

IX. オートパイロットの評価と展望

大 津 皓 平* 長谷川 和彦**

目 次

1. まえがき.....	243	制御系のシミュレーション計算.....	258
2. 現用オートパイロットの動向と問題点.....	244	5. 現代制御論とオートパイロット.....	260
2.1 船の大型化と針路不安定船の特徴.....	244	5.1 最適制御論によるオートパイロット設計.....	260
2.2 現用オートパイロットの特徴.....	244	5.2 パラメータ最適化法.....	261
2.3 自動制御系に含まれる非線形要素とその影 響.....	246	5.3 一般的解法.....	262
2.4 操舵機の構成とその影響.....	248	5.4 適応型オートパイロットの研究.....	263
3. 自動操舵に伴う船体運動への影響と推進馬力 損失.....	249	6. 新しいオートパイロットの設計例.....	266
3.1 自動操舵に伴う推進馬力損失.....	249	6.1 モデル規範 (MRAS) 型オートパイロット.....	266
3.2 自動操舵と Roll との連成問題.....	253	6.2 自己調整制御 (STR) 型オートパイロット.....	269
4. オートパイロットの評価関数と経済運航.....	257	6.3 自己同帰 (AR) 型オートパイロットと外乱 適応 (NADCON) 型オートパイロット.....	273
4.1 オートパイロットの評価関数.....	257	6.4 オートパイロット設計へのコメント.....	276
4.2 オートパイロットの評価関数を用いた保針		7. あとがき.....	276
		参考文献.....	277

1. ま え が き

1922年に Minorsky¹⁾ によって自動操舵中の船の安定問題が制御論的に扱われて以来、船舶用のオートパイロットは自動制御理論の一応用分野として60年近い歴史をもつ。また、自動制御の応用分野としては最古でかつ最新のもののひとつである。

船舶用のオートパイロットがはじめて実用化されたのは1920年ごろであり、当時は接点サーボによる比例制御 (P) と復元機構中のバックラッシュによる位相進み——原始的な微分動作 (D)——を組合わせた近似的な PD 制御であった。聞こえはよいが、つまりは、歯車のかたまりであり、操舵機と同様に、荒天中ではいちいちの波に対して動作するため摩擦等損傷の原因となった。これを避けるため、こういう機械的な機構からの当然の発想として歯車の遊び (back lash) を利用した天候調整 (weather adjust) と呼ばれる機構がほどなく生まれた。

しかし、この天候調整機構は制御系の安定性を害し、自励発振 (self-excited oscillation) と呼ばれる持続的な船首揺をおこすことが指摘され、後に野本²⁾ が記述関数法 (describing function method) を用いてこの現象を理論的に説明した。

その後、オートパイロットはめざましい電子技術の発達に伴い、機械式から電気式、さらには安価で信頼性のある演算増幅器を用いた電子式へと変遷してきた。

そのころから、オートパイロットの調整に関連して、舵航による推進馬力損失をもとにしたオートパイロットの評価関数やそれを最小とするための自動制御理論による最適制御則が用いられるようになった。しかし、こうした自動制御理論や船の操縦性の研究は実際面で、オートパイロットへの応用に十分反映されているとはいえない。

一方、オートパイロットの設計思想に関しては、上述の天候調整機構の問題など除々に制御・運動両面からの要望が取入れられ、現用の電子式オートパイロットで多くの改良点となって実現している。

また、最近では、理論面・実用面ともに研究の進んだ現代制御論と小型化・低価格化の著しいマイクロプロセ

* 東京商船大学商船学部

** 広島大学工学部

ッさないしはマイクロコンピュータの両者をうまく組合わせた適応型オートパイロット (adaptive autopilot) の開発が盛んに行われており、近い将来のオートパイロットとして実用化されることであろう。

このように、オートパイロットの問題は古典制御論から現代制御論に至る広範な自動制御の問題と、船の大型化・専用化に伴う船自身の針路安定性の問題を含んでいる。

ここでは、まず、現用オートパイロットを例に紹介しながらいくつかの問題点とその対策について述べる。次に、操舵に伴う推進馬力損失や roll との連成運動について述べるとともに、それらを考慮したオートパイロットの評価関数とそれを用いたシミュレーション計算例を示し、現用オートパイロットの調整法について説明する。最後に、現代制御論を概説しつつ、その有望な応用分野のひとつである適応型オートパイロットについてその形式や考え方を制御例を混じえながら解説する。

2. 現用オートパイロットの動向と問題点

2.1 船の大型化と針路不安定船の特徴

1950年代半ばに発する世界的な工業経済の膨張は、そのエネルギー源たる原油の大量輸送をはじめとして、史上例をみない巨大化した専用貨物船を生みだした。これらの巨大船はその運航経済の面から極めて C_B 係数の大きい、そして、 L/B の小さい船型が有利となる。その結果、針路安定判別式

$$D = Y_{\beta}' N_{r'} - (m' + m_x' - Y_{r'}) N_{\beta}' \quad \dots\dots\dots (2.1)$$

中の m' が従来の船に比べてずっと大きい船型となる。当然の帰結として、これら巨大船の多くが針路安定性の悪い、場合によっては歴然と不安定領域に踏込んだ船となった。

ここで、針路安定船と不安定船の応答特性を比べてみる。Ⅷ章の Fig. 3.1 で示したように、針路安定船と不安定船でゲイン特性はほとんど違わないが、位相特性に顕著な差がある。

ところで、閉ループ制御系の安定性を判別する方法として位相余裕の考え方がある。この方法では一巡伝達関数のゲイン (ループゲイン) が 1 になる周波数 (クロスオーバー周波数) において、一巡伝達関数の位相遅れが 180° 以内であれば制御系は安定であると判定する。したがって、針路不安定船では多くの場合、何らかの位相補償を行わないと系を安定化できない。この位相進みを与えるのがオートパイロットの微分制御である。

Fig. 2.1 は、ある針路不安定船において、制御系を安定にするためオートパイロットに要求される PD 制御の制御値を Hurwitz の判別法を適用して求めたものである。

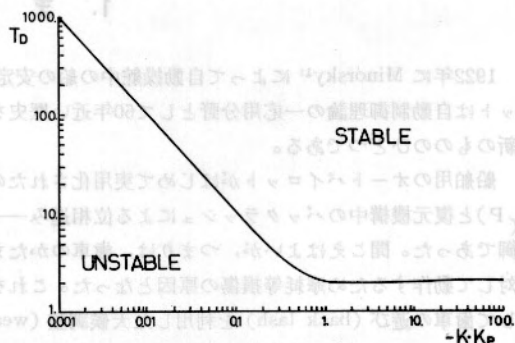


Fig. 2.1 針路不安定船への Hurwitz の安定判別適用例

以上述べたように船の大型化に伴い針路安定性が劣化すると、コントローラとしてのオートパイロットに位相補償が不可欠であることがわかる。

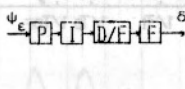
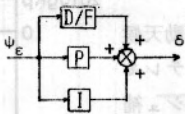
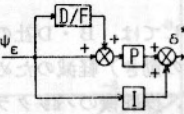
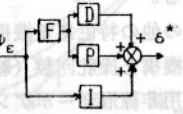
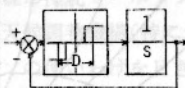
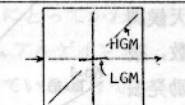
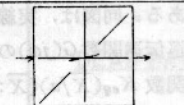
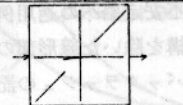
2.2 現用オートパイロットの特徴

現在、市場に出まわっているオートパイロットは目的、用途、価格によりかなりの種類があり、すべては紹介できない。ここでは IMCO の新しいタンカーに対する安全規則強化に対応して大型船向けに開発された各社の代表的なオートパイロットを例にとり、現用オートパイロットの特徴を紹介する。

Table 2.1 に示すように、各オートパイロットの基本的な構成^{3),4)} はよく似ており、PID 制御方式と呼ばれている。I 制御というのは積分制御であり、コースの恒常的なずれ (オフコース) を 0 にするためのものである。実際にはさらに、高周波の外乱を演算入力から除去するためのフィルタと、操舵機の酷使をさけるための天候調整機構がついている。

天候調整機構を除く線形制御部の伝達関数と模式化したブロック図を見るとわかるように細部の仕様は各社まちまちである。その中で図式化が容易なオートパイロット A の伝達関数⁵⁾ を示したのが Fig. 2.2 である。PID

Table 2.1 現用オートパイロット一覧

AUTOPILOT OR MAKER (YEAR OF SALE)	A (1970)	B (1971)	C (1972)	D (1977)
BLOCK DIAGRAM (LINEAR PART)				
TRANSFER FUNCTION (LINEAR PART)	$K_p(1 + \frac{1}{T_I s})(\frac{1+T_D s}{1+T_{DF} s})$ $\times (\frac{1}{1+T_F s})$	$K_p[1 + \frac{T_D s}{(1+T_F s)}z + \frac{1}{T_I s}]$	$K_p[1 + \frac{T_D s}{(1+T_F s)}z] + \frac{1}{T_I s}$	$K_p[\frac{1+T_D s}{1+T_F s} + \frac{1}{T_I s}]$
RUDDER GAIN K_p	0.5 ~ 3 OR 0.25 ~ 1.25	1 ~ 3	1 ~ 3	1 ~ 3
INTEGRAL TIME CONSTANT T_I (SEC)	120, 240, 480, ∞	LGM: 100, 100, 200, 300, 500 HGM: 500, 500, 500, 500, 500	200, 400, 600, 1000, ∞	120, 240, 360, 480, 600, ∞
DIFFERENTIAL TIME CONSTANT T_D (SEC)	T_D/T_{DF} : x1 ~ x8 T_{DF} : 3.5, 5, 8, 11, 15, 20, 28	x1/3 ~ x1 25, 50, 100, 150, 250	x1/2 ~ x1 0, 25, 100, 150, 250	0 ~ 30; CONTINUOUS x(2, 5, 10, 20, 30)
FILTER TIME CONSTANT T_F (SEC)	0.1, 1, 2.5, 2.5, 3, 7.5	1.5, 3, 6, 9, 15	1.5, 3, 6, 9, 15	5, 10, 20, 35, 50
WEATHER ADJUST	 $D=0.5, 1, 2, 4$	 $HGM=1; LGM=1/5$	 $HGM=1; LGM=1/3$	 $HGM=1; LGM=1/5$
OTHER DESCRIPTIONS OR REMARKS	PHANTOM RUDDER STEERING INSTABILITY COMPENSATOR (OPTION) SINGLE PROP. / DOUBLE PROPELLER	AUTO WEATHER NONLINEAR STEERING SERVO AMPLIFIER NONLINEAR ELEMENT FOR SHIPS WITH UNUSUAL PHENOMENA (OPTION) TURN RATE METER	INITIAL RUDDER TURN RATE METER	AUTO WEATHER NONLINEAR STEERING SERVO AMPLIFIER TURN RATE METER (OPTION)

制御とは言っても純粋なものではなく、低周波域ではI制御を、高周波数域ではフィルタを効かせ、通常の操舵の周波数帯でのみPD制御を働かせていることがわかる。特に、針路不安定船においてはⅧ章の Fig.3.1 に見られるようにこの中間周波数帯での位相進み (Fig.2.2 のハッチ部) が重要なこととうまく符合している。結局、オートパイロットの係数調整はI制御やフィルタ特性を除けば、如何にその船にあった周波数帯でどのくらいの位相進みを与えるかということに要約される。I制御やフィルタ特性はむしろ、船のタイムスケール (例えば船長船速比) や波・風・潮流等の海象条件に依存するところが多い。

天候調整機構として従来用いられていたバックラッシュは姿を消し、現在は位相遅れを伴わない非線形要素が主流となった。A社は操舵機の電磁弁用のリレーをそのまま天候調整機構として利用している。このリレーはパワーユニットを介して積分ループの中にはいており、結果的には一種のバックラッシュとなっているものの後述するシングルループ式操舵機以外では避けられない機構なので良否は別としてひとつの使い方と言えよう。なお、類似の方式がB社の小型船向けのオートパイロットに用いられている。B, C, D社は二重舵角比 (dual

gain) と呼ばれる方式を採用している。この方式は、微小偏差に対するオートパイロットの感度を通常の $1/5$ あるいは $1/3$ に落としてあり、操舵量の軽減は思ったほど期待できないものの(2.3参照)、自励発振がおこりにくくしてある。

その他の特色ある機構としては、B・D社の自動天候調整機構と操舵回数(舵軸の動き)軽減のためのテレモータ用非線形サーボアンプ、操舵機のバックラッシュ補償用に考案されたA社の「まぼろしの舵」(phantom rudder), C社の initial rudder, 異常現象船対策用非線形操舵ユニット(B社)などがあり、それぞれに興味深い、ここでは紙面のつごう上、紹介のみに止める。詳しくは前述の文献^{3),4)}などを参照いただきたい。

また、自動操舵用ではないが、特に大型船において手動操舵の補助として旋回角速度計が保針成績向上に役立つことが知られており^{5),7)}、その装備が一般化してきた。

2.3 自動制御系に含まれる非線形要素とその影響

まえがきでも述べたように、自動制御系に含まれる天候調整機構等の非線形要素は制御系の安定性を害し、自励発振をおこすことが多い。自動操舵系には他にも操舵機のハンチングを防ぐリレーなどがあり、制御系の線形解析を困難にしている。

野本²⁾は無外乱時の非線形解析を記述関数法を用いて行い、自励発振のおこるしくみを明らかにした。Fig.2.3は天候調整機構としてバックラッシュを用いた時のある針路不安定船への適用例である。同図は、実線が天候調整機構を除いた線形部の一巡伝達関数 $G(j\omega)$ の逆数、破線がバックラッシュの記述関数 $K_{eq}(\bar{X}/a)$ ($\bar{X}$:自励発振振幅を天候調整機構の入力に換算したもの、 a :天候調整片幅)の符号を反対にしたものをそれぞれ複素平面にプロットしたものである。そして、この2つの曲線の交点の周波数 ω_0 と振幅 $\bar{X}_0$ で自励発振がおこる。図中、

線形部分の伝達関数が何本かあるのは、オートパイロット(PD制御とみなしている)の係数を種々変化させたものである。この図からわかるように、針路不安定船では制御系が安定となる範囲内でオートパイロットの係数をどう調整しても自励発振が避けえない。同様のことは天候調整機構として不感帯(dead band)を用いた時にも言える。デュアルゲインの場合のみ制御系のゲインが十分大きいと自励発振はおこらないが、4.2でも述べるように通常そのような大きいゲインでは操舵に伴う推進馬力損失が大きくなるのでオートパイロットの調整としては望ましくない。結局、針路不安定船の場合、通常のオートパイロットの調整範囲では天候調整機構による自励発振が不可避とみなしてよい。

以上は系に加わる外乱が全くない時の話であり、実際には波浪や風、潮流等の外乱が加わっている。野本ら⁸⁾は近似双入力記述関数法(approximate dual-input describing function method)を用いて外乱が加わった時の自励発振解析を行った。この方法は自励発振の周期より10倍以上高周波の外乱(正弦波もしくは正規分布外乱)が加わる場合——波浪による外乱に相当——に有効である。その結果によると、高周波の外乱が加わることで自励発振の振幅が小さくなる(信号安定化)現象を理論的に説明することができた。Fig.2.4は天候調整機構としてデッドバンドを用いた時のアナログ計算機によるシミュレーション計算例であり、左側が無外乱時の自励発振、右側が高周波外乱が加わった時の信号安定化のようすを表している。Fig.2.5は信号安定化に伴う変更非線形特性(無外乱時に対応させた非線形特性)であり、高周波外乱の振幅 B が大きくなるにしたがい、特性が線形に近づいていくようすがわかる。

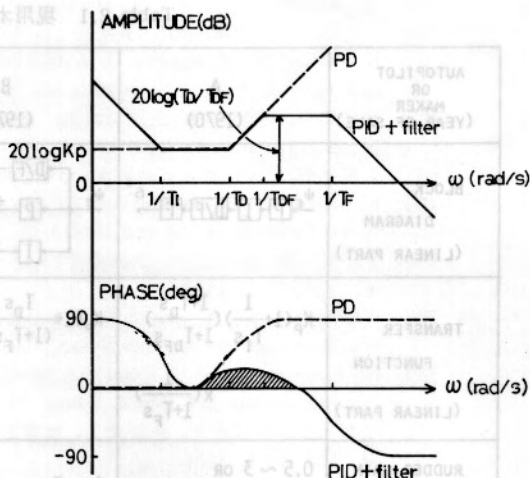


Fig. 2.2 オートパイロットの伝達関数の模式図 (A社)

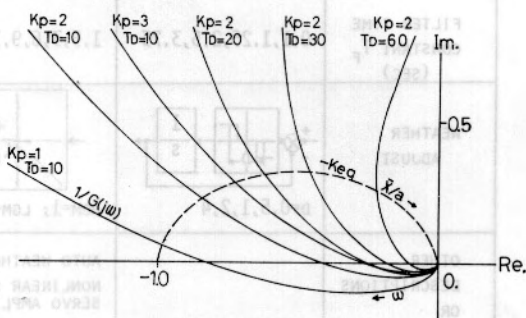


Fig. 2.3 針路不安定船への自励発振解析別

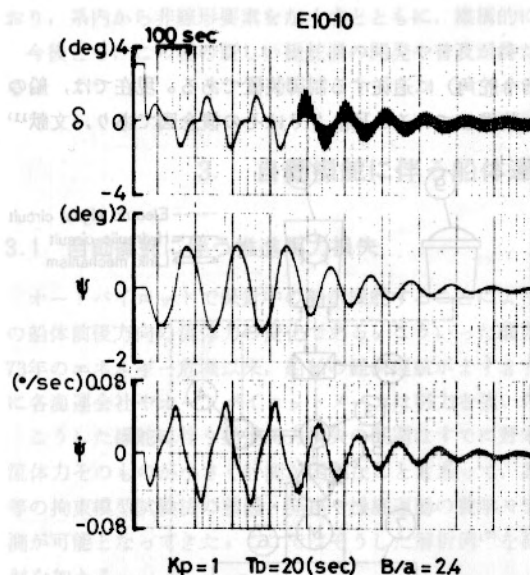


Fig. 2.4 高周波外乱による信号安定化の例 (デッドバンド)

