

可変ピッチプロペラ船の過渡特性 - I 翼変更角度が推進機関と船速に及ぼす影響

松下 博・前田和幸・大八木敏博
末次昂之・桐畑友明・金岡 浩

Transient Characteristics of the Ship Equipped with a Controllable Pitch Propeller - I
Effect of a Rapid Change of CPP Angle on Main Engine and Ship Speed

Hiroshi Matsushita, Kazuyuki Maeda, Toshihiro Oyagi,
Takayuki Suetsugu, Tomoaki Kirihata, and Hiroshi Kanaoka

It is considered that a rapid change of CPP angle in the ship equipped with CPP causes a main engine to be in a temporary overload condition and to have a short life. Especially in a harbor this change is often made to maneuver the ship and avert a disaster. So, to clarify the effect of a rapid change of CPP angle on main engine and ship speed is very useful for a management of the ship and operation of the engine. The present paper examined the states of pitch angle, shaft thrust, injection volume, boost pressure, revolution of turbo-charger, intake air volume, cylinder pressure history and ship speed by making a rapid change of CPP angle in an experimented ship, and analyzed the states by a latest multi-channel analyzer with 2 Mbytes memory per channel. As a result, two things were found through this examination and analysis. One is a better method to investigate a transient characteristics of the ship equipped with CPP. The other is a relationship of response time between main engine and ship speed.

1 まえがき

一般に固定ピッチプロペラ船では推進機関の常用出力および回転数において推進器効率が最良となるように設計されている。そのため、船速、積荷および船体の汚損等により、運航状態が変わり機関出力および回転数が変われば効率は低下する。しかし、可変ピッチプロペラを装備した船舶で

は航行中いつでも任意にプロペラ翼角（以後翼角という）を変えることができるので、最も効率の良い運航ができる。また、翼角と回転数の両方を調節して機関と推進器の総合効率を向上させることができる。しかし、出・入港時は操船上急加速を必要とするため、翼角を急激に大きく変更する機会が多い。翼角を急激に大きく変更すると、大きな推進力は得られるが、機関出力も急増するため、過渡期には

短時間ではあるが、過負荷の運転状態を生じ、機関の寿命および信頼性に悪影響を及ぼすものと考えられる。

可変ピッチプロペラ船の定常状態における、機関および推進器の性能に関する研究はあるが、翼角を急激に変更した場合、機関への応力および船速の過渡現象を解析したものは見当たらない。

そこで、種々の機関回転数において翼角変更速度および翼角を変更させ、過渡期の機関への負荷特性、船速を明らかにすることによって、操船性と機関負荷の両面から、機関回転数および翼角速度における翼変更角度の限度が得られ、操船が迅速かつ容易になると考える。

そのため、まず第一段階として供試船舶の出・入港時に常用している機関回転数 210 rpm において定格出力の 20% から急激に 25、30 および 40% の 3 種類の出力となるように翼角を変更させて、機関への負荷および船速の過渡現象の解析を試みた。以下にその結果を報告する。

2 実験装置および燃料油

実験は水産大学の練習船天鷹丸を用いて行った。その装置の概要を Fig. 1 に示す。この供試船舶・機関および計測装置ならびに解析装置の仕様は次のとおりである。

2.1 供試船舶の主要目

船 体：

| | | |
|-------------|-------|----|
| 長さ (漁船法) | 52.70 | m |
| 幅 (型, 漁船法) | 10.40 | m |
| 深さ (型, 漁船法) | 6.44 | m |
| 総 ト ン 数 | 603 | トン |

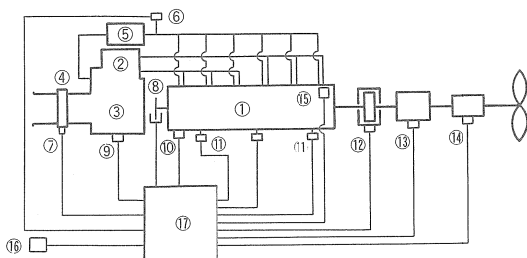


Fig. 1. Schematic diagram of experimental apparatus.

- | | |
|---------------------------------------------|-------------------------------------|
| ① Diesel engine | ⑩ Detector of fuel index |
| ② Exhaust gas turbine | ⑪ Pressure converter of cylinder |
| ③ Suction air blower | ⑫ Detector of shaft thrust |
| ④ Orifice | ⑬ Detector of shaft house power |
| ⑤ Air cooler | ⑭ Detector of propeller pitch angle |
| ⑥ Pressure converter of suction air | ⑮ Thermometer of exhaust gas |
| ⑦ Measurable appliance of suction air | ⑯ Detector of ship speed |
| ⑧ Detector of crank angle | ⑰ Data recorder |
| ⑨ Detector of turbo-supercharger revolution | |

推進機関：4 サイクルディーゼル機関

| | |
|--------|-----------------|
| 型 式 | 6 ELS - 32 |
| シリンダ数 | 6 |
| シリンダ直径 | 320 mm |
| ピストン行程 | 640 mm |
| 回転数・馬力 | 280 rpm・2200 PS |
| 過給機 | VTR - 251 - 2 |

推進装置：可変ピッチスキュードプロペラ

| | |
|--------|-------------|
| 型 式 | CPC - 80 AF |
| プロペラ直径 | 2700 mm |
| 翼 数 | 4 |

