 161 rpm で の 値 に 換 算 し て 修 正 Goodman 応力線図による安全率を求めると、0.3 R, 90% from L.E. では 3.8, 0.4 R, 90% from L.E. では 3.0 となり、46° HSP(Final) は疲労強度に関して十分余裕のあることがわかる。

クラッシュ・アスターン時に計測した回転数約 118 rpm、停船近くでの1回転平均翼応力を計算値と比較して Table 15 に示す。Table 15 から、計算値と計測値はおおよそ一致し、2.2.3 項で述べた方法によりクラッシュ・アスターン時の翼応力を評価して問題はないものと判断される。なお、クラッシュ・アスターン試験後も翼の変形によるプロペラ回転数や船速の変化などは全くなかった。

5 結 言

3,200 台積み自動車運搬船“智神丸”を対象船に選んで一体型 46° HSP を実用し、その 46° HSP の設計およびその 46° HSP の性能を確認するために実施した模型実験と実船実験の結果をここに報告した。

46° HSP の設計については、その設計方法を示すとともに理論計算により調べた HSP の幾何形状とプロペラ単独性能、翼応力の関係を詳細に示した。

次に、この 46° HSP と同時に CP を設計して模型で比較実験を行い、46° HSP の性能について次の点を確認した。

(1) プロペラ設計点付近では、CP と 46° HSP の単独効率はほとんど同じである。

(2) 前進率 $J=0$ の逆転状態では、CP と比較して 46° HSP のスラスト、トルクは約 26% 小さい。

(3) CP と比較して、46° HSP の Back 面上のシート・キャビテーションの発生範囲は減少している。

(4) CP と比較して、46° HSP の船尾変動圧力振幅の一次翼振動数成分は約 37% 減少している。

(5) 前進正転時はもちろん、重荷重度の後進逆転状態においても 46° HSP の翼面上の流れに失速がみられず、これらの状態での 46° HSP の性能解析にプロペラ理論を適用できる。

さらに、内試と公試において実施した実船実験結果から、46° HSP の設計、性能に関して次の点を確認した。

(6) 所定の船速、回転数が得られた。

この結果から、馬力、自航要素、プロペラ単独性能の推定に誤りがなかったものと判断される。

(7) クラッシュ・アスターン性能について、船の前後方向の運動のみを考慮した方法⁴⁾による推定値と計測値とはおおよそ一致した。

なお、CP 装備船と直接比較できなかったが、この結果および本研究第4報⁴⁾のコンテナ船での計算例などから判断して、本船のクラッシュ・アスターン性能は CP 装備船と比べて遜色ないものと推察される。

(8) プロペラ直上点での船尾変動圧力振幅の一次翼振動数成分については、修正 Holtrop 法による推定値、模型実験結果、実船実験結果ともに 20% のばらつきの範囲内にあり、かなり良い相関が得られた。

(9) 常用出力で定常航行中、比較的振動の激しい Car Deck での上下振動加速度（一次翼振動数成分）は 200 gal 以下であり、自動車運搬船としてはかなり振動が少なかった。

(10) 前進自航時の1回転平均翼応力、翼応力振幅とクラッシュ・アスターンにおける停船直後での1回転平均翼応力について、プロペラ揚力面理論と有限要素法に

よる推定値と実測値はおおよそ一致した。なお、翼応力振幅の計算ではキャビテーションの発生による翼面圧力分布の変化を考慮する必要がある。

(11) 本 46° HSP は強度上問題がないことが裏付けられた。

以上の結果から、適正に設計された HSP の採用により、その他のプロペラ性能を低下せずにプロペラ起振力を減少できることが確認された。今後、振動が問題となる船では、HSP を活用すべきであると考えらる。

本研究の遂行にあたり、ご鞭撻を賜りました広島大学工学部第 4 類船舶・海洋工学教室 波多野修次教授に謝意を表わすとともに、模型実験に関して御協力いただいた(財)日本造船技術センターおよび(株)西日本流体技研の関係各位と実船実験の機会を提供いただいた神原汽船(株)の関係各位に謝意を表わします。

参 考 文 献

- 1) 山崎正三郎, 高橋通雄, 奥 正光, 伊藤政光: Highly Skewed Propeller の研究(第 1 報 推進性能とキャビテーション性能に関する模型実験), 日本造船学会論文集, 第 149 号 (1981).
- 2) 山崎正三郎, 高橋通雄, 奥 正光, 伊藤政光: Highly Skewed Propeller の研究(第 2 報 船尾変動圧力), 日本造船学会論文集, 第 150 号 (1981).
- 3) 山崎正三郎, 高橋通雄, 早見信博, 藪 忠司, 藤本敏雄: Highly Skewed Propeller の研究(第 3 報 静的および変動翼応力に関する模型実験), 日本造船学会論文集, 第 150 号 (1981).
- 4) 山崎正三郎, 高橋通雄, 奥 正光, 伊藤政光, 玉島正裕: Highly Skewed Propeller の研究(第 4 報 前後進時の翼面上流線とクラッシュ・アスターン性能), 日本造船学会論文集, 第 152 号 (1982).
- 5) T. V. Daniel, J. D. Francis: Highly Kkewed Propeller for San Clemente Class Ore/Bulk/Oil Carrier Design Considerations, Model and Full Scale Evaluation, First Ship Technology and Research Symposium, SNAME (1975).
- 6) R. A. Cumming, W. B. Morgan, R. J. Boswell: Highly Skewed Propellers, SNAME, Vol. 80 (1972).
- 7) 山崎正三郎: 非線形定常プロペラ揚力面の数値解法とその応用例, 西部造船会会報, 第 62 号 (1981).
- 8) 藤本敏雄, 藪 忠司: Highly Skewed Propeller の翼応力の解析, 関西造船協会誌, 第 184 号 (1982).
- 9) 笹島秀雄, 田中一郎, 鈴木敏夫: 肥大船の伴流分布, 造船協会論文集, 第 120 号 (1966).
- 10) 日本造船研究協会第 142 研究部会: 船尾構造の剛性・変形量・船尾形状に関する研究, 資料 No. 240 (1976).
- 11) 波多野修次, 南方潤三, 山崎正三郎: 揚力線および揚力面理論によるプロペラ性能の推定, 西部造船会会報, 第 49 号 (1975).
- 12) K. O. Holden: Propellkavitation som Vibrasjonskilde, Dynamiske Krefter pa Aketerskip fra Kaviterende Propell, Beregningsmetoder og Kriterier, Det Norske Veritas, NTN Project (1978).
- 13) 松本宏之, 間野正巳: 自動車専用運搬船の振動について, 日本造船学会誌, 第 604 号 (1979).
- 14) 日本造船研究協会第 126 研究部会: 大型プロペラの翼強度に関する研究, 資料 No. 172 (1973).