さらに、変動風等の低周波外乱も加わった場合については厳密な意味での理論的解析は難しく、統計的手法⁹⁾や直接計算に基づく推定法¹⁰⁾に頼らざるを得ない。

一方、天候調整機構本来の目的はいちいちの波に対して不必要な舵をとらないことである。今日、この目的はフィルタや前述の非線形操舵サーボンプにとってかわられたようで、天候調整機構(特にデュアルゲイン)は効果的な比例ゲインの使いわけを目ざしているようである。それはそれとして、Fig.2.6は3つの非線形要素がどのくらい操舵量を軽減させるかを示したものである¹⁰⁾。横軸は舵角に換算した高周波外乱のレベルと天候調整幅の比であり、縦軸は調整がない時との操舵量の比、すなわち、軽減率である。

結局、天候調整機構等の非線形要素が保針制御系に与える影響は次のようにまとめることができる。波浪等の高周波外乱により多少は小さくなるものの、特に、針路不安定船においては自励発振がおこる。しかし、推進馬力推失として見た場合、特に制御系の安定性が劣化した領域を除いてこの自励発振は無視できる。また、操舵量の軽減も全体的にはあまり効果ない。つまり、天候調整機構等の非線形要素は特に大きな自励発振をおこさないように注意さえすれば、割合自由に選定できるし、また操舵機の酷使やハンチング等の心配がなければ不要ともいえる。

むしろ、系内のすべての要素から不用意な非線形要素を排除するように心がけるべきである。Fig.2.7はあるシンクロ式コンパスレピータで実測された入出力特性である。本来なら直線となるべき特性が両幅約0.4°のバックラッシュとなっており、当然、自励発振の原因となる。幸い、このケースではあまり大事には至らないが、たった1台の調整されていないコンパスレピータが原因で莫大な燃料増加を招くこともある。

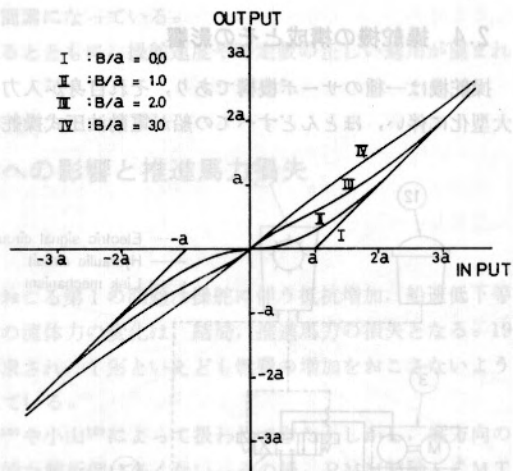


Fig. 2.5 変更非線形特性 (デッドバンド)

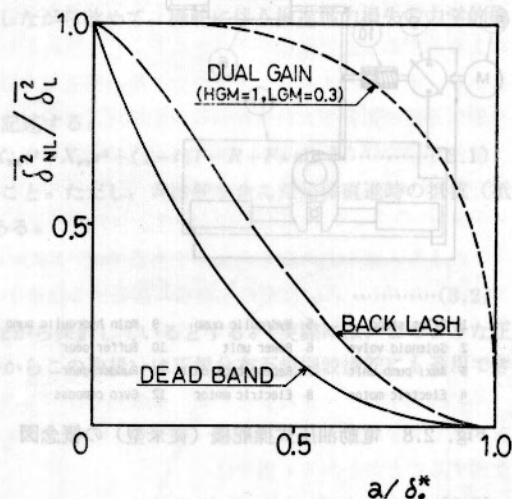


Fig. 2.6 天候調整機構による高周波操舵の軽減量

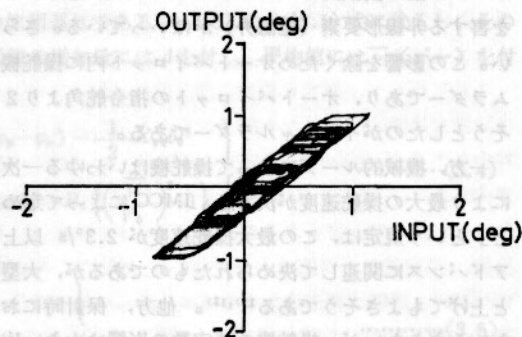


Fig. 2.7 コンパスレピータに遊びのある例

2.4 操舵機の構成とその影響

操舵機は一種のサーボ機構であり、それ自身が入力（指令舵角）に追従する制御装置である。現在では、船の大型化に伴い、ほとんどすべての船が電動油圧式操舵機を装備している。Fig. 2.8はその概念図であり、文献¹¹⁾

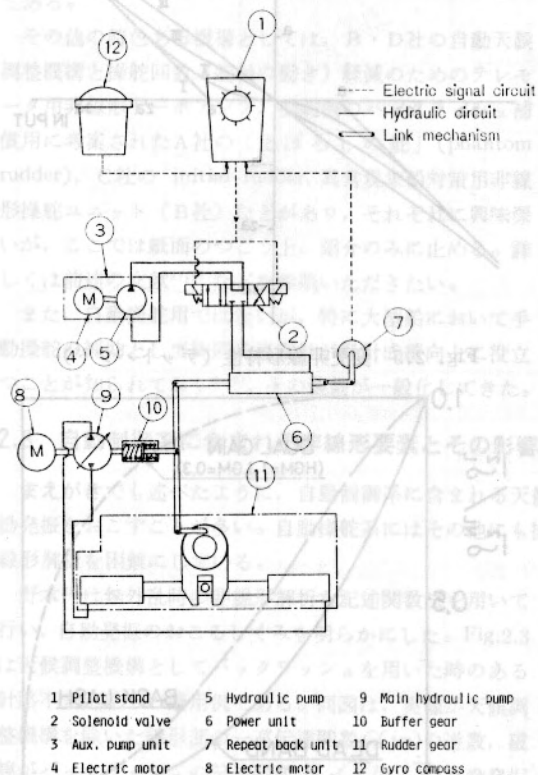


Fig. 2.8 電動油圧式操舵機（従来型）の概念図

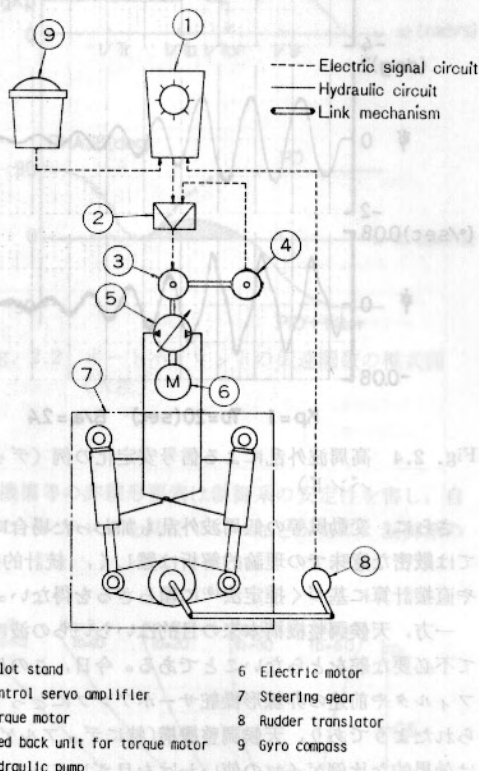


Fig. 2.9 電動油圧式操舵機（シングルループ式）の概念図

より借用した。操舵スタンドから電磁弁、パワーユニットに至る電気的ループと、パワーユニットから舵軸、主ポンプに至る機械的ループの2つのループがある。しかも、前者のループには2.3で述べたように制御系の安定性を害する非線形要素（電磁弁）がはいっている。さらに、操舵スタンドには実舵角はフィードバックされていない。この影響を除くためオートパイロット内に操舵機の模擬回路を設けて信号の遅れをカバーしたのがファントムラダーであり、オートパイロットの指令舵角より2〜3°大き目の命令を与えることにより等価的に遅れを取戻そうとしたのがイニシャルラダーである。

一方、機械的ループによって操舵機はいわゆる一次遅れの応答をする。実際には、さらに主ポンプの最大流量により最大の操舵速度が決まる。IMCOによって定められた「35°から反対舷30°までを28秒以内に転舵できること」という規定は、この最大操舵速度が2.3°/s以上であることを要求している。この規定は主に緊急避航時のアドバンスに関連して決められたものであるが、大型船では操舵速度の影響はあまりない反面、小型船ではもっと上げてよさそうである^{12), 13)}。他方、保針時においては、この最大操舵速度の影響はほど大きな舵をとらないかぎりないが、操舵機の時定数の影響は大きい¹⁴⁾。これは、2.1で述べたように制御系全体の安定性が系の位相特性と深い関連があるためであり、特に、中小型船や高速船ではこの時定数が大きくなりすぎないように注意が必要である。

最近、電動油圧式操舵機に含まれる非線形要素の弊害をなくした新しい概念の操舵機が開発された。シングルループ式操舵機と呼ばれており、Fig. 2.9に文献¹¹⁾より借用した概念図を示す。この方式では指令舵角と実舵角を直接オートパイロット内で比較して油圧ポンプを駆動させており、Fig. 2.8にあった2つのループが1つになっている。それに伴って、主ポンプ制御のための補助油圧ポンプ、電磁弁、パワーユニットなども不要になって

おり、系内から非線形要素をなくするとともに、機構的にも簡素になっている。

今後とも、この種の新しい操舵機の開発や普及が待たれるとともに、操舵速度や時定数の正しい適用が望まれる。

3. 自動操舵に伴う船体運動への影響と推進馬力損失

3.1 自動操舵に伴う推進馬力損失

オートパイロットで保針中の船が操舵することによっておこる第1の問題は操舵に伴う抵抗増加、船速低下等の船体前後方向の流体力の変化である。こういった縦方向の流体力の変化は、結局、推進馬力の損失となる。1973年のエネルギー危機以来、船舶の経済運航がますます要求され、1%といえども燃費の増加をおこさないように各海運会社やオートパイロットメーカーは努力を強いられている。

こうした操舵に伴う推進馬力損失の問題はすでに野本¹⁵⁾や小山¹⁶⁾によって扱われてきた。しかし、縦方向の流体力そのものが小さく計測が困難なこともあって、具体的な解析例は多くない。その後、PMM試験、CMT等の拘束模型試験法の整備・発達や操縦運動の数学モデル（いわゆるMMGモデル）の適用により、精度よい計測が可能となってきた。ここではそうした解析例¹⁷⁾を紹介しながら改めて、操舵に伴う推進馬力損失の力学的検討を加える。

3.1.1 船体前後方向の運動方程式とスラスト増加

MMGモデルにない、船体前後方向の流体力を次式で記述する。

$$m(\ddot{u} - vr - x_{Gr}^2) = X_{\dot{u}}\dot{u} + (X_{vr} - Y_{\dot{v}})vr + X_{vv}\dot{v}^2 + X_{rr}r^2 + (1-t)T - R + F_N \sin \delta \quad \dots\dots\dots(3.1)$$

記号その他はⅡ章・Ⅲ章ならびに巻末の記号表を参照のこと。ただし、 R は舵を含んだ船体直進時の抵抗（抵抗側を正とする）であり、 F_N の符号はⅡ章の定義と逆である。

今、船速 V_0 で直進中の船では当然、

$$T_0(1-t) = R_0 \quad \dots\dots\dots(3.2)$$

となる。この船が周波数 ω 、振幅 δ_0 の正弦状の操舵をしながら保針しているとする。（実際には、このような正弦操舵はありえないが、この結果求まる推進馬力損失の形からこの取扱いは正規分布不規則波操舵にも適用できる）。

すなわち、

$$\left. \begin{aligned} \delta &= \delta_0 \sin \omega t \\ r &= r_0 \sin(\omega t - \varphi_r) \\ v &= v_0 \sin(\omega t - \varphi_v) \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(3.3)$$

ここで、 φ_r は yaw 運動の位相遅れ、 φ_v は sway 運動の位相遅れである。(3.3) 式を (3.1) 式に代入し、その1周期平均を求める。なお、スラスト、船体抵抗および船速の増加量には Δ を付し、平均値には $\bar{}$ (バー) を付す。

$$\left. \begin{aligned} (1-t)\Delta\bar{T} &= \frac{1}{2} (m + X_{vr} - Y_{\dot{v}})v_0r_0 \cos(\varphi_v - \varphi_r) - \frac{1}{2} X_{vv}v_0^2 \\ &\quad - \frac{1}{2} (m x_{Gr} + X_{rr})r_0^2 + \frac{1}{2} R_{\delta\delta}\delta_0^2 + R_0 \left\{ \left(\frac{\bar{V}}{V_0} \right)^2 - 1 \right\} \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(3.4)$$

ここで、

$$\left. \begin{aligned} R_{\delta\delta} &\equiv R_{\delta\delta} \left(\frac{\bar{V}}{V_0} \right)^2 \\ &= \frac{\rho}{2} A R \left[\varepsilon^2 (1 - \omega_0) g(s \text{ or } J) \right]_{v=v_0} f_a V_0^2 \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(3.5)$$

であり、 $g(s \text{ or } J)$ とはⅢ章の(4.22)式もしくは(4.27)式中の $\sqrt{}$ の項である。

通常の船速範囲では、船体抵抗は、

$$R = R_{uu}u^2 \quad \dots\dots\dots(3.6)$$

とみなせるし、 $(1-t)$ も一定とみなしてよい。さらに横流れ速度 v を、

$$v = -x_{pp}r \quad \dots\dots\dots(3.7)$$

ここで、

x_{PP} : 転心 (pivoting point) の x 座標で通常、

$$0.4L \sim 0.5L$$

として角速度に換算し、 r_0^2 , δ_0^2 をそれぞれ $\bar{r}^2$, $\bar{\delta}^2$ と自乗平均値で表すことにより、スラスト増加率を得る。

$$\frac{\bar{\Delta T}}{T_0} = \frac{R_{rr}}{R_0} \bar{r}^2 + \frac{R_{\delta\delta}}{R_0} \bar{\delta}^2 + \left(\frac{\bar{V}}{V_0} \right)^2 - 1 \quad \dots\dots\dots(3.8)$$

ただし、

$$R_{rr} = x_{PP}(m + X_{rr} - Y_{\dot{\theta}}) \cos(\varphi_{\theta} - \varphi_r) - x_{PP}^2 X_{\theta\theta} - (mx_G + X_{rr}) \quad \dots\dots\dots(3.9)$$

さらに、巻末の記号表にしたがった無次元化 (ITTC=MMG方式) を行うことにより、結局、スラスト増加の無次元化表示は次式となる。

$$\frac{\bar{\Delta T}}{T_0} = \frac{R_{rr'}}{R_{uu'}} \left(\frac{\bar{V}}{V_0} \right)^2 \bar{r}^2 + \frac{R_{\delta\delta'}}{R_{uu'}} \left(\frac{\bar{V}}{V_0} \right)^2 \bar{\delta}^2 + \left\{ \left(\frac{\bar{V}}{V_0} \right)^2 - 1 \right\} \quad \dots\dots\dots(3.10)$$

このうち、第1項が船体運動による抵抗増加であり、後述するようにそのほとんどが遠心力の縦方向成分である。第2項が操舵に起因する抵抗増加項、第3項が船速低下に伴う船体抵抗の減少項である。

3.1.2 船体運動に伴う抵抗増加の計測と推定

船体前後方向に働く流体力はもとも、直進中の船体抵抗 R とスラスト T が釣合っており、船体運動や操舵によるわずかな抵抗変化がその流体力として現れるため計測が難しく、精度のいいデータがなかなか得にくい。しかし、オートパイロットで保針中の船の推進馬力損失のみならず、海上公試の際の speed trial における操舵や船体運動の影響や大舵角旋回時の船速低下に関連してその関心が高まってきた。

船体運動に伴う抵抗増加 $\Delta R_r'$ は次式で表現できる。

$$\Delta R_r' = - (m' + X_{rr'} - Y_{\dot{\theta}}') \bar{v}' r' \cos(\varphi_{\theta} - \varphi_r) - X_{\theta\theta}' \bar{v}'^2 - (m' x_G' + X_{rr}') \bar{r}'^2 \quad \dots\dots\dots(3.11)$$

$$= \{ x_{PP}' (m' + X_{rr'} - Y_{\dot{\theta}}') \cos(\varphi_{\theta} - \varphi_r) - x_{PP}'^2 X_{\theta\theta}' - (m' x_G' + X_{rr}') \} \bar{r}'^2$$

このうち、遠心力の縦方向成分である $(m' - Y_{\dot{\theta}}') \bar{v}' r' \cos(\varphi_{\theta} - \varphi_r)$ が主要であり、他は無視しうるものが知られている。ただし、 X_{rr}' はその主要項に影響するため小さくない。船体横方向の付加質量 $m_y (= -Y_{\dot{\theta}})$ は PPM を使った pure swaying test により求める。データが得られない時には元良のチャート¹⁸⁾が十分精度よい推定値を与える。

X_{rr}' に関するデータは少ないが、長谷川¹⁷⁾は Fig.3.1に示す推定チャートを作成した。データ点数も少なくばらつきも大きい、ほぼ $(X_{rr}' - Y_{\dot{\theta}}') / (-Y_{\dot{\theta}}')$ が C_B に比例することがわかる。当分は、

$$C_m = (X_{rr}' - Y_{\dot{\theta}}') / (-Y_{\dot{\theta}}') \approx C_B \quad \dots\dots\dots(3.12)$$

という推定値が使えそうである。いずれにせよ、さらにデータの蓄積が望まれるとともに、理論的解釈が待たれるところである。

これに反して、横流れ速度に伴う抵抗に関する項 $X_{\theta\theta}'$ は計測も比較的容易なため割合古くから知られており、神中¹⁹⁾やNorrbin²⁰⁾の推定式をばじめ、いくつかの推定式がある。理論的には X_{rr}' とともに揚力の縦方向成分として扱う考え方もあるが、実験データが少なく、理論値、推定値との対応は十分でない。さらに、 X_{rr}' は $Y_{\dot{\theta}}'$, $N_{\dot{\theta}}'$ と同様に完全流体中では $m_y \alpha_y$ (α_y は付加質量 m_y の重心の x 座標) に相当するが、実際のデータは三者一致せず、それ以外の要因が大きいようである。現在までのところ、 $Y_{\dot{\theta}}'$ は $N_{\dot{\theta}}'$ のおよそ1.5~2倍になる例が多いが、 X_{rr}' との相関は明らかではない。

Fig.3.2は貨物船型²¹⁾の、Fig.3.3はタンカー船型¹⁷⁾の縦方向流体力のCMT計測例である。横流れに伴う流体力の変化はある横流れ速度 (角度になおして10~20°)