変節装置：低騒音シングルポンプ

| | |
|-----------|----------------------------|
| 変節油ポンプ 型式 | SQP 1 - 8 - 1A29 - LH - 15 |
| 流量調整弁 型式 | JF - G 03 - 105 - 16 |

2.2 計測装置

過給機回転計：パルス発振式

| | |
|--------------------|-----------------|
| 軸スラスト計：型式 | DAMS - 4018 - 1 |
| 軸馬力計：型式 | MT - 25B |
| 船速計：超音波式水中速度計 | CI - 20 - H |
| 吸入空気量計：オリフイス式 | 直径 268.5 mm, |
| 差圧変換器 | PDL - 40 GB |
| シリンダ内圧力計：圧力変換器 | PE - 200 K J |
| クランク角検出計：回転スリット円盤式 | 360 P/R |
| 投・受光器 型式 | PP - 935S |
| データレコーダ | 型式 RTP - 600A |

2.3 解析装置

燃焼解析装置：トランジェントエンジンアナライザ

| | |
|-----|----------|
| 型 式 | CB - 566 |
|-----|----------|

2.4 燃料油

供試燃料油の性状は Table 1 に示す通りである。

Table 1. Properties of fuel oil

| Quality | JIS Class 1 | No.2 |
|--------------------------|-------------|------|
| Specific gravity, 15/4°C | 0.8761 | |
| Flash point, °C | 89 | |
| Viscosity at 50°C, cSt | 3.93 | |
| Pour point, °C | 2.5 | |
| Sulfur, wt. % | 0.23 | |
| Gross calory, cal/g | 10770 | |

3 実験・解析方法

3.1 実験方法

本実験は供試機関を回転数 210 rpm とし、定格出力の 20% より急激に 25, 30 および 40% の出力（以後 210 rpm における出力割合を負荷率という）になるように翼角を変更して行った。ただし、上記各々の負荷率となる翼角はあらかじめ予備実験により求めた。この結果、負荷率 20, 25, 30 および 40% に対応する翼角は 9.3, 12.2, 14.4 および 17.8 度である。

実験順序および計測方法は、まず負荷率 20% に対応する翼角 9.3 度で運転し、負荷率 25% に対応する翼角 12.2 度まで急激に変更させた。この時の機関への応力および船速の過渡現象を求めるため、データレコーダにこれらの状態を記録した。続いて、再び負荷率 20% の運転状態に戻し、25% の場合と同様に順次 30, 40% に対応する翼角まで急激に変更させて、25% の場合と同じ方法で計測を行った。燃料噴油量は燃料指針を計測し、次の方法で求めた。

あらかじめ燃料指針と燃料噴射ポンプブラック目盛りの関係を求めておき、次にポンプブラック目盛りに対応するポンプ有効行程を求め、燃料指針とポンプ有効行程容積（ポンプ吐出量）との関係を明らかにした。したがって、噴油量は瞬時の燃料指針に対応するポンプ有効行程容積を示したものである。吸入空気量は供試機関に設置されているオリフイスを用いて差圧を計測し、次式（阪神内燃機工業㈱：吸入空気量測定装置流量表）によって求めた。

$$Q = 0.255 (T_0 \nabla P / P_0)^{0.4889}$$

$$G = 341 / (T_0 P Q)$$

| | | |
|------|-------------------------|---------------------|
| ただし、 | Q : 吸入空気量 | m ³ /s |
| | G : " " | kgf/s |
| | T ₀ : 吸入空気温度 | K |
| | P ₀ : 大気圧力 | mmHg |
| | ∇P : オリフイス差圧 | mmAq |
| | P : 絶対大気圧力 | kgf/cm ² |

3.2 解析方法

(1) 機関への応力および船速の過渡現象

まず、各測定点の出力電圧と指示値との関係を調べるため、負荷率 20% の定常状態における翼角、軸スラスト、燃料指針、船速、過給機回転数、給気圧力および給気量（差圧）の各出力電圧をデータレコーダに記録し、同時にその時の指示値を読み取った。また、同一回転数で、負荷率を

順次 25, 30 および 40% と変更して、20% の場合と同じ方法で計測を行った。次に、測定点の出力電圧と指示値との関係を最小二乗法により一次式で表し、出力電圧 1 V あたりの物理量（工学単位）とオフセット値を求めた。これにより、各負荷率において翼角変更開始の約 1 分前から変更後約 1.5 分の間、データレコーダに記録してある各部の出力電圧を同時に燃焼解析装置により 1 ms 毎に指示値に変換し、翼角とその他の各測定点との関係を求めた。

(2) 気筒内の過渡現象

各気筒内の過渡現象を調べるため、No. 4, 5 および 6 シリンダの指圧線図を採取し、燃焼解析装置を用いて各負荷率におけるシリンダ毎の発火点の圧力と角度、最高圧力とその点の角度、平均有効圧力および機関回転数を求めた。

次に、シリンダ毎に各サイクルの指圧線図と翼角の指示値を同時に表示させ、各サイクルの最高圧力を示す点が翼角変更から何秒後であるかを求めた。なお、上記 3 シリンダ共に翼角変更に伴う各値の変化は爆発順序により時間的ずれはあるが、各々の特性値はほぼ同一であることが確認されたので、本実験結果には No. 4 シリンダの値のみを表示する。

4 実験結果

本実験時の気象、海象は次のとおりである。

大気圧力：1008.2 ~ 1009.4 mbar, 大気温度：26.4 ~ 27.1 °C, 相対風速：1.9 ~ 5.6 m/s, 相対風向：船首方位 7.4 ~ 10.8 deg, 海水温度：26.6 ~ 27.1 °C, 海況：平穏

負荷率を 20% から 25, 30 および 40% となるように、急激に翼角を変更した場合の翼角、機関回転数、燃料噴油量および船速と時間との関係を Fig. 2 に示す。

次に翼角変更後の時間と過給機回転数、給気圧力および給気量との関係を Fig. 3 に示す。

さらに翼角変更後の時間と発火点圧力・同角度および最高圧力・同角度との関係を Fig. 4 に示す。

5 結果の考察

5.1 翼角、機関回転数、噴油量および船速

翼角を負荷率 20% から 25, 30 および 40% となるように急激に変更した場合、Fig. 4 に示すように翼角はほぼ直線的に増大する。すなわち、翼角変更速度は変更する角度の大きさに関係なく 0.94 deg/s である。ただし、いずれの場合も目標値の 1.5 秒前から減速するので、変更角度の小

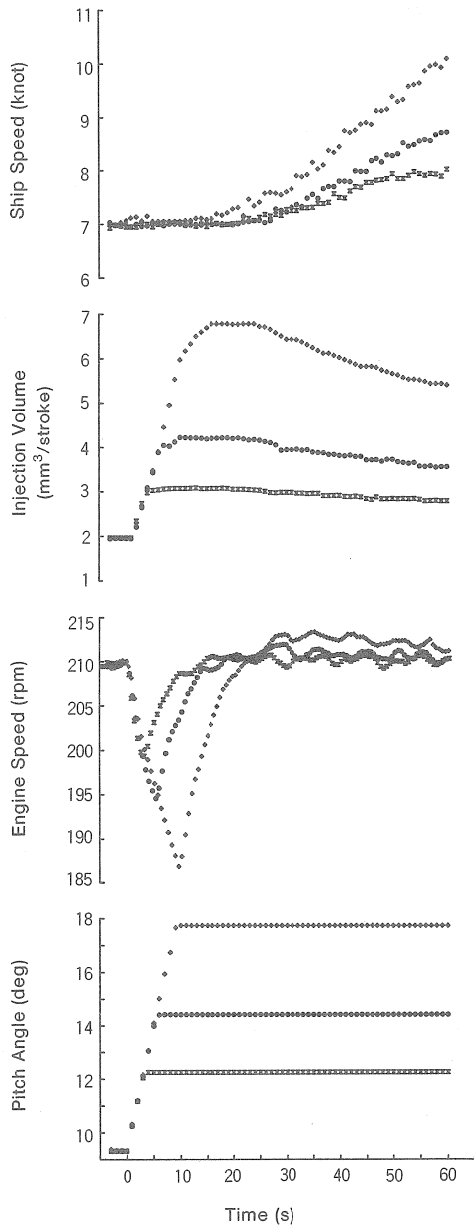


Fig. 2. Transient states of pitch angle, engine speed, injection volume and ship speed.

- ✕ : Change the engine power from 20% load to 25% load at 210 rpm.
- : Change the engine power from 20% load to 30% load at 210 rpm.
- ◆ : Change the engine power from 20% load to 40% load at 210 rpm.

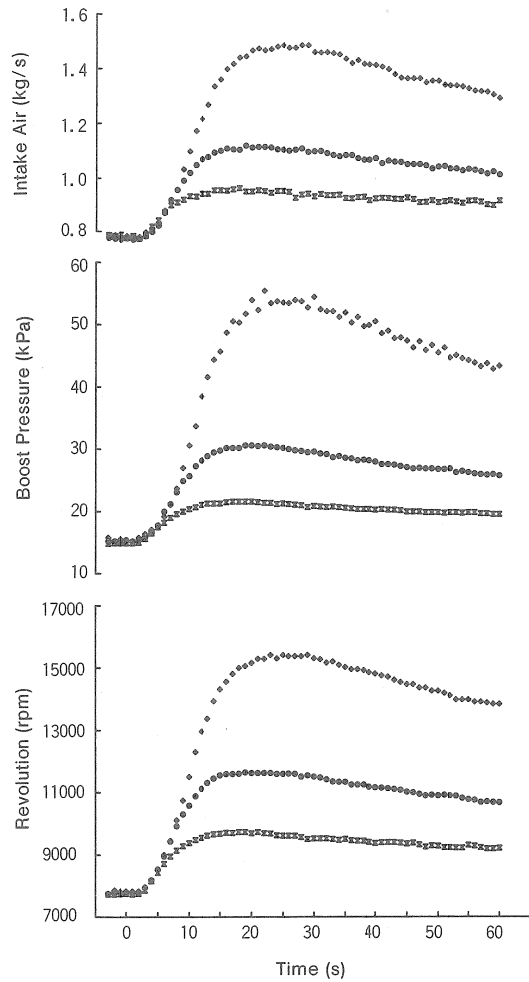


Fig. 3. Transient states of turbo-supercharger. The mark is the same as fig. 2 shows.