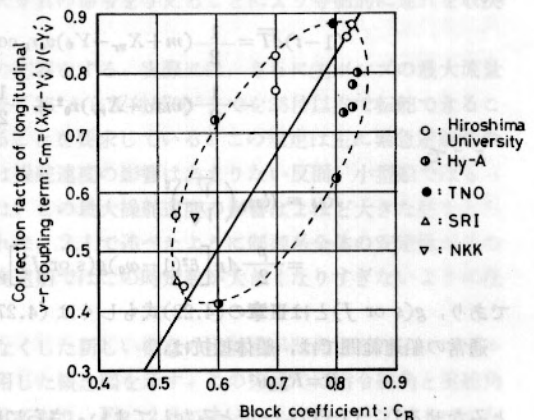


Fig.3.1 X_{rr}' の推定チャート

まではほぼ抵抗増加になる傾向があり、 X_{vv}' は、割合、船によるばらつきが少ないようだが、 X_{rr}' の方は、 X_{vv}' 、 X_{vv}' に比べオーダーも小さく図に見られるように船型によっては異符号になることさえあり、その傾向がつかめない。いずれにせよ、 X_{vv}' と X_{rr}' のオーダーは小さく、データが得られないなら、無視してさしつかえない。

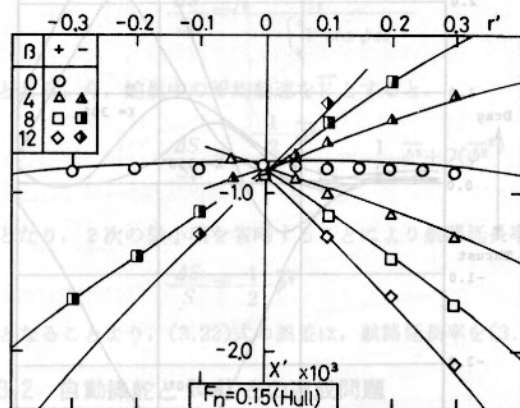


Fig. 3.2 船体前後方向の流体力の CMT 計測例 (貨物船型)

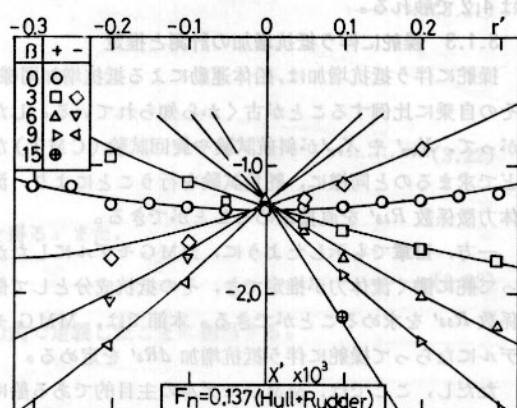


Fig. 3.3 船体前後方向の流体力の CMT 計測例 (タンカー船型)

最後に考慮すべき項は sway と yaw の位相差である。この問題については、すでに野本ら¹⁵⁾ や小山¹⁶⁾ によって述べられている。

操舵により誘起された sway と yaw の位相差は操縦運動の応答方程式においてその指数 T_s と $T_{3\beta}$ の違いによって表現できる。通常、 $T_{3\beta} \approx 0.3T_s$ といわれており、その一例を $T/\bar{V} = 40$ 秒の船について示したのが Fig. 3.4 である。この位相差が影響をもつのはかなりの高周波であり、そういう高周波では操舵機や現用オートパイロットに含まれるフィルタ特性等により、ほとんど船体運動はおこらない。したがって、オートパイロットで保針中なら、(3.11)式において

$$\cos(\varphi_v - \varphi_r) \approx 1 \quad \dots\dots\dots (3.13)$$

とみなしてもさしつかえない。

一方、波によって直接誘起された sway と yaw は波との出会い角にもよるが通常、約 90° 位相がずれている。そのため、この sway と yaw による遠心力成分はほとんど 0 になる。したがって、結局、操舵によって誘起された船体運動のみを遠心力の抵抗成分として考慮すればよいことになる。つまり、第一近似として、船体運動に伴う抵抗増加は次式で求めることができる。

$$\Delta R_r' = x_{pp}'(m' + X_{vv}' - Y_{\delta'}')r_M'^2 \quad \dots\dots\dots (3.14)$$

ここで、

$r_M'^2$: 操舵に起因する旋回角速度の自乗平均値 (rad²)

ただし、波によって直接誘起された sway と yaw の位相差を詳しく計算してみると必ずしも 90° とは限らず、高周波では抵抗(あるいは推力)となることが小山¹⁶⁾ により指摘されており、注意が必要である。Fig. 3.5 は Eda²²⁾ の方法によりこの波による遠心力の縦方向成分を求めたもの²³⁾ で、供試船は船長 79m、排水量 4115ton の内航タンカー、計算状態は波高 3 m、フルード数 0.32 である。もっとも、遠心力の縦方向成分が無視できない周波数帯ではそもそも操舵による制御が効かない領域であり、オートパイロットにより軽減させることが難しい。したがって、次節で述べるオートパイロットの評価関数としては除外してもよさそうである。

さらに、保針中の船に加わる外乱として潮流、定常風、定常波漂流力などの定常成分と変動風や長周期変動波漂流力などの低周波成分があるが、前者は主にオートパイロットの I 制御や「当て舵」によって制御でき、後者

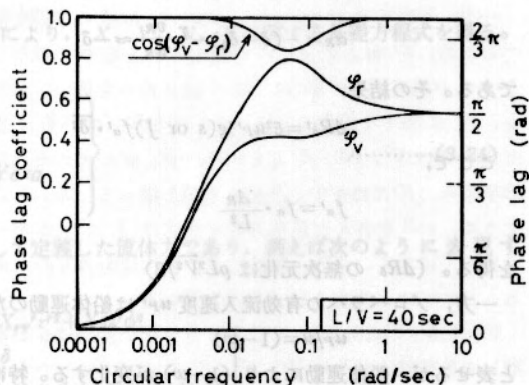


Fig. 3.4 操縦運動における sway と yaw の位相差

は通常、操舵機が追従して制御できる周波数帯なので、制御の結果、軽減した運動成分とそのために加わった操舵による推進馬力損失を考慮すればよい。これについては4.2で触れる。

3.1.3 操舵に伴う抵抗増加の計測と推定

操舵に伴う抵抗増加は、船体運動による抵抗増加同様、その自乗に比例することが古くから知られている。したがって、 $X_{vv'}$ や $X_{rr'}$ が斜航試験や旋回試験 (CMT) など demands のと同様に、舵角試験を行うことにより、流体力微係数 $R_{\delta\delta'}$ を直接求めることができる。

一方、Ⅲ章でも示したように、MMGモデルにしたがって舵に働く流体力が推定でき、その抵抗成分として微係数 $R_{\delta\delta'}$ を求めることができる。本節では、MMGモデルにならって操舵に伴う抵抗増加 $\Delta R_{\delta'}$ を定める。

ただし、ここでは、MMGモデルの主目的である船に働く横方向の力 Y と重心回りのモーメント N への舵力の評価ではなく、船体前後方向に働く抵抗成分としての評価を行う目的から、次のような簡略化を行う。この近似は、船が保針中で船体運動が小さく、かつ、船速や回転数の変動がそう大きくない状態では大きな誤差を与えるものではない。その近似とは、つまり、

$$U_R = \sqrt{u_R^2 + v_R^2} \approx u_R \quad \dots\dots\dots(3.15)$$

$$\alpha_R = -(\delta - \delta_0) - \frac{\dot{\gamma}}{u_R} v_R \approx -\delta \quad \dots\dots\dots(3.16)$$

である。その結果、

$$\Delta R_{\delta'} = \varepsilon^2 u_P'^2 g(s \text{ or } J) f_{a'} \cdot \bar{\delta}^2 \quad \dots\dots\dots(3.17)$$

ここで、

$$f_{a'} = f_a \cdot \frac{A_R}{L^2} \quad \dots\dots\dots(3.18)$$

を得る。 $(\Delta R_{\delta'}$ の無次元化は $\rho L^2 \bar{V}^2 / 2$)

一方、プロペラへの有効流入速度 u_P' は船体運動のない状態では、

$$u_P' / u = (1 - w) \quad \dots\dots\dots(3.19)$$

と表せるが、船体運動により $(1 - w)$ が変化する。特に肥った船ほどその変化が多いし、左右での非対象性も目立ってくる。この $(1 - w)$ の運動による変化、そして、 ε や $g(s)$ や $g(J)$ の表現式や推定法については、Ⅲ章を参照のこと。

ここでは、肥大したタンカーでやや無理があるものの保針中ということもあり、直進中の伴流係数 $(1 - w_0)$ を用いる。

以上の考察により、 $\Delta R_{\delta'}$ は直接実験を行わなくてもある程度推定できるが、松本ら²⁴⁾や長谷川¹⁷⁾は、舵角試験による実測値が、推定値の約7割にしか達しない例のあることを示した。これを修正係数 $(1 - t_R)$ で表すと、結局、

$$\left. \begin{aligned} \Delta R_{\delta'} &= R_{\delta\delta'} \bar{\delta}^2 \\ &= (1 - t_R) \varepsilon^2 (1 - w_0)^2 g(s \text{ or } J) f_{a'} \left(\frac{\bar{V}}{V_0} \right)^2 \bar{\delta}^2 \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(3.20)$$

となる。この C_{RX} は言わば、rudder deduction ともいうべき性質のもので、データは少ないが0.7~1.0の値をとるようであり、操舵抵抗に影響するので注意が必要である (Ⅲ章参照)。

3.1.4 航路延長に伴う損失

航路延長率をはじめ「広い意味での抵抗増加」として扱ったのは小山¹⁸⁾であり、航路の線積分によりそれが

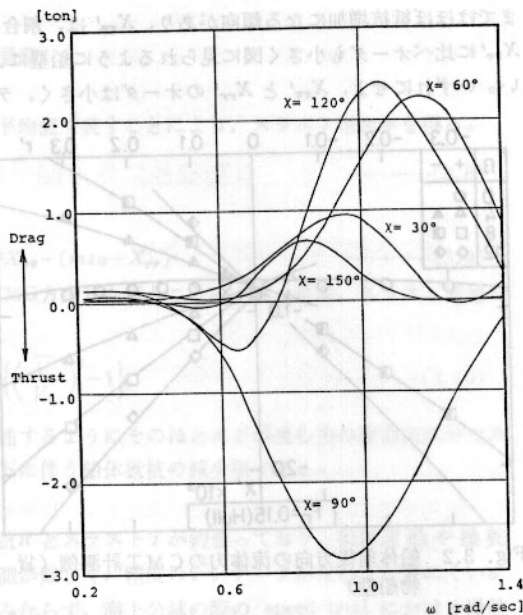


Fig. 3.5 波によって直接誘起された遠心力の縦方向成分

方位偏差の自乗に比例することを示した。ここでは、船速の積分より求める方法を示す。

直進時の航路長を S_0 、蛇航による航路延長を ΔS 、その時の船速を V 、航海時間を τ とすると、

$$\frac{\Delta S}{S_0} = \frac{\int_0^\tau V dt - \int_0^\tau V \cos \phi dt}{\int_0^\tau V \cos \phi dt} \quad \dots\dots\dots(3.21)$$

となる。今、蛇航中の平均船速を $\bar{V}$ とすると、

$$\frac{\Delta S}{S_0} = \frac{\frac{1}{2} \bar{\phi}^2}{1 - \frac{1}{2} \bar{\phi}^2} = \frac{1}{2} \bar{\phi}^2 + O(\bar{\phi}^2) \quad \dots\dots\dots(3.22)$$

となり、2次の微小項を省略することにより航路延長率を得る。また、

$$\frac{\Delta S}{S} = \frac{1}{2} \bar{\phi}^2 \quad \dots\dots\dots(3.23)$$

となることより、(3.22)式の誤差は、航路延長率を(3.23)式で定義したことに相当する。

3.2 自動操舵と Roll との連成問題

近年、高速コンテナ船や自動車運搬船、RO/RO船等のGMの小さい高速船において、操縦運動と roll との連成が問題となってきた。にもかかわらず、この分野の研究は少ない。

ここでは、まず、roll を含めた操縦運動方程式の取扱いとその流体力について、最近の研究例^{(25), (26), (27)} をもとに概説する。

次に、本節の主題である、自動操舵と roll との連成問題、いわゆる、yaw-sway-roll-rudder instability について検討を加えるとともに、シミュレーション計算例あるいは実船計測例を混じえて説明する。

3.2.1 Roll を含む操縦運動の基礎方程式と流体力

MMGモデルを roll との連成も考慮して拡張することにより、 X 、 Y 、 N 、 K に関する基礎方程式を得る。すなわち、

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{u} - vr - x_{Gf}r^2) &= X = X_G \\ m(\dot{v} + ur + x_{Gf}r) &= Y = Y_G \\ (I_{zz} + mx_G^2)\dot{r} + mx_G(\dot{v} + ur) &= N = N_G + Y_{ax}x_G \\ I_{zz}\ddot{\phi} &= K = K_a \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(3.24)$$

ここで、 X 、 Y 、 N 、 K はそれぞれ船体中央を原点として定義した流体力であり、例えば次のように表現する²⁷⁾。

$$\left. \begin{aligned} X' &= X_u' \dot{u}' + (V_{vv}' - Y_{\phi'}') v' r' + X_{vv}' v'^2 + X_{rr}' r'^2 + X_{\phi\phi}' \phi'^2 \\ &\quad + X'(u') + (1-l)T' + (1-l_R)F_N' \sin \delta \\ Y' &= Y_{\phi'}' \dot{v}' + Y_{r'}' \dot{r}' + Y_{\phi\phi'}' \dot{\phi}' + Y_{\phi'}' v' + (Y_{r'}' + X_{u'}') r' + Y_{\phi\phi'}' \dot{\phi}' + Y_{\phi'}' \phi' \\ &\quad + Y_{vvv}' v'^3 + Y_{vvv}' v'^2 r' + Y_{vvv}' v' r'^2 + Y_{rrr}' r'^3 \\ &\quad + Y_{vv\phi}' v'^2 \phi' + Y_{vv\phi}' v' \phi'^2 + Y_{rr\phi}' r'^2 \phi' + Y_{r\phi\phi}' r' \phi'^2 \\ &\quad + (1+a_H)F_N' \cos \delta \\ N' &= N_{\phi'}' \dot{v}' + N_{r'}' \dot{r}' + N_{\phi'}' v' + N_{r'}' r' + N_{\phi\phi'}' \dot{\phi}' + N_{\phi'}' \phi' \\ &\quad + N_{vvv}' v'^3 + N_{vvv}' v'^2 r' + N_{vvv}' v' r'^2 + N_{rrr}' r'^3 \\ &\quad + N_{vv\phi}' v'^2 \phi' + N_{vv\phi}' v' \phi'^2 + N_{rr\phi}' r'^2 \phi' + N_{r\phi\phi}' r' \phi'^2 \\ &\quad + (x_R' + a_H' x_H') F_N' \cos \delta \\ K' &= K_{\phi'}' \dot{v}' + K_{\phi\phi'}' \dot{\phi}' + K_{\phi'}' v' + K_{r'}' r' + K_{\phi\phi'}' \dot{\phi}' + K_{\phi'}' \phi' + K_{ur}' u' r' \\ &\quad + K_{vvv}' v'^3 + K_{vvv}' v'^2 r' + K_{vvv}' v' r'^2 + K_{rrr}' r'^3 \\ &\quad + K_{vv\phi}' v'^2 \phi' + K_{vv\phi}' v' \phi'^2 + K_{rr\phi}' r'^2 \phi' + K_{r\phi\phi}' r' \phi'^2 \\ &\quad - W' \overline{GM}' \phi - (1+a_H)Z_R' F_N' \cos \delta \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(3.25)$$

ただし、記号、無次元化等は、Ⅲ章もしくは巻末の記号表および座標系にしたがう。なお、 F_N は巻末の座標系と符号が反対である。 $X'(u')$ は舵の直進時の抵抗 X'_{R0} を含む。 W の無次元化は $\rho L^2 U^2 / 2$ を、 $\overline{GM}$ は L を用いた。

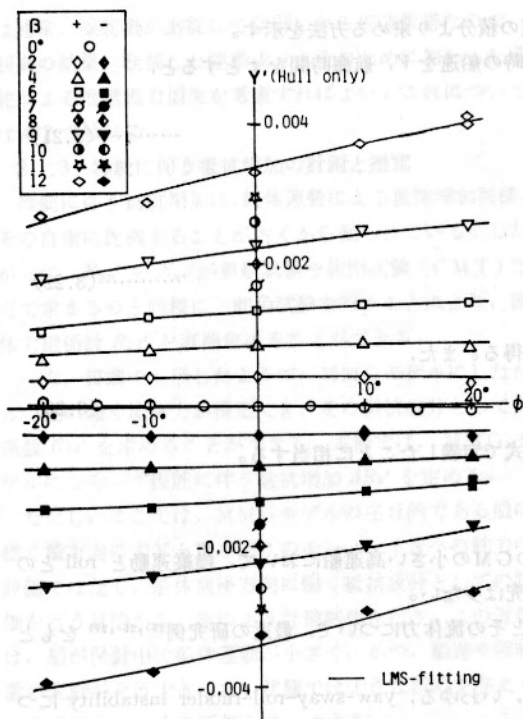


Fig. 3.6 Rollの影響を考慮した斜航試験結果(Y力)

一方、平野ら²⁵⁾は主に定常旋回中の heel の影響を調べるため、 Y' および N' の表現式において ϕ の線形項と ϕ' の連成項 ($\phi'|\phi|$ および $\phi|\phi'|$) のみを扱い、しかも、 Y' に関する係数は小さいとして無視している。また Eda²⁶⁾は Y' 、 N' 、 K' ともに ϕ 、 ϕ' 、 ϕ'' のそれぞれ線形項のみ (K' では ϕ' の 3 乗項も考慮) 扱っている。このように、roll を含んだ流体力の表現式は(3.25)式が唯一のものではなく、目的・用途により当然変わるものである。ここでは、便宜上(3.25)式を用いる。

Fig.3.6~Fig.3.8 は SR 108 コンテナ船型 (3 m 模型) の斜航試験結果を Y' 、 N' 、 K' について示したものであり、図中の実線は(3.25)式にしたがって fitting したものである²⁷⁾。実験状態はフルード数が 0.2、 GM は実船 (175m) に換算して実験時 0.206m、解析時 0.3m とした。この結果をみると各流体力とも微小運動時の roll の影響は小さいが、運動が大きくなるにしたがって、roll と sway (あるいは yaw) の連成影響が大きいくことがわかる。特に、定常旋回中 (図中の第 2, 4 象限) では N' への roll の連成が無視できない。ついでながら、roll に伴う抵抗増加は、yaw に伴う抵抗増加と同程度であり無視してよい。

したがって、定常旋回における heel の影響をみるかぎり、平野ら²⁵⁾の簡便な表現式で十分推定できそうである。ただし、Z 試験やオートパイロットで保針中の状態では式の形 (roll に対する絶対値表現) からしてやや使いにくい。