さい方が翼の平均角速度は小さくなる。

翼角が直線的に増大するのは、翼角変更に油圧を用い、この油圧ポンプは定速で容積型のため吐出量は一定であり、油圧シリンダへの供給油量は変節速度調整弁により一定に保たれているためと考えられる。

翼角の増大により、軸トルクが増大するため、機関回転数は低下する。すなわち、機関出力は軸トルクと機関回転数の積であるから、急に翼角を増大しても機関出力はそれに追従しないため、軸トルクが増大すれば機関回転数は低

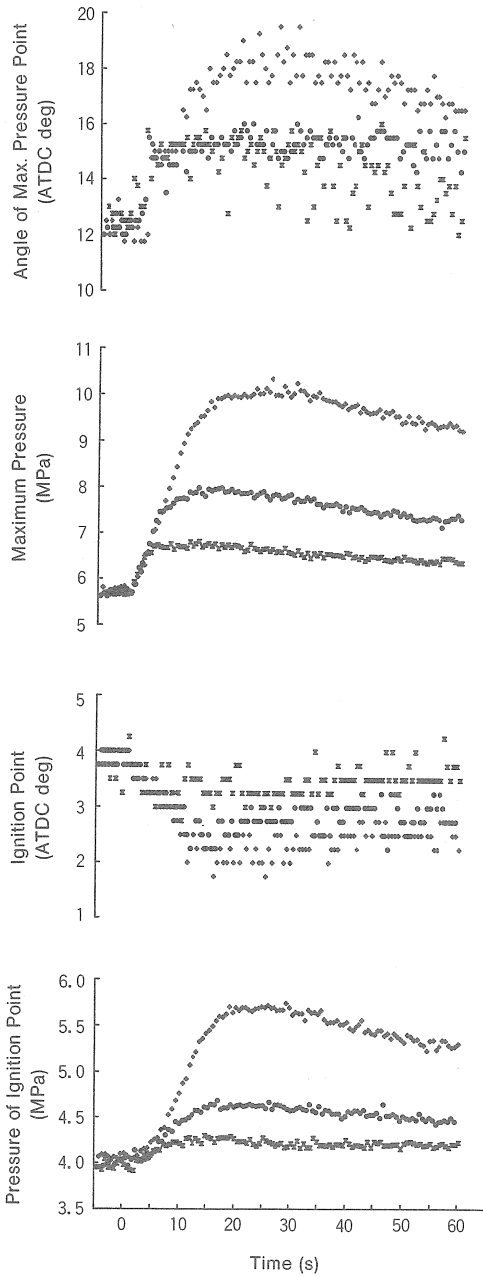


Fig. 4. Transient states of gas in cylinder. The mark is the same as fig. 2, shows.

下する。この軸トルクの増大分は Fig. 5 に示すように軸スラストの増大となり船速を増す。

機関回転数の低下により、调速機が燃料ポンプに作動して吐出量を増し、機関出力を増大させて回転数を復帰させる。したがって、回転数の低下が大きくなれば Fig. 2 に示すように噴油量は増大する。ただし、噴油量は 3.1 で述べたように燃料ポンプブラック目盛りよりポンプ有効行程容積を求めたものであり、燃料ポンプからの吐出は連続したのではなく、間欠的な吐出である。したがって、この図は燃料ポンプの吐出量、すなわち、毎回の噴油量特性を示していると考えられる。噴油量の変化は図に示すように翼角変更から約 1 秒後より増加を始め、時間の経過と共に増加割合を増し、回転数が復帰を始める最小速度より回転数の上昇と共に増加割合を減少する。このため翼角変更の小さい場合は回転数上昇期間が短く、大きくなるにしたがってその期間が長くなり、回転数降下中の平均噴油量増加率は次に示すように翼角変更の大きい方が増大する。負荷率を 25, 30 および 40 % とした場合の平均噴油量増加率は 0.38, 0.39, および 0.46 cm^3/s である。

また、回転数が降下している時には调速機による噴油量の増加割合を減少させようとする作用が働かないため、この期間では負荷率 25, 30 および 40 % とした場合の特性は同一であり、特性曲線は重なる。この期間を過ぎると 25 および 30 % の場合は増加割合の減少が早く始まるため、40 % の特性曲線より途中で分岐したものとなる。

次に回転数が復帰を始めると噴油量増加割合は次第に減少し、回転数が復帰して噴油量の減少が始まる。これは

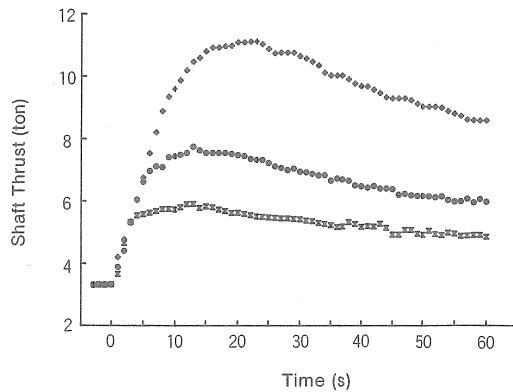


Fig. 5. Transient states of shaft thrust. The mark is the same as fig. 2 shows.

Fig. 2 に示すように船速が増すので、一定の回転数を保持する軸トルクが減少するため、回転数は一定でも噴油量は少なくても良い。すなわち、一定の噴油量では回転数は上昇することになる。

噴油量が増せばシリンダ内での熱発生量が増し、図示平均有効圧力が増すため機関出力、回転数および軸スラストを増大させる。したがって、理論的には噴油量、軸スラストおよび図示平均有効圧力は類似の特性を示すはずである。この図示平均有効圧力を Fig. 6 に示すと、図において翼角を変更して約 2 秒後にこの圧力は上昇を始め、噴油量および軸スラストより遅れて類似の変化をしている。

これは噴射遅れおよび発火遅れのほか、Fig. 3 に示すように給気圧力の上昇が遅れるため圧縮圧力・温度の上昇も遅れ、噴油量は同一であっても発火・燃焼が悪く、図示平均有効圧力は小さくなり、噴油量増加割合が減少を始めたころ圧縮圧力・温度は高くなるので図示平均有効圧力は大きくなると考えられる。

機関回転数は Fig. 2 に示すように翼角の変更と同時に低下を始め、変更角度が大きいと回転数低下および速度変動率も大きく、整定時間（目標値の±2%以内におさまる時間とする）も長い。速度変動率は負荷率 20% から 25, 30 および 40% に変更した場合、5.0, 7.1 および 10.9% である。

図から明らかなように翼角の変更を始めて、瞬時最小速度となるまでの回転数降下は直線的でなく、下に凸であり、瞬時最小速度から整定速度までの回転数上昇は上に凸の形状である。

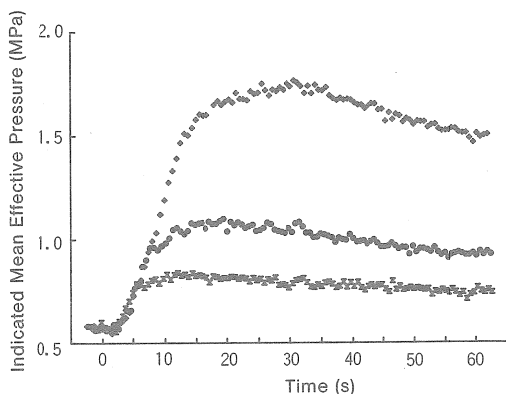


Fig. 6. Transient states of mean indicated pressure. The mark is the same as fig. 2 shows.

これは翼角増大により回転数を低下させようとする作用と、回転数低下により噴油量を増大させて回転数を復帰させようとする作用によるものである。前者は Fig. 2 に示すように翼角変更時間と瞬時最小速度となる時間はほぼ同一であり、この間について考えると、翼角は直線的に増大するため軸トルクは増大し、Fig. 5 に示すように軸スラストもほぼ直線的に増大する。したがって、回転数を直線的に低下させるように作用する。一方、後者は前述したように噴油量の増大は翼角変更後、約 1 秒から瞬時最小速度までは加速度的に増大するため、Fig. 6 に示すように図示平均有効圧力も加速度的に増大し、翼角変更後次第に軸トルクを増し、回転数を上昇させようとする作用が大きくなる。

この両作用により下に凸の形状となる。この特性は翼角変更の大きいほど顕著である。すなわち、平均の減速率は負荷率を 20% から 25, 30 および 40% にした場合、18.7, 16.4 および 15.1 °CA/s である。したがって、翼の角速度をわずかに変更しても速度変動率への影響は大きいものと考えられる。

次に瞬時最小速度から整定速度（目標回転数の 98%）までの回転数変化について考えると、Fig. 2 に示すように翼角は既に目標値に達しており、噴油量は初期の回転数は低いので増大するが、回転数の上昇に伴って増加割合は小さくなり、整定速度に達すれば減少を始める。

この間の初期には翼角の増大はなく、噴油量の増加が大きいため Fig. 5 および 6 に示すように軸スラストおよび図示平均有効圧力の増加割合も大きいので回転数を上昇させようとする作用が大きい。整定速度に近づくにつれて噴油量の増加割合は減少し、軸スラストおよび図示平均有効圧力の増加割合も小さくなり、回転数の上昇割合も減少する。したがって、上に凸の形状となる。この特性は翼角変更の大きいほど、Fig. 2 に示す噴油量の行過ぎ量が大きいため顕著である。この間の平均増速率は負荷率を 20% から 25, 30 および 40% とした場合 10.7, 12.0, 14.3 °CA/s である。

以上のことから回転数変化は翼角変更の大きいほど速度変動率は大きいが減速率は小さく、増速率は大きくなる。したがって、速度特性曲線は翼の変更角度に比例した形状、すなわち、相似形とはならない。

次に船速について考えると、翼角の増大は船速を増すためであるが、Fig. 2 に示すように翼角を変更しても増速を始めるまでの時間（以後これを遅れ時間という）が大きい。

これは船体の質量が非常に大きいため加速に要するエネルギーが大きく、船速の増加割合が小さいので、船速増加が顕著に現れるには長時間を要するためである。

負荷率 20 % の船速から負荷率 25, 30 および 40 % となるように翼角を変更した場合, Fig. 5 に示すように軸スラストは翼角を増せば大きくなり, 遅れ時間も短くなる。

本実験の場合, 最も遅れ時間の短い負荷率 40 % の場合においても約 17 秒の遅れがあり, この時には翼角の変更は終り, 機関回転数もほぼ復帰し, 噴油量は最大値付近である。したがって, 船速の増加に伴って噴油量は減少し, 軸スラストおよび図示平均有効圧力も次第に減少する。