今後とも他の船型や yaw に関する微係数などより詳細なデータの蓄積・解析が望まれる分野である。

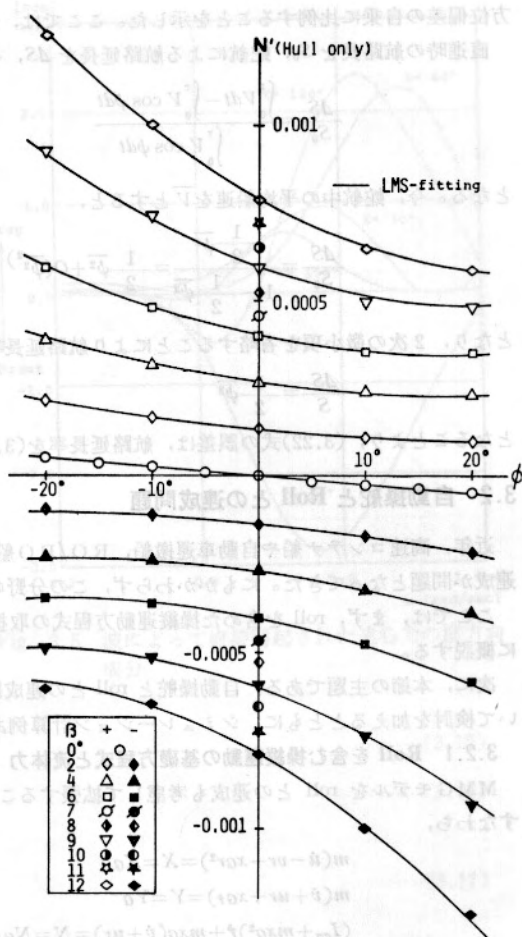


Fig. 3.7 Rollの影響を考慮した斜航試験結果(Nモーメント)

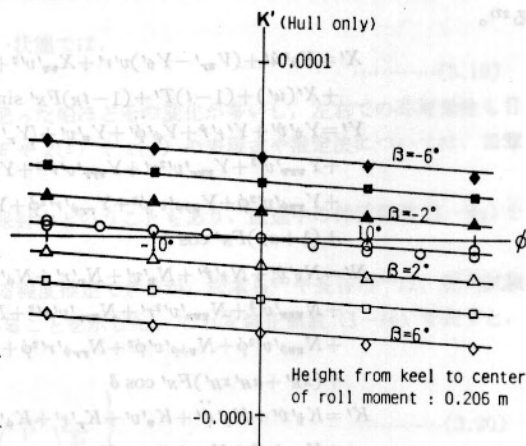


Fig. 3.8 Rollの影響を考慮した斜航試験結果(Kモーメント)

3.2.2 Roll との連成に伴う自動操舵の安定性

GMの小さい高速船では、roll と yaw, sway の連成運動により、突風などで起こった roll が大きな針路偏差を招くことが知られている²⁶⁾。この roll-yaw instability は通常、オートパイロットにより制御可能であるが、逆に、操舵の影響を受け²⁸⁾、yaw-sway-roll-rudder instability へと発展する危険性がある²⁶⁾。こういった roll との連成に伴う自動操舵の安定問題を特性根軌跡法 (characteristic loci method) を使って明らかにする試みがある²⁷⁾。ここではその方法を概説する。

運動方程式(3.24)式 および (3.25)式中、船体前後方向の流体力の変化は小さいとして省略する。また、 Y_r' , N_v' や v' と r' の非線形項は影響が少ないと思われるので無視する。ただし、 ϕ と v' , r' との連成項は制御系の安定性に対して重要なので省略しない。さらに、式の取扱い上、重心を原点とし、舵角の項は改めて $Y_\delta'\delta$, $N_\delta'\delta$, $K_\delta'\delta$ と表し、船体への干渉項を含めて考える。オートパイロットはPD制御とする。

しかし、依然として (3.24) 式、(3.25) 式は非線形なので、今、ある釣合状態 (v_0' , r_0' , ϕ_0 , δ_0) からの微小攪乱 (v' , r' , ϕ) が生じた場合を考え、線形化する。

$$\left. \begin{aligned} Y_1\dot{v}' - Y_4\dot{p}' &= Y_2v' - Y_3r' + Y_5p' & + Y_6\phi + Y_7\delta \\ N_1\dot{r}' &= N_2v' + N_3r' + N_4p' & + N_5\phi + N_6\delta \\ -K_4\dot{v}' + K_1\dot{p}' &= K_5v' + K_6r' + K_2p' & - K_3\phi + K_7\delta \\ \dot{\phi}' (= r' \cos \phi) &\approx r' \\ \dot{\phi}' &= & p' \\ T_E'\dot{\delta} &= & -b'r' & -a\phi & -\delta \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(3.26)$$

ここで、

$$\left. \begin{aligned} Y_1 &= (m' - Y_{\dot{v}}') \\ Y_2 &= Y_{vv'} + 2Y_{vv\phi}'v_0'\phi_0 + Y_{v\phi\phi}'\phi_0^2 \\ Y_3 &= (m' - X_{\dot{v}}' - Y_{r'}) - 2Y_{rr\phi}'r_0'\phi_0 - Y_{r\phi\phi}'\phi_0^2 \\ Y_4 &= Y_{\dot{p}}' \\ Y_5 &= Y_{\dot{p}}' \\ Y_6 &= Y_{\phi v'} + Y_{vv\phi}'v_0'^2 + 2Y_{v\phi\phi}'v_0'\phi_0 + Y_{rr\phi}'r_0'^2 + 2Y_{r\phi\phi}'r_0'\phi_0 \\ Y_7 &= Y_{\delta v'} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(3.27)$$

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= (I_{zz}' - N_{\dot{r}}') \\ N_2 &= N_{rv'} + 2N_{rr\phi}'r_0'\phi_0 + N_{r\phi\phi}'\phi_0^2 \\ N_3 &= N_{vv'} + 2N_{vv\phi}'v_0'\phi_0 + N_{v\phi\phi}'\phi_0^2 \\ N_4 &= N_{\dot{p}}' \\ N_5 &= N_{\phi v'} + N_{vv\phi}'v_0'^2 + 2N_{v\phi\phi}'v_0'\phi_0 + N_{rr\phi}'r_0'^2 + 2N_{r\phi\phi}'r_0'\phi_0 \\ N_6 &= N_{\delta v'} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(3.28)$$

$$\left. \begin{aligned} K_1 &= (I_{xx}' - K_{\dot{p}}') \\ K_2 &= K_{\dot{p}}' \\ K_3 &= (W'\overline{GM}' - K_{\phi}') - K_{vv\phi}'v_0'^2 - 2K_{v\phi\phi}'v_0'\phi_0 - K_{rr\phi}'r_0'^2 - 2K_{r\phi\phi}'r_0'\phi_0 \\ K_4 &= K_{\phi}' \\ K_5 &= K_{vv'} + 2K_{vv\phi}'v_0'\phi_0 + K_{v\phi\phi}'\phi_0^2 \\ K_6 &= (K_{uv'} + K_{r'}) + 2K_{rr\phi}'r_0'\phi_0 + K_{r\phi\phi}'\phi_0^2 \\ K_7 &= K_{\delta v'} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(3.29)$$

その後の運動が安定か否かは、(3.26)式を (v' , r' , p' , ϕ , ϕ , δ) に関する微分方程式に書きなおした時の係数行列の固有値がすべて負の実数部をもつか否かで決まる。

Fig. 3.9は前述したコンテナ船の流力微係数を用いて、この固有値(6個)が r_0' の変化でどう変わるかを示したものである。初期条件およびオートパイロットの係数 a , b は図中に示したとおりである。6個の固有値のうち、実部が正となる可能性のあるのは、図中、 A と記した軌跡を通る共役根であり、この例の場合、 $r_0' \leq 0.167$ (v_0' は転心一定として r_0' より決めた) では、 $\phi_0 = 0^\circ$ で発振する。つまり、この船は本来、安定船だから比例制御のみで自動制御系は安定となるはずだが、roll との連成により、ある初期条件のもとでは保針できないことがわかる。

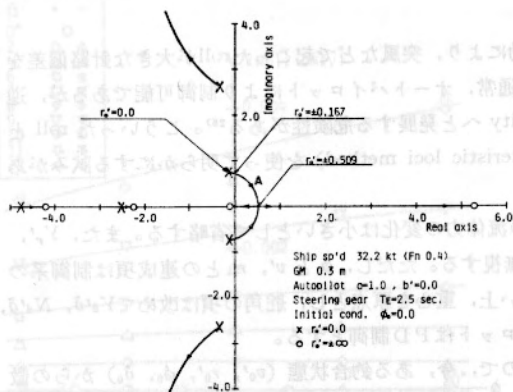


Fig. 3.9 Rollの影響を考慮した保針制御系の特性根軌跡

Fig.3.10は、同じ制御系の条件で、この安定限界の初期条件 (r'_0, ϕ_0) を示したものである。例えば、 $r'_0 = 0.052$ なら、 $\phi_0 < -10^\circ$ でないと発振しない。

この安定限界は、閉ループ制御系の常として、当然、船の動特性のみならず、オートパイロットの係数や操舵機の時定数の影響を大きく受ける。また、この yaw-sway-roll-rudder instability がおこる条件としては、ある程度以上、運動が大きく発達する必要がある。

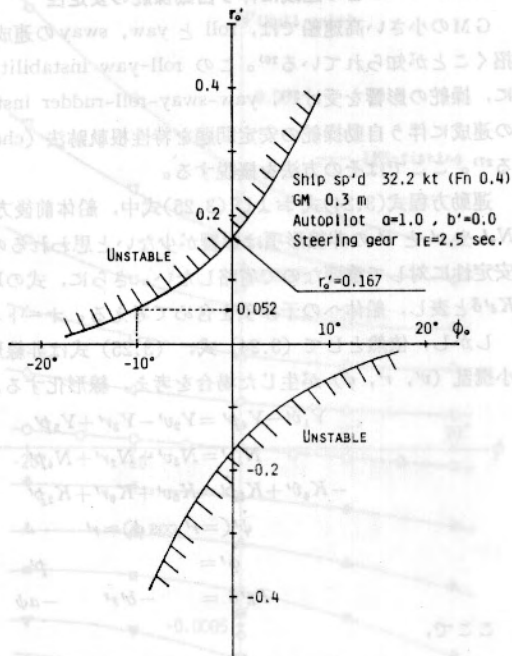


Fig.3.10 Rollの影響を考慮した保針制御系の安定限界

3.2.3 数値計算例と実船での計測例

さらに、前述の文献²⁷⁾にしたがって、数値計算例を示す。Fig.3.11 は、Fig.3.9 の $r'_0 = 0.16$ において不安定運動がおこることを確認したものである。この時の発振周波数はFig.3.9)においてA軌跡と虚軸との交点の値より、 $\omega = 0.73 \times (L/V) = 0.07$ 、周期に直して約80秒となることがわかり、シミュレーション結果とはほぼ同じである。Fig.3.12は同一の条件でオートパイロットに微分制御を加えたもので、微分制御により運動を安定化できることを示している。なお、この船の自由横揺周期は30秒であり、roll と自動操舵との連成運動の周期とは別のものである。

一方、Fig.3.13は実船記録から、yaw, roll, および rudder のスペクトルを解析したものである⁶⁵⁾。この図の場合、yaw-roll-rudder instability に発達するほどではないが、roll が yaw や rudder に影響しているようすが

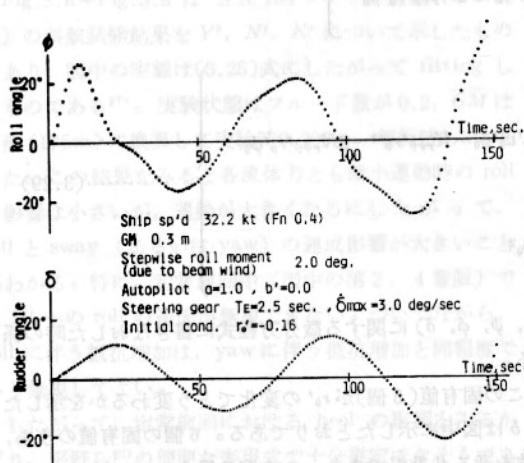


Fig.3.11 Yaw-sway-roll-rudder instability の数値計算例

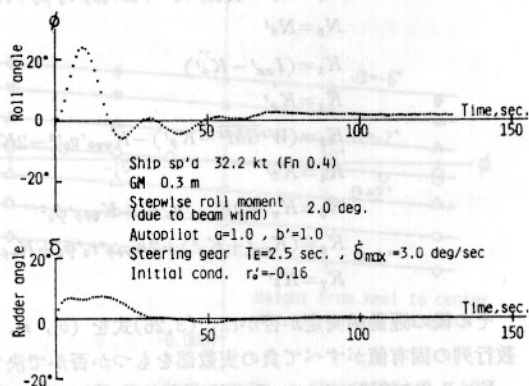


Fig.3.12 微分制御により yaw-sway-roll-rudder instability を安定化させた数値計算例

わかる。また、オートパイロットの制御方式をうまく選ぶことにより、yaw や rudder のみならず、roll も軽減できることが指摘されている^{65),29)}。ただし、規則波中では効果が大きいものの、不規則波中ではあまり効果がないという報告²⁹⁾もある。ともかく、オートパイロットとの不用意な連成で大きな roll を招くことは避けるべきであるが、roll は本来、フィンスタビライザー等で十分制御されていることが前提であり、この措置をとらないでオートパイロットで補償させるのは非効率である。

4. オートパイロットの評価関数と経済運航

4.1 オートパイロットの評価関数

オートパイロットの構成や制御系に及ぼす影響がわかって、実際の制御系は船の動特性や海象（制御系が受ける外乱）が異なるため、オートパイロットの係数を個々に調整する必要がある。そして、オートパイロットの最適調整を行うためには何らかの評価関数を決めねばならない。ここでは、現在までに提案されているいくつかのオートパイロットの評価関数について説明する。

オートパイロットの評価関数と一口に言っても、その定義により、全く別の表現式になることもある。たとえば、オートパイロットとは船の針路を維持するものであり、そのためには如何なる努力も惜しまないと考えるなら、その評価関数は、

$$J = \int_0^{\tau} (\psi_I - \psi)^2 dt \tag{4.1}$$

となり、命題はこの J を最小にすることとなる。ここで、 τ は航海時間、 ψ_I は指令方位角である。初期のオートパイロットの調整がこの式に相当する。しかし、これでは必要以上に操舵機を酷使し、また、操舵により船速が低下する。実際の調整にあたっては、操舵回数や操舵量をも加味しながら (4.1) 式を使っているようである。

このように物理量の違うものを評価の対象とする場合、両者間に重みをかけて算術和をとることが多い。すなわち、

$$J = \overline{\psi^2} + \lambda \overline{\delta^2} \tag{4.2}$$

となる。この場合、 λ は任意であり、その決定はほとんど勘に頼られている。したがって、この評価関数は定まった定義により導かれたものではない。こうした問題にはじめて運動学的な解釈を試みたのが野本¹⁵⁾である。要約すると、大洋航行中オートパイロットで保針している船舶は天候調整機構等により長周期の yawing をすることが多く²⁾、その蛇航は無視しえない推進馬力損失を招く。この馬力損失は yawing に伴う慣性抵抗（遠心力）と操舵抵抗に基づくことを模型実験により確認した。つまり、評価関数として次の形を与えた。

$$J = \overline{\dot{\psi}^2} + \lambda' \overline{\delta^2} \tag{4.2}$$

ただし、 λ' は λ と区別するため ' をつけた。この評価関数には、直観的で計測の容易な方位偏差の項がなく、逆に計測が難しく、しかも、波浪によって直接誘起された成分は除かねばならない角速度の項がはいっているため、実用的には適用しにくい形となっている。

一方、小山¹⁶⁾は、「広い意味での抵抗増加」という概念で針路偏差を航路の延長として扱い評価関数に取入れた。一方、遠心力による抵抗成分は野本¹⁵⁾が指摘したように無視しえないことがあることを認めながらも、制御系の安定性が十分であるという仮定をおくことによってうまくかわし、結局、(4.1) 式の直観的な評価関数に帰着させた。さらに、マリナー船型について λ を求め 8 程度を得た。このような評価関数の定義は著者もその論文で述べているように、見方によると非常にあいまいだが、いたずらに細かい定義をするよりも船上で明らかに表示される方位偏差と舵角によって評価できるという点で大変便利である。

実際、その後、多くのオートパイロットの設計にこの形のものが使用されている。ところが、反面、この評価

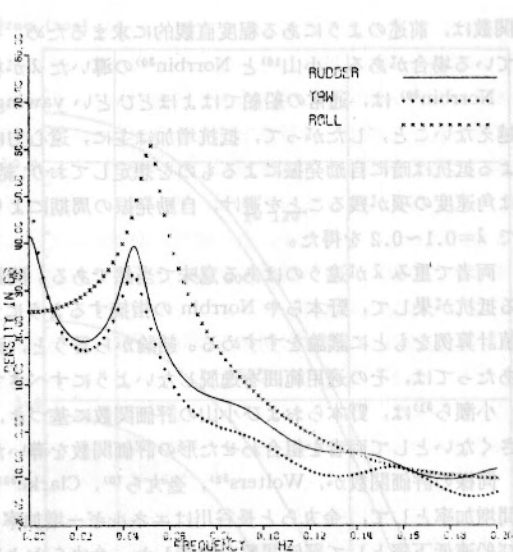


Fig.3.13 Yaw, roll および rudder のスペクトル解析例（実船）

関数は、前述のようにある程度直観的に求まるため、その重み λ が運動学的に決まるということを時として忘れて
いる場合がある。小山¹⁶⁾と Norrbín³⁰⁾の導いた λ が相当に違うことがこれに拍車をかけている。

Norrbín³⁰⁾は、通常の船舶ではよほどひどい yawing (片幅11~12°) をしないかぎり、航路の延長率は1%を
越えないこと、したがって、抵抗増加は主に、遠心力による項と操舵抵抗であることを示した。ここで遠心力に
よる抵抗は暗に自励発振によるものを想定しており、結局、野本ら¹⁵⁾の提唱したものと一致する。しかし Norrbín
は角速度の項が残ることを避け、自励発振の周期により方位角に換算し、最終的には(4.2)式を導き、貨物船型
で $\lambda=0.1\sim0.2$ を得た。

両者で重み λ が違うのはある意味で当然である。問題は、小山が制御系の安定性を前提に無視した遠心力によ
る抵抗が果して、野本らや Norrbín の指摘するように大きいのかということである。これについては4.2.2で数
値計算例をもとに議論をすすめる。結論から言うと、両者ともその前提に立つなら正しいが、評価関数の使用に
あたっては、その適用範囲を逸脱しないようにすべきである。

小瀬ら³¹⁾は、野本らおよび小山の評価関数に基づき、針路安定性に欠ける船(制御系)の場合、慣性抵抗が小
さくないとして両者を組合わせた形の評価関数を導いた。

同様の評価関数が、Wolters³²⁾、金丸ら⁷⁰⁾、Clarke³³⁾、長谷川¹⁷⁾によって求められている。Wolters は航海時
間増加率として、金丸らと長谷川はエネルギー増加率として、Clarke は燃料消費増加率、航海時間増加率およ
び船速低下率として評価関数を定義した。金丸らおよび Clarke の評価関数は式の形あるいは重みの表現がやや
複雑すぎるのではないと思われる。長谷川¹⁷⁾にしたがうと、その評価関数は、船速変動がさほど大きくない時、
次式で表される。

$$J = \lambda_1 \bar{\phi}^2 + \lambda_2 \bar{\delta}^2 + \lambda_3 \bar{r}'^2 M^2 (\%) \quad \dots\dots\dots (4.4)$$

$$\lambda_1 = \begin{cases} 50 \\ 150 \end{cases}, \quad \lambda_2 = 100 \frac{R_{\delta\delta}'}{R_{uu}'}, \quad \lambda_3 = 100 \frac{R_{rr}'}{R_{uu}'}$$

ここで λ_1 は上段が船速一定の時、下段が航海時間一定の時で、 λ_2 、 λ_3 に用いた微係数については3.1を参照の
こと。また、3隻の実船につき、その重みを求めた。

以上のように、オートパイロットの評価関数は古くからの問題でありながら、未だ完全には解明されていない
問題であり、今後とも引続き研究が必要である。

4.2 オートパイロットの評価関数を用いた保針制御系のシミュレーション計算

4.2.1 制御系に加わる外乱とその応答関数

オートパイロットで保針中の船の応答のシミュレーション計算を行うためには、まず正確な外乱の推定が必要
である。

船の保針制御系に加わる外乱としては、波浪や風、潮流などがある。波浪については古くから研究が進んでお
り、種々のスペクトルが提案されているし、また、耐航性の分野に関連して多くの統計資料が揃っている。詳
しくは文献^{34), 35), 36)}などに譲るが、大洋航行中であれば、例えば、Pierson-Moskowitz 型のスペクトルである
ISSC (第2回)のスペクトルで十分である。

波浪中の船体運動(ここでは、yaw および sway)についてはストリップ法で求めるが、操縦運動への適用に
は問題もある。詳しくはⅦ章を参照のこと。また、海洋構造物の運動や係留に関連して、波との出会い周波数で
変化する波浪外力のみならず、波浪漂流力に対する研究が進んできた^{37), 38)}など。前述の文献²⁹⁾では規則波中、
波浪外力(出会い周波数の1次の成分)による船体運動とともに、周期の近い2成分波中の波浪外力や波浪漂
流に伴う船体運動および実験を行い、推進馬力損失やオートパイロットの影響について検討を加えている。その
結果によると、特に2成分の周波数の差の周波数 $\Delta\omega$ で変動する低周波の波浪漂流力の影響は大きい。Fig.4.1
はこの低周波漂流力による遠心力の抵抗成分を示したものであるが、1次の成分(Fig.3.5)と比べても横波ない
しは斜め向い波状態においてはかなり大きい。ただし、1次の成分と違い、2次の低周波成分に対して舵は有効
に働き、PD制御を加えることにより、操舵抵抗は増すものの、遠心力の抵抗成分や航路延長はほとんど抑えら
れるものと思われる。いずれにせよ、この低周波の波浪漂流力が保針中の船に及ぼす影響は小さくない。ただし、
一般の不規則波に対する解法は示されていない。もし、次に述べる変動風による低周波外乱を拡大して解釈する
なら、それに含めて考えることもできよう。

潮流や定常風に対しては、舵角に一定値が加わるだけでありオートパイロットの係数には関係しないので特に

問題はない。

一方、変動風による外乱は低周波漂流力同様、オートパイロットの性能に関係し、最適の係数の選定に影響する。変動風の水平方向成分のスペクトルのうち、比較的短周期のものとして Davenport のスペクトル³⁹⁾がよく知られている。

$$S\tilde{U}_T(\omega) = 4k \frac{\bar{U}_T^2}{\omega} \frac{x^2}{(1+x^2)^{4/3}} \dots\dots\dots(4.5)$$

ここで、 $S\tilde{U}_T(\omega)$: 真風速の変動成分 $\tilde{U}_T$ のスペクトル (m^2/s)

k : 基準高度10mで定義した表面の摩擦係数で水上では通常 0.003 が使われる。

$\bar{U}_T$: 平均真風速 (m/s)

$x = 600\omega/(\pi\bar{U}_T)$ (m)

このスペクトルの形や変動風の応答関数については文献⁴⁰⁾を参照のこと。ただし、文献⁴⁰⁾で与えられたスペクトルの式およびグラフは変数変換の際、誤って 2π 倍されている。

4.2.2 線形制御系の解析

もし、制御系が線形とみなせるなら、保針中の船の運動および評価関数は周波数応答法により簡単に計算できる^{33), 40)}。Fig. 4.2 はこうして求めた評価関数の一例である⁴⁰⁾。供試船は船長50m、船速 5 m/s の貨物船で、不安定ループ幅は片幅 10° という相当な針路不安定船を想定している。海象は平均風速 10m/s、有義波高 1.5m であり、波との出会い角は斜め 30° の追い波である。外乱は波浪(1次成分)および変動風のみ扱っている。横軸はオートパイロットの微分係数 T_D 、縦軸はオートパイロットの評価関数 J であり、パラメータにオートパイロットの比例係数 K_P がとってある。図中○印より K_P および T_D の小さい領域では、制御系が不安定となり発散する。文献⁴⁰⁾の他の図を参考にしてわかることは、 K_P および T_D の小さい領域での J の立上りは主に変動風等の低周波外乱によって生じた yawing による遠心力の抵抗成分であり、舵はほとんど動いていない。一方、 K_P および T_D の大きい領域でのゆるやかな J の増加は、主に波浪にตอบสนองした操舵抵抗であり、そのほとんどが波浪によって生じた yawing の軽減に役立っていない。ただし、変動風等の低周波外乱によって生じた yawing はほんのわずかの操舵により激減している。そして、最適に調整されていれば、いずれの組合わせでも J を約 0.5% にすることができるが、 K_P が小さいほど J の小さい範囲が広い。 K_P があまり小さすぎると、低周波外乱に対する応答が悪くなり、また、天候調整機構等による自動発振が顕著となってくるので、 $0.5 \leq K_P \leq 1.0$ くらいが妥当ではないかと思われる。ちなみに、この船の場合、 $\sqrt{M}^2$ の項を無視して最適制御則を適用すると、 $K_P \approx 0.4$ 、 $T_D \approx 18\text{s}$ となり不自然だが、 $\sqrt{M}^2$ の項を無視しているので当然である。

4.2.3 非線形制御系の解析

2.3 でも述べたように、保針制御系に含まれる非線形要素も考慮した解析を行うには統計的手法⁹⁾や直接計算

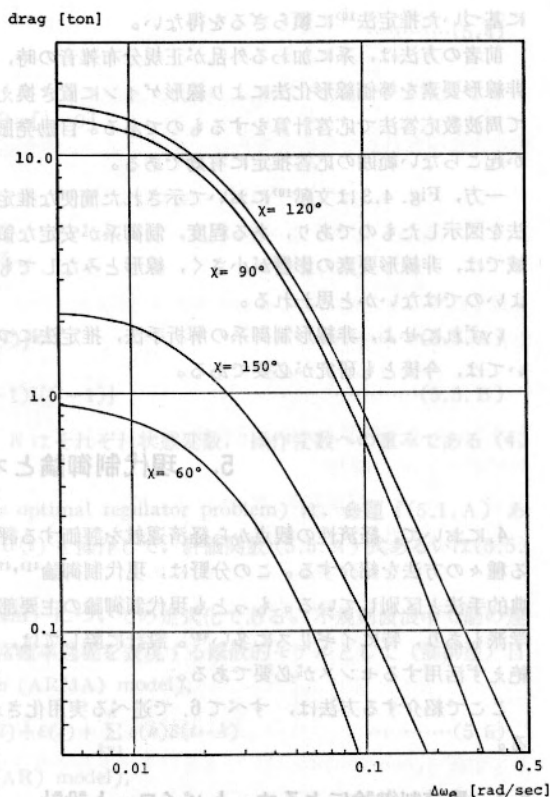


Fig. 4.1 低周波漂流力による遠心力の縦方向成分

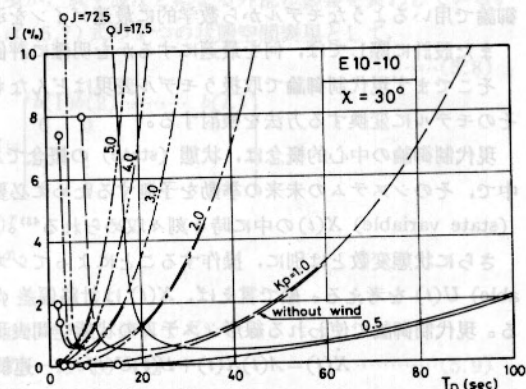


Fig. 4.2 周波数応答法によるオートパイロットの推進馬力損失計算例

に基づいた推定法¹⁰⁾に頼らざるを得ない。

前者の方法は、系に加わる外乱が正規分布雑音の時、非線形要素を等価線形化法により線形ゲインに置き換えて周波数応答法で応答計算をするものである。自動発振が起こらない範囲の応答推定に有効である。

一方、Fig. 4.3は文献¹⁰⁾において示された簡便な推定法を図示したものであり、ある程度、制御系が安定な領域では、非線形要素の影響が小さく、線形とみなしてもよいのではないと思われる。

いずれにせよ、非線形制御系の解析手法、推定法については、今後とも研究が必要である。

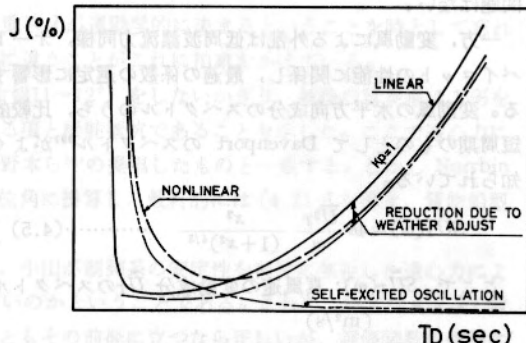


Fig. 4.3 非線形制御系におけるオートパイロットの推進馬力推定法の説明図

5. 現代制御論とオートパイロット

4.において、経済性の観点から経済運航を評価する評価関数を検討した。ここでは、この評価関数を最適化する種々の方法を紹介する。この分野は、現代制御論^{41), 47), 51)}と呼ばれ、周波数応答法・インパルス応答法等の古典的手法と区別している。もっとも現代制御論の主要部分の基本的設計論である最適制御論を徹底的に批判する学派もあり、特にイギリスに多い⁴²⁾。設計に際しては、従来の方法を併用すべきであり、古典制御論の手法⁴³⁾を絶えず活用するセンスが必要である。

ここで紹介する方法は、すべて6.で述べる実用化された船用オートパイロットの設計原理と深く係わっている。

5.1 最適制御論によるオートパイロット設計

現代制御論の成果である最適制御論によってオートパイロットを設計する場合、船の操縦性を表現する数学モデルを必要とする。もちろん古典制御論の手法で設計する場合も、伝達関数等のモデルを必要とするが、現代制御論で用いるようなモデルから数学的に最適ゲインを導出することはしない。

また設計に際しては、何を最適にするかを明確に評価関数の形で表現する必要がある。

そこでまず現代制御論で取扱うモデル表現はどんなものかを調べ、操縦性研究で通常用いている数学モデルをそのモデルに変換する方法を検討する。

現代制御論の中心的概念は、状態 (state) の概念である。状態とは、『システムの過去から現在に至る信号の中で、そのシステムの未来の挙動を予測するために必要な最小限の情報』のことである。その情報は、状態変数 (state variable) $X(t)$ の中に時々刻々取められる⁴³⁾。

さらに状態変数とは別に、操作することによってシステムを動かすことのできる操作変数 (manipulated variable) $U(t)$ を考える。船で言えば、 $X(t)$ は針路偏差 $\phi(t)$ 、旋回角速度 $r(t)$ など、 $U(t)$ は舵角 $\delta(t)$ などである。現代制御論で使われる線形システムの状態空間表現 (state space representation) は、決定系では、

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)U(t) \quad \text{連続系} \quad \dots\dots\dots(5.1.A)$$

$$X(t+1) = A(t)X(t) + B(t)U(t) \quad \text{離散系} \quad \dots\dots\dots(5.1.B)$$

によって表現される。ここで $X(t)$ は、 r 次元状態ベクトル、 $U(t)$ は l 次元操作変数ベクトルである。ただし、 $X(t)$ はあくまでシステム内部の内部変数であって、そのすべてが観測可能 (observable) とは限らない。そこで我々が観測できる変数を s 次元ベクトル ($s \leq r$) $Y(t)$ とし、 $X(t)$ は $Y(t)$ と、

$$Y(t) = DX(t) \quad \dots\dots\dots(5.2)$$

で表される静的関係で繋がっているとすると。しかし、あるモデルから、(5.1)式、(5.2)式の状態空間表現への変換は、一意的ではないことに注意せねばならない。ここにシステムの最小実現問題が生ずる⁴⁴⁾。

操縦系の方程式の1つの状態空間表現として、よく知られた、

$$T\dot{\delta} + r = K\delta \quad \dots\dots\dots(5.3)$$

は、

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + BU(t) \\ Y(t) = DX(t) \end{cases} \quad \dots\dots\dots(5.4)$$

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{K}{T} \end{bmatrix}, \quad D = [1, 0] \\ X(t) = (\phi(t), r(t)) \quad U(t) = \delta(t) \\ Y(t) = \phi(t) \end{cases}$$

と考えられる。ここで観測できる変数は、 $\phi(t)$ としている。

最適化の目標である評価関数は、2次形式

$$J = \int_{t_0}^{t_1} \{X^T(t)Q(t)X(t) + U^T(t)R(t)U(t)\}dt \quad \dots\dots\dots(5.5.A)$$

$$J_N = \sum_{t=1}^N \{X^T(t)Q(t)X(t) + U^T(t-1)R(t-1)U(t-1)\} \quad \dots\dots\dots(5.5.B)$$

にまとめられる。ここで $X^T(t)$ は $X(t)$ の転置行列、 Q, R はそれぞれ状態変数、操作変数への重みである (4. を参照)。

現代制御論における線形最適レギュレータ問題 (linear optimal regulator problem) は、命題『(5.1.A) あるいは (5.1.B) 式で支配される系において、操作変数 $U(t)$ を操作して、評価関数 (5.5.A) 式あるいは (5.5.B) 式を最小にする制御則を見出せ』と定式化される。

以上は、(5.2) 式のような決定系 (deterministic system) についての定式化である。不規則波浪中で船の運動を取り扱うには、確率モデルを考えねばならない。定常確率過程を表現する離散的モデルとして (制御型) 自己回帰移動平均モデル (auto regressive moving average (ARMA) model),

$$x(t) = \sum_{m=1}^M a(m)x(t-m) + \sum_{l=1}^L b(l)u(t-l) + \varepsilon(t) + \sum_{k=1}^K c(k)\varepsilon(t-k) \quad \dots\dots\dots(5.6)$$

あるいは、(制御型) 自己回帰モデル (auto regressive (AR) model),

$$x(t) = \sum_{m=1}^M a(m)x(t-m) + \sum_{l=1}^L b(l)u(t-l) + \varepsilon(t) \quad \dots\dots\dots(5.7)$$

がある。ただしここで、 $x(t)$ は状態変数、 $u(t)$ は操作変数、 $\varepsilon(t)$ は平均値 0、分散 σ^2 のガウス性白色雑音 (過去の自分自身の値と相関のない雑音) である。 $\varepsilon(t)$ の項が、風や波などによる外乱の影響を表わしている。以下簡単のためすべての変数はスカラーとすると、たとえば (5.7) 式の 1 つの状態空間表現として、

$$X(t) = AX(t-1) + BU(t-1) + W(t) \quad \dots\dots\dots(5.8)$$

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} a(1)a(2)\dots\dots\dots a(M) \\ 1 & & & \\ & 1 & & \\ & & \ddots & \\ & & & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} b(1)b(2)\dots\dots\dots b(L) \\ 0 & 0 & & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & 0 & & 0 \end{bmatrix} \\ X(t) = (x(t), x(t-1), \dots, x(t-M+1))^T \\ U(t) = (u(t), u(t-1), \dots, u(t-L+1))^T \\ W(t) = [\varepsilon(t), 0, \dots, 0]^T \end{cases}$$

を得る。また評価関数は、(5.5.B) 式の統計的期待値 (expectation, 演算子 E),

$$E[J_N] = E[\sum_{t=1}^N X^T(t)Q(t)X(t) + U^T(t-1)R(t-1)U(t-1)] \quad \dots\dots\dots(5.9)$$

を考えることになる。

(5.6) 式は Källström 等⁵⁵⁾により、(5.7) 式は Ohtsu 等⁶⁰⁾によりオートパイロットの設計に用いられた。

5.2 パラメータ最適化法

最適レギュレータ問題の 1 つの解法として、ラグランジュの未定乗数法を応用したパラメータ最適化法 (parameter optimization method) がある⁴⁵⁾。この方法は、古典制御論から現代制御論への橋渡しをしている意味で重要である。この方法の利点は、レギュレータの形式すなわち調整ゲインの位置の選択が自由なことである (6. の方法では、ゲインを掛ける場所は、観測可能、不可能