翼角変更の小さい場合, 遅れ時間がさらに長い船速の増加を始める時には機関回転数はすでに復帰し, 噴油量はかなり減少し, 軸スラストおよび図示平均有効圧力も減少している。したがって, 翼角変更から整定速度に復帰するまでの間, 船速が小さいので, これが機関回転数, 噴油量, 軸スラストおよび図示平均有効圧力に与える影響は小さい。いずれの翼角の場合も, 初期の船速変化は小さく, 次第に船速の増加割合は大きくなる。図に示す 60 秒後の船速の増加割合は負荷率 25, 30 および 40 % とした場合, 52.6, 54.8, および 59.8 % である。このことより操船にあたっては短時間急激に翼角を大きく変更しても船速の変化は小さく, 機関に及ぼす悪影響が大きいことを考慮すべきである。

5.2 過給機回転数, 給気量および給気圧力

過給機の作動点は機関吸込み特性とプロウの特性より決まる。この機関吸込み特性は機関回転数と給気圧力によって決まり, プロウ特性は過給機回転数, 給気圧力および給気量によって決まる。すなわち, タービン出力とプロウ負荷の釣り合った状態で運転されており, タービン出力はタービンへの供給熱量に, プロウ負荷は給気圧力と給気量の積に比例する。したがって, これらに影響を及ぼす因子の 1 つが変われば他もすべて変化し, 新しい運転状態で平衡を保つ。

本実験の場合, Fig. 3 に示すように翼角を変更して過給機回転数の上昇は約 2.5 秒, 給気圧力上昇は約 2 秒, 給気量の増加は約 3 秒後から始まり, 各々初期には増加割合は小さいが次第に大きくなり, 再び増加割合は減少し, 最大値を過ぎると漸次減少を始め整定値に近付き, S 字状変化である。

過渡現象について考えると, 過給機の場合, 定常的にはプロウ吐出圧力と給気圧力, 吐出空気量と機関吸込み量 (素通り空気量を含む) は等しいはずであるが, 時間的遅れ等のため必ずしもこの関係は成立しない。すなわち, これは Fig. 2 に示すように機関回転数が低下すれば機関吸込み空気量が減少し, Fig. 3 に示すようにタービン回転

数も変化していないので給気量は減少し, 給気圧力は上昇するはずであるが, 吸い込み空気量の変化に対して, 給気系容積が大きいことおよびタービン回転数の上昇に時間的遅れがあるためである。したがって, 機関回転数降下時の給気量および給気圧力は大きな変化を示さないものと考えられる。また, タービンへの供給熱量について考えると, 翼角を変更しても Fig. 2 に示すように噴油量は直ちに増加せず, 約 1 秒後より増加を始める。このため空気過剰率が減少し, 排気温度は上昇するが Fig. 2 に示すように機関回転数が低下するため排気ガス流量が減少し, 排気エネルギーの増加が始まるのは遅れる。

過給機回転数の上昇が遅れるのは次の理由が考えられる。

過渡期においては, 回転部を加速するエネルギーはタービン出力とプロウ駆動力の差であるから, 過給機回転数の上昇には排気エネルギーの増加が必要である。したがって, ①上記の理由による排気エネルギー増加の遅れ, ②過給機の回転部の慣性モーメントのため加速エネルギーを要す, ③機関からタービンまでの排気管による入力遅れ, のためであり, 本実験の場合, 約 2.5 秒を要している。

Fig. 2 に示すように機関回転数が降下すれば吸い込み回転数が少なくなり, 給気量は減少するが給気圧力が上昇するため, プロウの負荷変動は小さく, 過給機回転数の変化に及ぼす影響は小さいと考えられる。したがって, 初期に回転上昇率の小さいのは, 前述したように排気温度は上昇しても排気ガス量が減少するので, 排気エネルギーの増加はわずかであり, また遅れも大きいためである。

Fig. 2 に示すように漸次機関回転数が復帰し, 噴油量も増加すると過給機回転数は上昇し, 噴油量特性に比例した回転数の変化をする。すなわち, 排気エネルギーは噴油量に比例し, タービン出力が増大することを示している。しかし, 噴油量が増加しても過給機を加速するには時間を要するため, 回転数の増加が始まるのは噴油量の増加から約 1.5 秒後であるが, 最大回転数となるのは噴油量の最大値より約 8 秒後である。したがって, 噴油量の変化と過給機回転数の変化は比例するが, 回転数の変化は噴油量に比べて緩やかである。このため過給機は超過速度となる心配は少ないと考えられる。

機関への供給空気量は 4 サイクル機関の場合, ピストンの往復運動によって吸い込まれる空気量 G_p , 給気圧力とシリンダ出口圧力との差圧により, 弁重合の間に吹き抜ける空気量 G_s およびピストン頂隙に満たされる空気量 G_t となる。これらの合計はプロウから供給される全空気量 G_a と等しいはずであるから, G_a は次式で表される。

$$G_a = G_p + G_s + G_t \dots\dots\dots (1)$$

G_p は4 サイクル機関の場合、次式で表される。

$$G_p = \frac{V_c N}{2 \times 60} \gamma_b \eta_v \dots\dots\dots (2)$$

V_c : 行程容積 m^3 N : 機関回転数 rpm

γ_b : 空気の比重量 kgf/m^3 , η_v : 体積効率

G_s は弁重合の角度、開いている時間、排気ガスの脈動状況、吸・排気弁の流動抵抗および給気圧力とシリンダ出口圧力との比によって変化し、全空気量の20~30%¹⁾である。