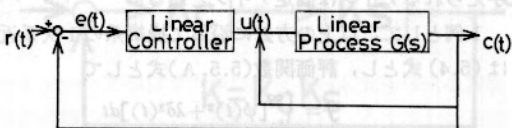


Fig.5.1 Linear feedback control system

にかかわらず決められてしまう)。

ここでは、よく知られた Fig.5.1 のようなフィードバック系に対して

$$J = \int_0^\infty (e^2(t) + k^2 u^2(t)) dt \tag{5.10}$$

型の評価関数の最小化法を考える。ラグランジュ法を適用するため (5.10) 式を

$$J_e = \int_0^\infty e^2(t) dt, \quad J_u = \int_0^\infty u^2(t) dt$$

に分け、例えば $J_u = K$ と一定にして、

$$J = J_e + k^2 J_u$$

を最小にすることを考える。このとき k^2 はラグランジュ乗数となり、 $J_u = K$ と拘束された系の最小化問題となる。Parseval の公式を使うと

$$J = \frac{1}{2\pi j} \int_0^\infty [E(s)E(-s) + k^2 U(s)U(-s)] ds \tag{5.11}$$

を得る。いま制御器の中の任意の場所に、 n 個のゲイン $K_1, K_2, \dots, K_n$ を設定したとすると、 J はそれら n 個のゲインと k^2 の関数

$$J = J(K_1, K_2, \dots, K_n, k^2)$$

となる。 J が最小となるための必要条件は、

$$\partial J / \partial K_i = 0 \quad i = 1, 2, \dots, n \tag{5.12}$$

が成立することである。また十分条件としては対称 Hessian 行列

$$V^2 J = \begin{pmatrix} \frac{\partial^2 J}{\partial K_1^2} & \frac{\partial^2 J}{\partial K_1 \partial K_2} & \dots & \frac{\partial^2 J}{\partial K_1 \partial K_n} \\ \frac{\partial^2 J}{\partial K_n \partial K_1} & \frac{\partial^2 J}{\partial K_n \partial K_2} & \dots & \frac{\partial^2 J}{\partial K_n^2} \end{pmatrix} \tag{5.13}$$

が正定値 (positive definite) であることである。積分 (5.11) 式は有理関数の複素積分公式から簡単に求まる。

この設計法は、系が複雑になると計算量も多くなり、計算機が必要となろう。

5.3 一般的解法

最適レギュレータ問題を、一般的に古典変分法によって解こうとすれば、評価関数を汎関数とし、状態方程式を制約条件とする条件付変分法を適用することになる。

連続系システムに決定的モデル(5.1.A)式をあてはめると、最適制御則はフィードバック制御則、

$$U_0(t) = -F_0(t)X(t) \tag{5.14}$$

なる形式で与えられる (Fig.5.2)。ここで、

$$F_0(t) = R^{-1}(t)B^T P(t) \tag{5.15}$$

であり、対称非負行列は、行列形式 Riccati 型微分方程式

$$\begin{aligned} -\dot{P}(t) = & Q(t) - P(t)B(t)R^{-1}(t)B^T(t)P(t) \\ & + P(t)A(t) + A^T(t)P(t) \end{aligned} \tag{5.16}$$

の、 $P(t_0) = 0$ の解である⁴¹⁾。確率的モデルでも同じ

形式である。Riccati 型微分方程式は非線形であり数値解を求めることになる。しかし与えられる問題の多くは最適化区間が $t \rightarrow \infty$ と非常に長い場合が多い。このとき、システムが定常 ($A(t) = A, B(t) = B$) で安定ならば、定常解 $\bar{P}$ を求めることになるので、(5.16)式は代数的 Riccati 方程式 (algebraic Riccati equation)

$$0 = Q(t) - \bar{P}B R^{-1} B^T \bar{P} + A^T \bar{P} + \bar{P}A \tag{5.17}$$

になる。保針制御のように初めから最適区間が無限大に設定できる場合には、(5.17)式を解けばよい。このとき与えられるゲインは固定ゲインとなる。

1 例として、以上の方針に沿って操縦系の 1 次系近似式 (5.3) 式の最適レギュレータ問題を解く。状態方程式は (5.4) 式とし、評価関数(5.5.A)式として

$$J = \int_{t_0}^\infty [\phi(t)^2 + \lambda \delta^2(t)] dt \tag{5.18}$$

を採用すれば、最適保針制御系の設計問題となる。 $\phi(t)$ のみ観測できるとすると、

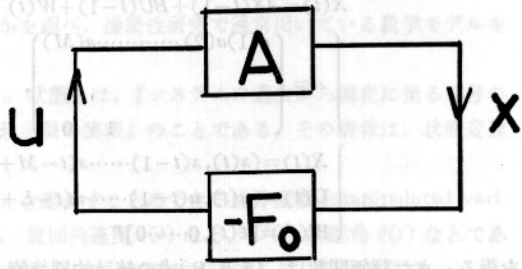


Fig.5.2 Optimal regulator のゲイン形式

$$\phi(t) = DX(t) = (1, 0)X(t)$$

であるので、(5.18)式は、

$$J = \int_0^{\infty} \{X^T(t)QX(t) + U^T(t)\lambda U(t)\} dt \quad \dots\dots\dots(5.19)$$

となる。ここで $D=(1,0)$, $Q=D^TD$, $U(t)=\delta(t)$ である。したがって(5.17)式は、

$$0 = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix} (1, 0) - \bar{P} \begin{pmatrix} 0 \\ T/K \end{pmatrix} - \frac{1}{\lambda} (0, T/K) \bar{P} + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 1 & -\frac{1}{T} \end{pmatrix} \bar{P} + \bar{P} \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T} \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots(5.20)$$

によって与えられる。(5.20)式の左右を等置すると、

$$\bar{P}_{11} = \frac{\sqrt{\lambda}}{K/T} \sqrt{\left(\frac{K}{T}\right)^2 + \frac{2(K/T)}{\sqrt{\lambda}}}, \quad \bar{P}_{12} = \bar{P}_{21} = \frac{\sqrt{\lambda}}{(T/K)}$$

$$\bar{P}_{22} = \frac{\lambda}{(T/K)^2} \left(-\frac{1}{T} + \sqrt{\left(\frac{1}{T}\right)^2 + \frac{2(T/K)}{\sqrt{\lambda}}} \right)$$

が得られる。したがって最適フィードバックゲインは、

$$F_0 = \left(\frac{1}{\sqrt{\lambda}}, \frac{1}{T/K} \left(-\frac{1}{T} + \sqrt{\left(\frac{1}{T}\right)^2 + \frac{2(T/K)}{\sqrt{\lambda}}} \right) \right) \quad \dots\dots\dots(5.21)$$

となる。最適制御則は、

$$U_0(t) = \delta_0(t) = -F_0 X(t) = -F_0 \begin{pmatrix} \phi(t) \\ \dot{\phi}(t) \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots(5.22)$$

である。この結果によれば F_0 の各要素は、従来の比例 (P) ゲイン、微分 (D) ゲインに対応することになり、自然なPDゲインの最適調整法が得られたことになる。Amerongen⁶²⁾, TONAC^{71), 72)} 等のオートパイロットはこの形式のゲイン調整を使っている。ただし、この方法を踏襲して2次系操縦方程式

$$T_1 T_2 \ddot{\theta}(t) + (T_1 + T_2) \dot{\theta}(t) + r(t) = K \delta(t) + K T_3 \dot{\delta}(t) \quad \dots\dots\dots(5.23)$$

の場合を計算すると、測定の難しい角加速度へのゲインが与えられる。このように本法で与えられるゲインの位置は内部変数 $X(t)$ によって決まるので、その中には測定不能な変数も入ってくる。5.2 の考え方によるか、あるいは測定可能な $Y(t)$ から $X(t)$ を推定する観測器 (observer) の考え方が必要である⁴⁴⁾。この点は電算機を用いた離散値系の制御は、記憶ができる点で柔軟性がある。

なお上で扱った方法は、最適値の得られる空間を限定することができない。しかし、たとえば、保針制御系で考えると舵取機が取れる舵角に制限がある。このように多くの制御器の作動範囲は制限されている場合が多い。このような場合には、上記の方法にかわって、古典的な変分法の拡張である最大値原理や動的計画法⁵²⁾が用いられる。特に動的計画法 (dynamic programming, DP) は、簡単な原理から非常に多くの複雑な問題への解法を与える実用的方法である。

5.4 適応型オートパイロットの研究

適応型オートパイロットの研究も盛んである^{55), 61), 68), 70)}。しかし『適応性の観点から設計された物理系はすべて適応系である』との Truxal の定義に見られるように⁵¹⁾、適応制御の定義は難しい。ここでは『プロセスを自動的、連続的に測定し、それに基づいて制御系を自動的、連続的に自己設計する制御方式』と定義しておく。

ところで現在一般的に使われているフィードバックシステムに適応性がないかと言うとそうではない。フィードバック制御が発想された本来の動機は、制御系に外乱による偏位に対する修正機能を持たせることと同時に、制御系自身のパラメータの変化に対し不感である制御系を作りたいという願望であった。このことは、Fig.5.3 のようなフィードバック系では、動特性の変化により一巡伝達関数 K が ΔK だけ増えても出力は

$$\Delta C/C = \frac{\Delta K/K}{1+K+\Delta K}$$

しか増加しないのに対し、開ループのままの制御だと、

$$\Delta C/C = \Delta K/K$$

となって素通しとなることから理解されよう⁴⁶⁾。このよ

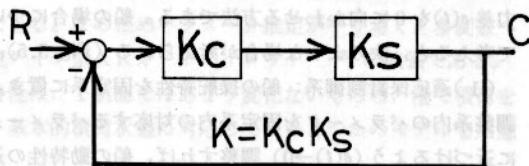


Fig.5.3 Unity feedback 系の感度

うに、システムに適応性を持たせようとするとき、明確な適応制御に対する設計者の視点が必要である。船用オートパイロットに適応性が要求されるのは、

〔1〕 船舶の操縦性に变化が起こる場合、

〔2〕 船舶を囲む環境に变化がある場合

である⁵³⁾。〔1〕は、速度変化、積荷状態の変化、トリム変化、制限水路影響などによって生ずる。〔2〕は、波や風などの外乱の変化によって生じる。

詳しくは、6. で述べることにし、ここでは現在適応型オートパイロットに用いられている2, 3の手法について概観しておく。

Gain Scheduling

パラメータ変動の要因があらかじめ推定できる場合は、開ループ制御となる(Fig.5.4)。よく行われるのは、速度変化に適応させるため、次のようなPDゲイン調整を導入するケースである⁵³⁾。操縦系の伝達関数が、

$$G(s) = \frac{K(1+sT_3)}{s(1+sT_1)(1+sT_2)} \approx \frac{K}{s(1+sT)} = \frac{K_1}{s(s+a)}$$

によって表現されたとする。船速 V によるパラメータ変動は近似的に

$$K = K^0 V / V^0, \quad T_1 = T_1^0 V^0 / V, \quad T_2 = T_2^0 V^0 / V,$$

$$T_3 = T_3^0 V^0 / V, \quad K_1 = K_1^0 (V / V^0)^2, \quad a = a^0 V / V^0$$

によって与えられる。ここで T_1^0, T_2^0 等肩に0を付けた係数は、サービススピード V^0 の時の値である。これらの結果は、長さの単位を船長 L に、時間単位を L/V として係数を無次元化するとき、それぞれの係数は V に依らなくなるという実験事実に基づいている。比例ゲイン K_p 、微分ゲイン K_d のPD制御則を考えると、オートパイロット系の特性多項式は、

$$s^2 + s[a^0(V/V^0) - K_p K_1^0(V/V^0)^2] - K_p K_1^0(V/V^0)^2 = 0 \quad \dots\dots\dots(5.24)$$

になり、固有周波数 ω 、相対減衰率 (relative damping) ζ は、

$$\left. \begin{aligned} \omega &= (V/V^0) \sqrt{-K_p K_1^0} \\ \zeta &= \frac{a^0 - K_d K_1^0(V/V^0)}{\sqrt{2 - K_p K_1^0}} = \zeta_0 \frac{a^0 - K_d K_1^0(V/V^0)}{a_0 - K_p K_1^0} \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(5.25)$$

によって与えられる。

Gain scheduling のうち path scheduling は、 ω をスピードに比例させ (K_p = 一定), ζ を V に対して一定にする方式で、(5.25)の第2式から

$$K_d = K_d^0 (V^0 / V) \quad \dots\dots\dots(5.26)$$

と調整する。

Time scheduling は、系の時間応答を不変にする方式で、(5.24)式の第2項、第3項を一定と置いて、

$$\left. \begin{aligned} K_p &= (V^0 / V)^2 K_p^0 \\ K_d &= (V^0 / V)^2 [K_d^0 - (a^0 / K_1^0)(1 - V/V^0)] \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(5.27)$$

と調整する。

この種の考え方による補償は、たとえば Källström⁵⁴⁾等に見られる。

Model Reference Adaptive System (MRAS)

モデル規範適応システム (MRAS) は、システムを固定系と調整系に分け、調整系の変数を操作して両系の出力差 $e(t)$ を0に向かわせる方法である。船の場合について考えると、次のような場合が考えられる (Fig.5.5)。

(1) 適応保針制御系: 船の操舵特性を固定系に置き、調整系内のパラメータを固定系内の対応するパラメータに近づけるよう ($e(t) \rightarrow 0$) 調整すれば、船の動特性の適応同定になる。得られたパラメータ (例えば T, K) など

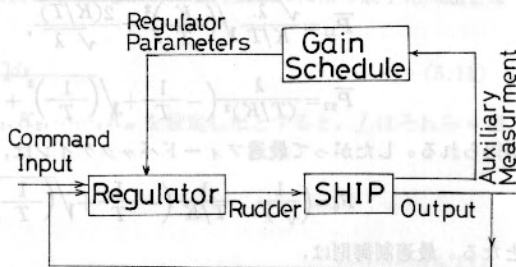


Fig.5.4 Gain scheduling

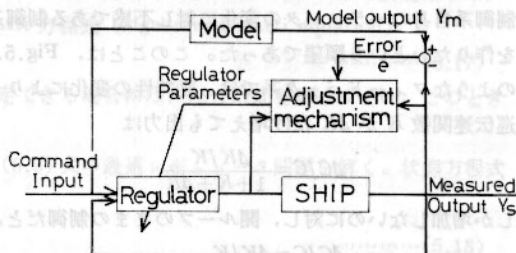


Fig.5.5 MRAS の構成

は、最適ゲイン調整 ((5.21)式など) に反映される。

(2) 変針制御系: (1)の役割を逆転して、例えば望ましい変針特性等実現したい制御系の状態を固定系に置き、調整系として操舵信号を送出する演算機構を置いてこの系で固定系を追わせれば、変針制御系が実現される。Trackkeeping もこの形式である。

Amerongen等^{55)~57)} は、この MRAS を使用した色々なオートパイロットを発表し、一部は製品化されているようである。このシステムの設計で大変なのは、信号の filtering である。真の信号を参照しないと、雑音にตอบสนองする。Amerongenのシステムに、リミッタ、フィルターが多いのはこのためである。

Self Tuning Regulator (STR)

Self tuning regulator は、Fig.5.6 に示すように、制御対象とそれを制御する controller からなるループ (内部ループ) の外に、操縦特性等の動特性の変化を監視するパラメータ推定器および controller に随時最適ゲインを与える tuner からなる外部ループをつけた系から成り立っている。Åström 等は、パラメータ推定のためのオンライン最小2乗法と最小分散制御を組合わせた self tuning regulator 理論を提唱した⁶⁰⁾。

オンライン最小2乗法として良く使われるのは、繰返し方式のもの (recursive least square method) であるが、当然その収束問題や設計されたシステムの安定問題が生じる。一般的なこれらの問題に対する保証は得られていないが、実システムでの成績、シミュレーションでの成績は良いようである⁶⁰⁾。

Källström 等は、STR をオートパイロット設計に応用し、330,000 DWT タンカーの制御に成功した⁶¹⁾。モデルは (5.6) 式の ARMA モデルで、評価関数は、 $\phi^2(t)$ の最小化を目標とする最小分散制御であるが、修正すれば舵角の2乗を考慮した制御も考えられる。

特にタンカーなどの応答の遅い船の制御に良いようである。

外乱適応型制御システム (NADCON)

MRAS, STRは、システムのパラメータ変化を追うもので、[1]に適応させるシステムである。

[2]に適応させる型として、大津等^{68), 69)} は外乱適応型オートパイロット (noise adaptive controller) を開発、実船実験に成功した。この型では、MRASで両系の出力差を船体の操縦特性の変動と見るかわりに、動特性は不変であるが外乱の変化があったため誤差が生じたものとする (Fig.5.7)。一般商船では1航海に限れば、船の動特性の変化は外乱の非定常変化に比べ小さいと見なせる場合が多く、上記の仮定は無理ではなからう。

このシステムでは、基本モデルがARモデル (5.7) 式である。このためパラメータ推定がやり易く、多変数への拡張も容易である。なおこのオートパイロットは、固定ゲイン型ARオートパイロット^{66), 68)} の拡張である。

もちろん、このシステムで固定とみなしている船の動特性は、1航海ではあまり変化しないものの、港で積荷を行うと変化は大きいことが予想される。この変化に備え、基本的積荷状態に対応して、いくつかのモデルを用意しておく必要がある。

その他

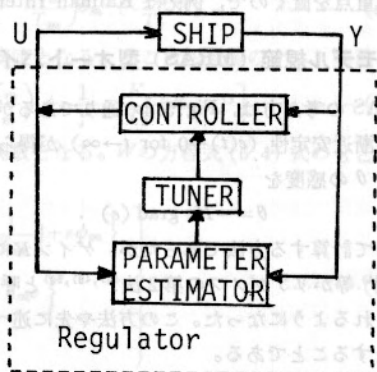
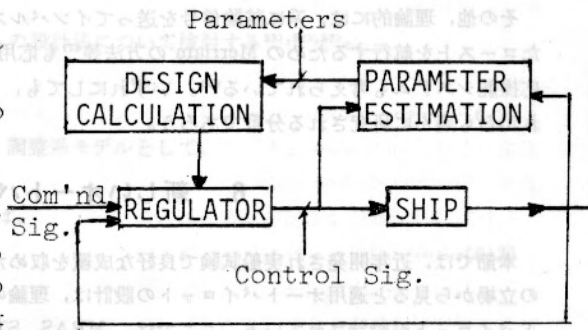


Fig.5.6 Self tuning regulator の構成

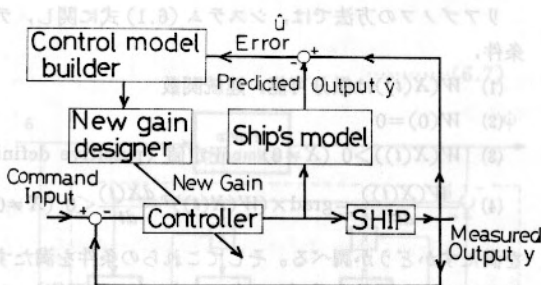


Fig.5.7 Noise adaptive controller の構成

その他、理論的には、系に試験信号を送ってインパルス応答を求めながら逐次同定を行う方式⁵⁰⁾や、定められたコース上を航行するための Merriam の方法等⁴⁷⁾も応用できるかも知れない。また Kalman filter を用いた適応操舵システムも考えられている⁶⁹⁾。いずれにしても、この分野は学習制御 (learning control) と並んで、これから盛んに研究される分野であろう。

6. 新しいオートパイロットの設計例

本節では、近年開発され実船試験で良好な成績を収めたオートパイロットの設計例を紹介する。自動制御理論の立場から見ると適用オートパイロットの設計は、理論の検証のための試金石となっている観があり色々のオートパイロットが設計されている。ここでは、MRAS, STR および NADCON についてやや詳しく紹介する。なお制御には正しい状態信号を必要とし、フィルタリング (filtering) の問題は重要な問題であるが、ここでは制御則に重点を置くので、例えば Kalman filter などについては述べない。

6.1 モデル規範 (MRAS) 型オートパイロット⁵⁸⁾

MRAS の考え方は、Fig.5.4の通りであるが、航空機制御に関してこのシステムが考案された当時、 $e(t)$ の大域的な漸近安定性 ($e(t) \rightarrow 0$ for $t \rightarrow \infty$) が得られず苦心していた。初期の方法は、 $e(t)$ の変化からシステムパラメータ θ の感度を

$$\theta = -Ke \text{ grad}(e)$$

によって計算する方法であったが、ゲイン K によっては安定性を保証することができないことがあった。しかし Parks⁵⁴⁾ 等がリアプノフの第2法^{46), 48), 50)}と呼ばれる $e(t)$ の安定を確保する方法を示して以来、種々のMRASが提案されるようになった。この方法や先に述べた gain scheduling 等の特徴は、調整系内の演算に非線形要素を必要とすることである。

6.1.1 リアプノフの安定論

MRASの安定を確保するために重要な理論は、リアプノフの安定論である。

いまシステムが、

$$\dot{X}(t) = f(X(t)), \quad X(0) = X_0 \quad \dots\dots\dots(6.1)$$

なる状態方程式によって支配されているとする。ここで $X(t) = (x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t))^T$, $f(X(t)) = (f_1(X(t)), f_2(X(t)), \dots, f_n(X(t)))^T$ である。このシステムのリアプノフの意味の安定は、システムが $t \rightarrow \infty$ において原点に向かう漸近安定 (asymptotic stable) と、任意半径の閉曲線に絡みつような単なる安定 (stable) とに分けられる。

リアプノフの方法では、システム (6.1) 式に関し、テスト関数 $W(t)$ (スカラー) を作り、この $W(t)$ が次の条件、

- (1) $W(X(t))$ は微分可能、連続関数
- (2) $W(0) = 0$
- (3) $W(X(t)) > 0$ ($X \neq 0$) 正定値 (positive definite)
- (4) $\frac{dW(X(t))}{dt} = \text{grad} \times (W(X(t)))^T \frac{dX(t)}{dt} < 0$ ($X \neq 0$) 負定値 (negative definite)

を満たすかどうか調べる。そしてこれらの条件を満たすときシステムの漸近安定性は保証され、このとき $W(t)$ はリアプノフ関数と呼ばれる (リアプノフの定理⁴⁹⁾)。この定理は、与えられたシステムからリアプノフ関数を作る一般的方法を指示しているものでもなく、さらにこの定理の逆も言えない。ただ、(6.1) 式が線形系である場合に限りに、必要十分条件を与えている。

リアプノフの方法は MRAS において、次のように使われる。一方の系から出た出力を $y(t)$ とし、他方の系の出力を $x(t)$ とするとき、その差 $e(t) = y(t) - x(t)$ を考える。 $e(t)$ を $t \rightarrow \infty$ で $e(t) \rightarrow 0$ 、すなわち漸近安定にさせるため、条件(1)~(3)を満たす正定値のテスト関数を作る。そしてこのテスト関数が、最後の条件(4)を満たすよう可変系のパラメータを動かし、テスト関数をリアプノフ関数とするよう操作する。

この他、リアプノフの定理を拡張したボボフの超安定条件等興味ある問題があるが、ここでは省略する (レフエツ⁵⁰⁾, Landau⁴⁹⁾)。

6.1.2 MRASの保針制御への応用

MRASを使用した保針を目標とするオートパイロットの設計法について検討する^{55), 56), 58)}。

いま船体の操縦運動が線形形で、

$$T_s \ddot{\psi}_s + \dot{\psi}_s = K_s \delta \quad \text{.....(6.2)}$$

によって与えられるとし、これを固定系に置く。一方、調整系モデルとして、

$$T_m \dot{\psi}_m + \psi_m = K_m (\delta - K_{t,m})$$

を置く。 $K_{t,m}$ は当て操調整で、 $\delta_m = (\delta - K_{t,m})$ とすれば、

$$T_m \dot{\psi}_m + \psi_m = K_m \delta_m \quad \text{.....(6.3)}$$

を得る。MRASにおける両系の出力差を

$$e = \dot{\psi}_s - \dot{\psi}_m$$

と置くと、 e の時間微分 $\dot{e}$ は、

$$\dot{e} = \ddot{\psi}_s - \ddot{\psi}_m = -\frac{1}{T_s} e - \left(\frac{1}{T_s} - \frac{1}{T_m} \right) \dot{\psi}_m + \left(\frac{K_s}{T_s} - \frac{K_m}{T_m} \right) \delta_m + \frac{K_s}{T_s} K_{t,m} \quad \text{.....(6.4)}$$

となる。ここで $t \rightarrow \infty$ において $et \rightarrow 0$ が確保されれば、 $e(t)$ は漸近安定となる。そこで正定値のテスト関数として

$$W(t) = e^2 + \left[\frac{1}{\alpha} \left(\frac{1}{T_s} - \frac{1}{T_m} \right) + \frac{1}{\beta} \left(\frac{K_s}{T_s} - \frac{K_m}{T_m} \right)^2 + \frac{1}{\gamma} \frac{K_s}{T_s} (K_{t,m})^2 \right] \quad \text{.....(6.5)}$$

を考える。この W が(1)~(4)の条件を満たせば、 W はリアプノフ関数となる。 W の方程式(6.4)式のもとの時間微分をとると⁴⁹⁾、

$$\dot{W}(t)/2 = -\frac{1}{T_s} e^2 - \left(\frac{1}{T_s} - \frac{1}{T_m} \right) \left\{ \frac{1}{\alpha} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{T_m} \right) + e \dot{\psi}_m \right\} + \left(\frac{K_s}{T_s} - \frac{K_m}{T_m} \right) \left\{ -\frac{1}{\beta} \frac{d}{dt} \left(\frac{K_m}{T_m} \right) + \delta_m e \right\} + \frac{K_s}{T_s} K_{t,m} \left(e + \frac{1}{\gamma} \frac{dK_{t,m}}{dt} \right) \quad \text{.....(6.6)}$$

を得る。ゆえに上式が負定値である、すなわちリアプノフ関数であるがためには、演算機構

$$\begin{cases} \frac{1}{\alpha} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{T_m} \right) + e \dot{\psi}_m = 0 \\ -\frac{1}{\beta} \frac{d(K_{t,m})}{dt} + \delta_m e = 0 \\ \frac{1}{\gamma} \frac{d(K_{t,m})}{dt} e = 0 \end{cases}$$

が実現できればよい。上式は書き直すと、

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{T_m} \right) = -\alpha e \dot{\psi}_m \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{K_m}{T_m} \right) = \beta \delta_m e \\ \frac{d}{dt} (K_{t,m}) = -\gamma e \end{cases} \quad \text{.....(6.7)}$$

となる。(6.7)式が満たされるように、 T_m 、 K_m 、 $K_{t,m}$ を調整するには、Fig.6.1のようなアナログ演算機構が考えられる。矢印の部分が可変で、これを動かして(6.7)式を実現する。(6.7)式の第1式、第2式を見ると分かるように、MRASでは変数積の積分を使うのが、この制御則の特徴である。なお(6.6)式を見ると、もし T_s が負ならば、符号の反転が必要であることがわかる。

このようにして、時々刻々同定されてくる制御対象の動特性は、命令舵角演算部に送られる。演算部では、(5.21)式で与えられる制御則の T 、 K などの推定値として用い、演算結果を舵取機に伝える。

Amerongenは、この他同定用の良い信号を得るため、

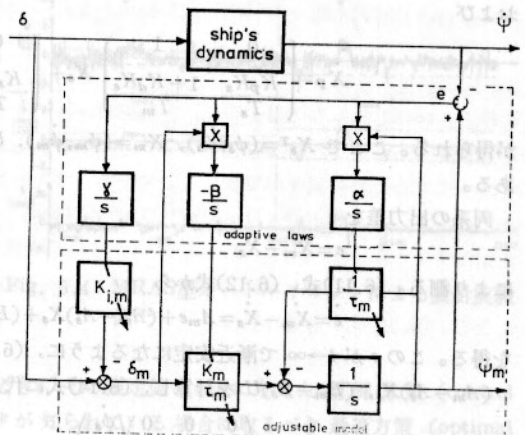


Fig.6.1 MRAS型オートパイロットの主要部⁵⁶⁾

Kalman filter などを用いている。

45m, 90mの2隻の練習船で実船実験が行われた。
Fig.6.2はその1例で、図中の ASA と書かれたものが MRAS の記録, conventional と書かれたものは従来の制御のもの, helmsman とあるのは、手動制御の結果である (Beaufort 7, Sea State 5)。

6.1.3 MRAS による変針制御系の設計^{57),58)}

理想的な変針が考えられたとし、それは、

$$T_m \dot{\phi}_m + \phi_m + K_{p,m} \phi_r = K_{p,m} \phi_r \dots\dots\dots (6.8)$$

によって実現されるとする (Fig.6.3)。ここで ϕ_r は新しい設定針路である。このモデルを固定系に置き、変針中は常に実システムはこのモデルを参照し、舵を操作してモデルからの出力と実システムからの出力を零に向かわせる。ここでも、出力差 $e(t)$ の漸近安定を確保するため、リアプノフの方法を用いる。

実システム (船舶系) は、

$$T_s \ddot{\phi}_s + \dot{\phi}_s = K_s (\delta + K_w) \dots\dots\dots (6.9)$$

により支配されているとする。また δ を作り出すため、可変の比例ゲイン K_p , 微分ゲイン K_d 及び積分ゲイン K_i が用意されているものとする。

ラプラス領域で図に沿って式を作り、出力を ϕ_s にとると、

$$\left\{ s^2 + \frac{K_s K_d + 1}{T_s} s + \frac{K_s K_p}{T_s} \right\} \phi_s(s) = K_s (K_i + K_w) + K_s K_p \phi_r(s)$$

$$= K_s (K_i + K_w) + K_s K_p \phi_r(s)$$

が得られる。時間領域で書き直すと

$$\ddot{\phi}_s(t) + \frac{K_p K_s + 1}{T_s} \dot{\phi}_s(t) + \frac{K_p K_s}{T_s} \phi_s(t) = \frac{K_d K_s}{T_s} \dot{\phi}_r + (K_i + K_w) \frac{K_s}{T_s}$$

$$(6.10)$$

である。これより (6.9) 式, (6.10) 式の一つの状態空間表現として、

$$\dot{X}_m = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{K_p K_s}{T_m} - \frac{1}{T_m} \end{pmatrix} X_m + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ \frac{K_p K_s}{T_m} & 0 \end{pmatrix} U = A_m X_m + B_m U \dots\dots\dots (6.11)$$

および

$$\dot{X}_p = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ \frac{K_p K_s}{T_s} & \frac{1 + K_d K_s}{T_m} \end{pmatrix} X_s + \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ \frac{K_s K_s}{T_s} & \frac{(K_w + K_i) K_s}{T_s} \end{pmatrix} U = A_s X_s + B_s U \dots\dots\dots (6.12)$$

が得られる。ここで $X_s^T = (\phi_s, \dot{\phi}_s)$, $X_m = (\phi_m, \dot{\phi}_m)$, $U^T = (\phi_r, 1)$, A_s , B_s , A_m , B_m は対応するマトリクスである。

両系の出力差を

$$e = X_m - X_s \dots\dots\dots (6.13)$$

により測る。(6.11)式, (6.12)式から

$$\dot{e} = \dot{X}_m - \dot{X}_s = A_m e + (A_m - A_s) X_s + (B_m - B_s) U \dots\dots\dots (6.14)$$

を得る。この e が $t \rightarrow \infty$ で漸近安定になるように、(6.14)式のリアプノフ関数を形成することを考える。

$(A_m - A_s) X_s$, $(B_m - B_s) U$ を計算し、(6.14)式に代入すると、

$$\dot{e} = A_m e + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \phi_{21} & \phi_{22} & \phi_{23} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \phi_s \\ \dot{\phi}_s \\ 1 \end{pmatrix} \dots\dots\dots (6.15)$$

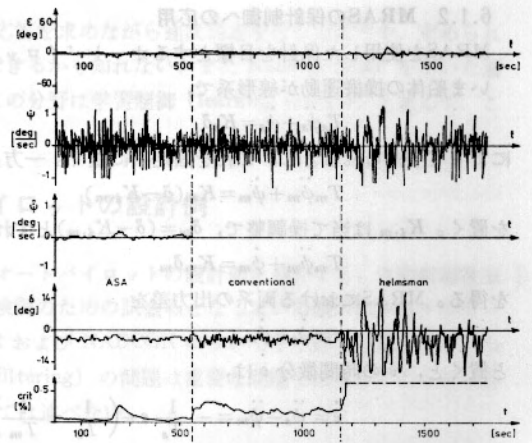


Fig.6.2 MRAS型オートパイロットによる保針実験例⁵⁸⁾

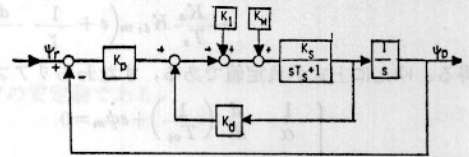


Fig.6.3 MRASによる変針制御

(文中 ϕ_p は ϕ_s になっている)

を得る。ここで $\varepsilon = \phi_r - \phi_s$

$$\begin{cases} \dot{\phi}_{21} = \left(\frac{1+K_d K_s}{T_s} - \frac{1}{T_m} \right) \varepsilon \\ \dot{\phi}_{22} = \left(\frac{K_{p,m}}{T_m} - \frac{K_p K_s}{T_s} \right) \varepsilon \\ \dot{\phi}_{23} = -(K_w + K_i) K_s / T_s \varepsilon \end{cases}$$

であり、マトリクス形式では、(6.15)式は、

$$\dot{\varepsilon} = A_m \varepsilon + \phi Z \quad \dots\dots\dots(6.16)$$

となる。ただし $Z^T = (\phi_s, \varepsilon, 1)$ とする。いまテスト関数として、

$$W = e^T P e + \alpha \phi_{21}^2 + \beta \phi_{22}^2 + \gamma \phi_{23}^2 \quad \dots\dots\dots(6.17)$$

を考える。ここで P は正定対称行列である (後で決める)。 W を(6.16)式の下で微分すると、

$$\dot{W} = e^T (A_m^T P + P A_m) e + Z^T \dot{\phi}^T P e + e^T P \dot{\phi} Z + 2(\alpha \phi_{21} \dot{\phi}_{21} + \beta \phi_{22} \dot{\phi}_{22} + \gamma \phi_{23} \dot{\phi}_{23}) \quad \dots\dots\dots(6.18)$$

を得る。

6.1.1の条件(4)によれば、 $\dot{W}$ は負定値でなければならない。(6.18)式を負定値にするため、まず第1項を

$$A_m^T P + P A_m = -Q \quad \dots\dots\dots(6.19)$$

と置く(リアプノフ方程式)。ここで Q は任意の正定関数とできるので、例えば $Q = I$ (I は unity matrix) と選び、 P を決める。

第2項、第3項は等しいのでまとめると、

$$2(e_1 P_{12} + e_2 P_{22})(\phi_{21} \dot{\phi}_s + \phi_{22} \varepsilon + \phi_{23})$$

となる。これらのことより(6.18)式は結局、

$$\dot{W} = -e^T Q e + 2\{(e_1 P_{12} + e_2 P_{22})(\phi_{21} \dot{\phi}_s + \phi_{22} \varepsilon + \phi_{23}) + (\alpha \phi_{21} \dot{\phi}_{21} + \beta \phi_{22} \dot{\phi}_{22} + \gamma \phi_{23} \dot{\phi}_{23})\} \quad \dots\dots\dots(6.20)$$

が得られる。上式の第1項は、すでに負定値であるので、(6.20)式の{ } 内を零にするため、 $\phi_{21}, \phi_{22}, \phi_{23}$ についてまとめると、(6.20)式がリアプノフ関数になる条件として、

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi}_s (e_1 P_{12} + e_2 P_{22}) + \alpha \dot{\phi}_{21} &= 0 \\ \varepsilon (e_1 P_{12} + e_2 P_{22}) + \beta \dot{\phi}_{22} &= 0 \\ e_1 P_{12} + e_2 P_{22} + \gamma \dot{\phi}_{23} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(6.21)$$

が与えられる。したがって(6.21)式の条件から

$$\left. \begin{aligned} \dot{K}_d &= -\frac{T_s}{\alpha K_s} \{(e_1 P_{12} + e_2 P_{22}) \dot{\phi}_s\} \\ \dot{K}_p &= \frac{T_s}{\beta K_s} \{\varepsilon (e_1 P_{12} + e_2 P_{22})\} \\ \dot{K}_i &= \frac{T_s}{\gamma K_s} (e_1 P_{12} + e_2 P_{22}) \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(6.22)$$

にそれぞれのゲインを調整すれば良いことがわかる。

Fig.6.4 は実船による変針の1例である。

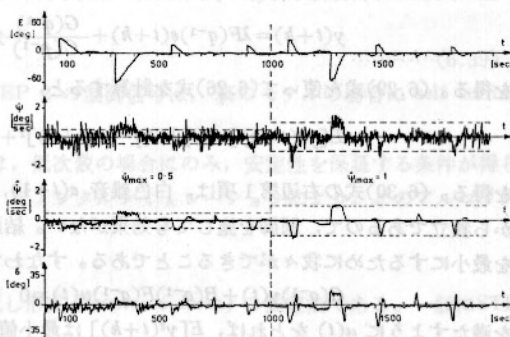


Fig. 6.4 MRAS型オートパイロットによる変針実験例⁵³⁾

6.2 自己調整制御(STR)型オートパイロット⁶²⁾

Self tuning regulator の概念は、すでに Kalman⁵⁹⁾ にあったが、電算機の性能の向上により見直されてきた。ここで紹介するのは、Åström, Wittenmark 等の理論⁶⁰⁾で、北欧の紙パルプ工業、タンカーのオートパイロットの制御に実績を持っている。最近MRASと並んで特にヨーロッパで盛んに研究されている。