G_t は近似的に次式で表される。

$$G_t = G_p / \epsilon \dots\dots\dots (3)$$

ϵ : 圧縮比

以上のことから G_s および G_t は G_p に比例すると考えられるため、 G_a は近似的に G_p に比例する。

給気量は、Fig. 2 に示すように翼角変更により機関回転数が低下するため、わずかに減少するが、過給機回転数の上昇により増加を始める。したがって、給気量の増加は過給機回転数の上昇よりも約0.5秒遅れている。

次に、過給機回転数の上昇に伴って給気量も増加し、回転数の降下により給気量も減少している。これは式(2)において V_c および η_v の変化は小さく、機関回転数はわずかな期間低下するが、復帰後はほぼ一定である。 G_p すなわち G_a の増大は γ_b によるものであり、Fig. 3 に示すように給気圧力の低下により γ_b が小さくなるため、給気量は減少する。

給気圧力の上昇は過給機回転数の上昇より約0.5秒早い。これは機関回転数の降下による給気量の減少のためである。給気圧力および給気量は過給機回転数の上昇により増加し、過給機回転数が最大のとき給気圧力も給気量も最大となり、回転数の降下に伴って減少する。これはタービン出力増大により過給機回転数が上昇するためであり、この出力増大分はプロワ負荷の増大となり、プロワの吐出空気量および吐出空気圧力の増加、すなわち、給気量および給気圧力の増加に費やされる。したがって、Fig. 3 に示すように給気量および給気圧力は過給機回転数の上昇によって共に増加するが、その割合はFig. 7 に示すように給気圧力の方が大きい。

これは次の理由による。①過給機のタービン出力はほぼ回転数の3乗に比例する²⁾、②遠心型プロワの給気圧力は回転数の2乗に比例する³⁾、③式(2)において機関回転数の変化は小さいので G_p に影響を及ぼすのは γ_b であり、①および②より給気量は過給機回転数に比例することになる。このため給気圧力は給気量の2乗に比例する。以上の特性

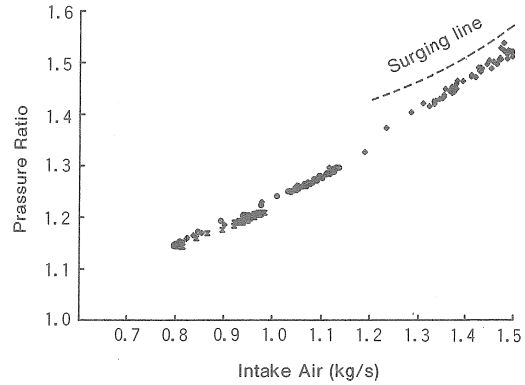


Fig. 7. Transient states of operating line.
The mark is the same as fig. 2 shows.

から過渡期の機関との作動線は、徐々に負荷を増加させた場合よりも給気圧力および流量が一時的に増大するため、Fig. 7 に示すようにプロワのサージング線に接近する傾向となる。

5.3 発火点圧力とその角度および最高圧力とその角度

過給機の圧縮圧力および最高圧力は近似的に次式で表される。

$$P_c = \epsilon^\kappa P_b \dots\dots\dots (4)$$

$$P_{max} = \alpha P_c = \alpha \epsilon^\kappa P_b \dots\dots\dots (5)$$

P_c : 圧縮圧力 P_b : 給気圧力

P_{max} : 最高圧力 ϵ : 圧縮比

κ : 比熱比 α : 爆発度

発火点圧力は発火して急激に圧力上昇を始めるときのシリンダ内ガス圧力であり、圧縮圧力はTDCにおける圧力であるから同一ではないが、Fig. 4 に示すように発火点の角度はTDC過ぎわずかであるから、この両圧力はほぼ同一と考えられる。

Fig. 4 に示す発火点圧力はFig. 3 に示すように給気圧力と同じ特性を表している。これは式(4)において ϵ および κ はほぼ一定であり、 $P_c \propto P_b$ となるためである。両特性曲線の上昇始めおよび最大値の各遅れ時間もほぼ同一である。

Fig. 4 に示す発火点角度は大きくなればつきがあるが、全体的な傾向として、この角度は発火点圧力が高くなれば小さく(TDCに近く)、低くなれば大きく(TDCから遠く)なる。

この理由は、供試機関の燃料噴射ポンプ特性より噴油量

を変えても燃料噴射時期（クランク角度）は変わらないが、発火遅れ期間中の圧縮圧力・温度は Fig. 2 および 3 に示すように、噴油量の増大および給気圧力の上昇のため、高くなり、発火遅れが短くなるためである。したがって、翼角変更の大きい方がこの傾向は顕著となる。

次に過渡期に発火点角度のばらつきが大きく、発火点圧力のばらつきが小さいのは次の理由による。

シリンダ内の空気圧力・温度の変化により、油粒加熱期間および蒸発期間中の蒸気層内の各位置における濃度と温度の時間的変化が異なる。また、発火温度はある燃料に対して一定の値があるのではなく、蒸気温度や化学的発火待ち時間（化学的発火遅れ）に関係する複雑なものである⁴⁾。その他、油粒と空気との相対速度および油粒相互の干渉等のため発火点角度のばらつきは大きくなるものと考えられる。

発火点角度のばらつきが大きくても Fig. 4 に示すように発火は TDC 近くで起こるため、発火点圧力はほとんど変わらない。すなわち、TDC 付近ではクランク回転角に対するピストン変位は小さく、圧縮圧力の変化が小さいためである。

最高圧力は(5)より $P_{max} = \alpha P_c$ であり、 P_{max} は Fig. 4 に示すように P_c に類似の特性を表していることから、 P_{max} は P_c に比例し、 α はほぼ一定と考えられるが、両図の圧力上昇の始めは P_{max} の場合約 2 秒後、 P_c の場合約 3 秒後であり、また P_{max} の方が圧力上昇が急激であるため、 α は一定とならず Fig. 8 のようになる。

この図より明らかなように α は約 2 秒後から急上昇し、負荷率 25、30 および 40 % の場合 5 秒、7 秒および 10 秒後

に最大値となり漸次減少してほぼ一定値となる。これは前述した両特性の時間的ずれと圧力上昇率の相違によることを明らかに表している。

P_c の圧力上昇が遅く、圧力上昇率の小さいのは $P_c \propto P_b$ のためであり、 P_{max} の圧力上昇が早く、圧力上昇率の大きいのは Fig. 2 に示すように噴油量は約 1 秒後より増大を始め、急激に増大するためである。しかし、 P_{max} は噴油量と発火点圧力の両方の影響を受けるため、 P_{max} の最大値となる時期は噴油量のそれより遅れ、また、それ以後の変化割合も小さい。

次に P_{max} の角度は Fig. 4 に示すようにばらつきはあるが、全般的な傾向として P_{max} に比例する。すなわち、最高圧力が高くなれば最高圧力角度も大きくなる（遅れる）。

これは噴油量を増しても噴射時期（クランク角度）は一定であり、前述の理由で発火遅れが短くなるため、爆発的燃焼割合は小さく、噴油量増大の大部分は主燃焼の増加となるためである。さらに、給気圧力の上昇は噴油量の増加より遅れるためである。すなわち最高圧力もその角度も噴油量および給気圧力に比例するため、最高圧力角度は最高圧力と同じ特性となる。

最高圧力角度のばらつきが大きいのは、Fig. 4 に示すように発火点角度にばらつきがあると、発火時の可燃性混合気量は異なり、また、発火によって急激にガス圧力・温度が上昇するため油粒の加熱、気化、混合が速やかに行われ、わずかな発火点角度の相違でも燃焼速度が大きく変わり、爆発的燃焼および主燃焼による熱発生量とその割合が変化するためと考える。

圧力上昇率について考えると、一般に α が大きいと圧力上昇率も大きくなると考えられる。 α は Fig. 8 に示すように急激に増大している。すなわち、 $\alpha = P_{max}/P_c$ であり、Fig. 4 に示すように、 P_c 、 P_{max} 共に増大しているが P_{max} の増大割合が大きいことを示している。したがって、 $P_{max} - P_c$ が急激に増大する。一方 Fig. 4 に示すように発火点角度 θ_c は小さく（早く）なり、最高圧力角度 θ_{max} は大きく（遅く）なるため $\theta_{max} - \theta_c$ は大きくなる。平均圧力上昇率は $(P_{max} - P_c) / (\theta_{max} - \theta_c)$ で表され、この式の分子、分母ともに大きくなるため平均圧力上昇率の急増は生じないと考えられる。

供試機関の場合、急激に噴油量を増加すると給気圧力、最高圧力は増大するが、発火遅れ期間が短くなり、発火時の可燃性混合気量の増加が少ないため、爆発的燃焼の増加は小さく、噴油量増大の大部分は主燃焼の増大となったものと考えられる。

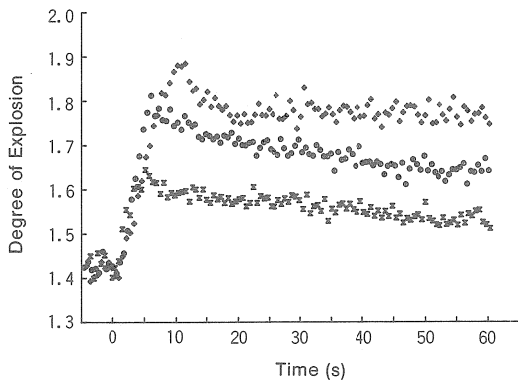


Fig. 8. Transient states of degree of explosion. The mark is the same as fig. 2 shows.

6 まとめ

可変ピッチプロペラ船の機関回転数およびプロペラ翼角変更速度を一定にし、翼角を急激に変更した場合の過渡現象の解析を行い、次の結果を得た。

1. この実験方法および解析方法によって、今後可変ピッチプロペラ船の過渡現象に関する一連の実験が可能である確信を得た。
2. 機関回転数特性曲線は翼角を変更してから瞬時最小速度までは下に凸となり、瞬時最小速度から整定速度までは上に凸の形状となる。
3. 機関回転数変化は翼の変更角度が大きいかほど速度変動率は大きいが、減速率は小さく、増速率は大きい。
4. 短時間に翼角を大きく変更しても船速の変化は小さく、過給機の作動点はサージング線に接近する傾向がある。
5. 翼角を急激に大きくすると、過渡期の最高圧力は高くなるが、平均の圧力上昇率は過大とならない。

文 献

- 1) 稲葉興作：過給機の知識，初版，成山堂書店，東京，1968，p. 17.
- 2) 稲葉興作：過給機の知識，初版，成山堂書店，東京，1968，p. 149.
- 3) 長尾不二夫：内燃機関講義上巻，3次，5版，養賢堂，東京，1969，p. 130.
- 4) 八田桂三：内燃機関ハンドブック，7版，朝倉書店，東京，1967，p. 82.