6.2.1 STRの概念

制御対象を表現するパラメータが不変であるが未知のとき、その推定値をもとに与えた制御方策 (control strategy) が、時間経過に伴いシステムの真のパラメータが知られている場合に取りべき最適方策 (optimal strategy) に近づいて行くなれば、その制御器は、self tuning regulator であると言う。adaptive という言葉

を使わないのは、adaptive の場合システムパラメータが刻々変化する場合は想定するからである。もちろん STR の場合でも、その最適方策への収束速度がシステムの時間変化に比し十分短いならば、実用的には adaptive であろう。

K. J. Åström, Wittenmark が与えた STR は、制御対象を表現する真のモデルとして、確率モデル

$$\begin{aligned} y(t) + a_1 y(t-1) + \dots + a_m y(t-m) \\ = b_0 u(t-k) + b_1 u(t-k-1) + \dots + b_n u(t-k-n) \\ + \lambda \{ e(t) + c_1 e(t-1) + \dots + c_n e(t-n) \} \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (6.23)$$

を選ぶ。ここで $y(t)$ は、制御対象の状態変数、 $u(t)$ は操作変数、 $e(t)$ は平均値 0、分散 1 のガウス性白色雑音である。STR では、真のモデル (6.23) 式とは別に未知パラメータの確率モデルを想定し、未知パラメータをオンラインの最小 2 乗法で推定する。そしてその結果得られた推定モデルによる最適方策が、真のモデルから得られる最適方策に漸近的に収束するように設計する。

その際、最適方策として最小分散制御則 (minimum variance control) を選ぶのが実用的である⁴³⁾。そこでまず真のモデル (6.23) 式の最適制御則を導びく。簡単のため (6.23) 式を

$$A(q^{-1})y(t) = B(q^{-1})u(t-k) + \lambda C(q^{-1})e(t) \quad \dots\dots\dots (6.24)$$

と書く。 q は back shift operator と呼ばれ $q^{-1}y(t) = y(t-1)$ によって定義される演算子、 $A(z)$, $B(z)$, $C(z)$ は、多項式

$$\left. \begin{aligned} A(z) &= z^m + a_1 z^{m-1} + \dots + a_n \\ B(z) &= b_0 z^n + b_1 z^{n-1} + \dots + b_n \\ C(z) &= z^n + c_1 z^{n-1} + \dots + c_n \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots (6.25)$$

である。 k は伝達おくれを表現している。最小分散制御は、(6.24) 式によって支配されるシステムにおいて、 $J_k = E[y^2(t+k)]$

が最小になるように $u(t)$ を選ぶ。(6.24) 式から $y(t+k)$ は、形式的に、

$$y(t+k) = \frac{A(q^{-1})}{B(q^{-1})} u(t) + \lambda \frac{C(q^{-1})}{A(q^{-1})} e(t+k) \quad \dots\dots\dots (6.27)$$

と書ける。いま右辺第 2 項の $C(q^{-1})$ を $A(q^{-1})$ を用いて $C(q^{-1}) = A(q^{-1})F(q^{-1}) + q^{-k}G(q^{-1})$

と表現する。ここで F, G は

$$\left. \begin{aligned} F(z) &= 1 + f_1 z + \dots + f_{k-1} z^{k-1} \\ G(z) &= g_0 + g_1 z + \dots + g_{n-1} z^{n-1} \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots (6.28)$$

である。

等式 (6.28) 式を (6.27) 式に代入すると、

$$y(t+k) = \lambda F(q^{-1})e(t+k) + \frac{G(q^{-1})}{C(q^{-1})} y(t) + \frac{B(q^{-1})F(q^{-1})}{C(q^{-1})} u(t) \quad \dots\dots\dots (6.29)$$

を得る。(6.29) 式を使って (6.26) 式を計算すると、

$$E[y^2(t+k)] = E[\lambda F(q^{-1})e(t+k)]^2 + E\left[\frac{G(q^{-1})}{C(q^{-1})} y(t) + \frac{B(q^{-1})F(q^{-1})}{C(q^{-1})} u(t) \right]^2 \quad \dots\dots\dots (6.30)$$

を得る。(6.30) 式の右辺第 1 項は、白色雑音 $e(t+1), \dots, e(t+k)$ より構成され、 $y(t-i), u(t-i), i=1, 2, \dots$ から独立であるので、制御を施しても効果がない。結局第 2 項を 0 にするよう $u(t)$ を動かすことが、右辺全体を最小にするために我々ができることである。すなわち、

$$G(q^{-1})y(t) + B(q^{-1})F(q^{-1})u(t) = 0 \quad \dots\dots\dots (6.31)$$

を満たすように $u(t)$ をとれば、 $E[y^2(t+k)]$ は最小値

$$E[y^2(t+k)] = \lambda^2(1 + f_1^2 + \dots + f_{k-1}^2) \quad \dots\dots\dots (6.32)$$

になる。(6.31) 式から得られる

$$u(t) = -G(q^{-1})/B(q^{-1})F(q^{-1}) \cdot y(t) \quad \dots\dots\dots (6.33)$$

を最小分散制御 (minimum variance control) と呼ぶ。ここに $F(q^{-1}), G(q^{-1})$ は、等式 (6.28) 式を満たさねばならない。

6.2.2 STR のアルゴリズム

パラメータが既知の場合の最小分散制御は(6.33)式で与えられる。ところで等式(6.28)式を初めから(6.24)式に代入して考えると、(6.24)式は

$$\begin{aligned} y(t+k+1) &+ \alpha_1 y(t) + \dots + \alpha_m y(t-m+1) \\ &= \beta_0 [u(t) + \beta_1 u(t-1) + \dots + \beta_l u(t-l)] + \varepsilon(t+k+1) \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(6.34)$$

と書けることがわかる。ここで $l=n+k-1$, $m=n$, α_i, β_i は a_i, b_i から計算され、 $\varepsilon(t)$ は $e(t)$ の k 次移動平均過程である。また $\beta_0 \neq 0$ であるとする。

そこで、真のモデル(6.24)式に対して、(6.34)式を想定し、 β_0 以外の α_i, β_i は未知とする。このとき self tuning regulator のアルゴリズムは、

[STEP 1] Parameter Estimation

時刻 t において、モデル

$$\begin{aligned} y(t) &+ \alpha_1 y(t-k-1) + \dots + \alpha_m y(t-m+1) \\ &= \beta_0 [u(t-k-1) + \beta_1 u(t-k-2) + \dots + \beta_l u(t-k-l-1)] + \varepsilon(t) \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(6.35)$$

のパラメータ α_i, β_i を、 t まで得られた観測値 $y(t), u(t)$ を使って、

$$\sum_{k=0}^t \varepsilon^2(k) \quad \dots\dots\dots(6.23)$$

を最小にするよう決定せよ (β_0 は仮定)。

[STEP 2] Control

STEP 1 で得られたパラメータ α_i, β_i を使い、時刻 t において制御信号を、

$$\begin{aligned} u(t) &= \frac{1}{\beta_0} [\alpha_1 y(t-1) + \dots + \alpha_m y(t-m+1)] \\ &\quad - \beta_1 u(t-1) - \dots - \beta_l u(t-l) \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(6.37)$$

により決定せよ。

とまとめられる。

このアルゴリズム中、(6.37)式は、(6.35)式の最小分散制御であることは容易に知れる。(6.35)式は、

$$\begin{aligned} u(t) &= \frac{\alpha_1 + \alpha_2 q^{-1} + \dots + \alpha_m q^{-m+1}}{\beta_0 [1 + \beta_1 q^{-1} + \dots + \beta_l q^{-l}]} y(t) \\ &= q^{l-m+1} \frac{A^*(q)}{B^*(q)} y(t) \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(6.38)$$

と書ける。また STEP 1 におけるパラメータ推定には、後に述べるオンライン最小 2 乗法を使う。

このアルゴリズムでは、(6.24)式のパラメータを推定したわけではないので、(6.26)式を直接最小にしているとは言えない。しかし、 $m=n$, $l=n+k-1$ で成立する、ある弱い条件のもとでの漸近定理 (Åström et al. 定理 5.2)⁶⁰⁾ より、 $t \rightarrow \infty$ において、(6.35) 式の最小分散制御 (6.38) 式は、(6.24) 式の最小分散制御 (6.33) 式に近づく、すなわち、

$$-q^k G/BF = q^k A^*/B^* \quad (t \rightarrow \infty) \quad \dots\dots\dots(6.39)$$

が成立することが証明されている。この定理により、STEP 2 の制御信号は、真のモデルの場合に self tuning する保証が得られる。

ただ、制御則(6.38)式を用いた場合の安定性については、低次数の場合にのみ、安定性を保証する条件が得られており、大域的な保証はされていない。Åström 等は、ディジタルシミュレーションにより、このアルゴリズムは十分な収束速度と安定性を持つことを確めている⁶⁰⁾。

6.2.3 オンライン最小 2 乗法

[STEP 1] で用いられるオンライン最小 2 乗法は、繰返し形式 (recursive form) の推定法である。一般に STR の $y(t)$ の値に対する推定値 $\hat{y}(t)$ が

$$\hat{y}(t) = -A(q^{-1})y(t-1) + B(q^{-1})u(t-1) + C(q^{-1})e(t-1) \quad \dots\dots\dots(6.40)$$

によって推定されるとき、

$$\begin{aligned} \theta^T &= [a(1), a(2), \dots, a(p), b(1), b(2), \dots, b(r), c(1), (2), \dots, c(s)] \\ \phi(t) &= [-y(t-1), \dots, -y(t-p), u(t-1), \dots, u(t-r), e(t-1), \dots, e(t-s)] \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(6.39)$$

とすると、(6.40)式は

$$\hat{y}(t) = \phi(t)\theta$$

である。このときの予測誤差は $\varepsilon(t, \theta) = y(t) - \phi(t)\theta$ である。 θ の最確値を求めるための θ の繰返し型推定法は、

$$\left. \begin{aligned} \theta(t+1) &= \theta(t) + \mu(t)s(t+1)\phi^T(t+1)\varepsilon(t, \theta(t)) \\ s^{-1}(t+1) &= s^{-1}(t) + \mu(t+1)[\phi^T(t+1)\phi(t+1) - s^{-1}(t)] \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(6.41)$$

によって与えられる。 $s^{-1}(t)$ の初期値としては $s^{-1}(0) = 0$ から出発すれば十分である。 $\mu(t)$ は、システムが定常でない場合、現在から遠いデータの重要度を忘れさせる window 関数である。たとえば指数的に忘れさせたい場合、 $\mu(t) = \mu_f$ を取る ($0 < \mu_f < 1$)。この他の推定法については、Goodwin, et al.⁴⁴⁾ に詳述されている。

6.2.4 STR型オートパイロットの開発

Källström 等は、STRを応用したオートパイロットを開発し実船試験に成功した。対象とした船は3隻のタンカーで1隻は335,000DWT (L=350m, B=60m)、他の2隻は225,000 DWT (L=329m B=52m) である。これらの船の合計130の予備試験データを使った陸上でのシミュレーション結果から次のモデルを採用している。

$$\left. \begin{aligned} y(t) &= a_1y(t-k-1) + \dots + a_my(t-k-m) \\ &= b_0[u(t-k-1) + b_1u(t-k-2) + \dots + b_nu(t-k-n-1)] \\ &\quad + c_1w_1(t-k-1) + c_2w_2(t-k-1) \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(6.42)$$

$$\left\{ \begin{aligned} y(t) &= \hat{\phi}(t) - \phi_{ref} \\ u(t) &= [\delta_c(t) - \delta_c(t-1)]/G(V(t)) = F\delta_c(t)/G(V(t)) \\ w_1(t) &= V(t)[\hat{v}(t) - \hat{v}(t-1)] \\ w_2(t) &= \hat{r}(t) - \hat{r}(t-1) \end{aligned} \right.$$

ここで $u(t)$ は、舵角信号の前の時刻との差の形で与えている (速度アルゴリズム)。 $G(V(t))$ は速度変化に伴う gain scheduling で、 $G(V(t)) = (V_0/V(t))^2$ と定義される。 $w_1(t)$, $w_2(t)$ すなわち sway 及び yaw rateが考慮されているが、これらの信号は直接に取る場合もあるが、Kalman filter により filtering された信号を用いることもできる。前者のシステムを KADPIL 1, 後者をKADPIL 2 システムと呼んでいる。(6.42)式の最小分散制御は、

$$\left. \begin{aligned} u(t) &= \frac{1}{b_0} [a_1y(t) + a_2y(t-1) + \dots + a_my(t-m+1)] \\ &\quad - b_1u(t-1) - \dots - b_nu(t-n) - \frac{1}{b_0} [c_1w_1(t) + c_2w_2(t)] \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(6.43)$$

によって与えられる。舵角差信号を

$$\overline{F_c} \delta(t) = \frac{b_0}{b_0^2 + qG^2(V)} F\delta_c(t) \dots\dots\dots(6.44)$$

と修正すれば、評価関数は

$$V_2 = \frac{1}{N} \sum_{t=1}^N \{ [\hat{\phi}(t+k+1/t) - \phi_{ref}]^2 + q[F\delta_c(t)]^2 \} \dots\dots\dots(6.45)$$

と変更できる。

タンカーの場合上記システムのパラメータとして

$$n=4, \quad m=2, \quad k=7, \quad b_0=-1, \quad \mu_f=0.99$$

サンプリング周期 10sec.

を採用している。

Fig. 6.5に225,000DWTタンカーの実船実験成績を示す。右のPIDはディジタル型のPID制御則で動くオート

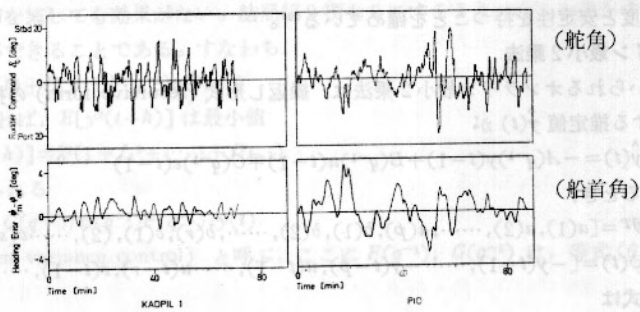


Fig.6.5 Self tuning regulator による実船実験例⁶¹⁾

パイロットである。船速 5knot で、風速 17~24m/sec.のときの記録である。

私見によれば、STRでは k の役割は重要であると思われる。 k が少ないと舵角量は増加する。ここでは $k=7$ であるから70秒先を予測していることになる。この点、応答の速い小型船への適用に不安が残るかも知れない。

6.3 自己回帰(AR)型オートパイロットと外乱適応(NADCON)型オートパイロット

制御系を(5.7)式のような自己回帰モデル(ARモデル)で表現し、このモデルの適切な状態空間表現から最適制御則を見出そうとするのがAR型オートパイロットである^{66),67)}。NADCON型は、AR型を拡張させ、外乱の変化に適応することをねらったシステムである^{68),69)}。

ARモデルの場合、ARMAモデルと異なりモデルの確定が非常に楽で速いというメリットがある。ここでは後の応用も考慮し多変数系で説明する。

6.3.1 ARモデルと最適制御

多次元ARモデルは、

$$X(t) = \sum_{m=1}^M a_m X(t-m) + \sum_{m=1}^M b_m Y(t-m) + U(t) \quad \dots\dots\dots(6.46)$$

で表わせる。ここで $X(t)$ は、 r 次元状態変数ベクトル $X^T(t) = (x_1(t), x_2(t), \dots, x_r(t))$ 、 $Y(t)$ は、 l 次元操作変数ベクトル $Y^T(t) = (y_1(t), y_2(t), \dots, y_l(t))$ 、 $U(t)$ は、その要素 ε_i が平均値0、分散 $\sigma_{\varepsilon_i}^2$ の r 次元ベクトル $U^T(t) = (\varepsilon_1(t), \varepsilon_2(t), \dots, \varepsilon_r(t))$ である。

(6.46)式のようなモデルの場合、最小2乗法によって推定したパラメータ a_m, b_m には統計的偏差はなくHouseholder法など速くて容易な計算法が適用できる⁴⁴⁾。むしろ、次数 M の決定をどうするかが問題である。STRのARMAモデルの場合、アプリオリに次数を与えているようであるが、この問題は統計学のモデル選択法として基本的問題である。赤地⁶³⁾はこの問題に対し、MAICE法(Minimum AIC Estimation method)と呼ばれる有力で実用的な方法を示している。MAICE法では、仮定した統計モデルと真の統計モデルの確率分布間の距離をAIC(Akaike's Information Criterion)

$$AIC = -2 \log(\text{maximum likelihood}) + 2(\text{number of free parameters})$$

で測る。そしてこのAICが最小となるモデルを最良のモデルとして選択する。 M 次自己回帰モデル(6.46)式の場合のAICは、

$$AIC(M) = N \log(\det(d_{r,M})) + 2r(r+l)M \quad \dots\dots\dots(6.47)$$

である。ここで N は標本個数、 $\det(d_{r,M})$ は M 次モデルを最小2乗法(=最尤法)であてはめた後に、なお残る予測誤差の分散行列 $d_{r,M}$ の行列式である。(6.47)式の M を想定する最高次数まで増加しながら各次数でAICを計算し、AICの最小となる次数を、モデルとして採用する。これがMAICE法によるモデル選択原理である。

ARモデルが決まれば、最適制御則を見出すことは簡単である。(6.46)式の状態空間表現を得るため、状態変数 $Z_t(i)$ を、

$$\left. \begin{aligned} Z_t(1) &= X(t) \\ Z_t(i) &= Z_{t-1}(i+1) + a_i Z_{t-1}(1), i=2, \dots, M-1 \\ Z_t(M) &= a_M Z_{t-1}(1) \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(6.48)$$

と選ぶ。また、

$$\Phi = \begin{pmatrix} a_1 & I & 0 & \dots & 0 \\ a_2 & 0 & I & \dots & 0 \\ \vdots & & & & \\ a_{M-1} & 0 & 0 & \dots & I \\ a_M & 0 & 0 & \dots & 0 \end{pmatrix}, \quad \Gamma = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_M \end{pmatrix}, \quad W_t = \begin{pmatrix} U_t \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots(6.49)$$

$$X_t = X(t), Y_t = Y(t), H = [I, 0, \dots, 0]$$

とすると、1つの状態空間表現

$$\left. \begin{aligned} Z_t &= \Phi Z_{t-1} + \Gamma Y_{t-1} + W_t \\ X_t &= H Z_t \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots(6.50)$$

を得る。ここで、 $Z_t = (Z_t(1)^T, \dots, Z_t(M)^T)^T$ である。(6.49)式、(6.50)式は、(5.8)式に比べ若干複雑な表現であるが、次の制御信号を出す上で極めて速いアルゴリズムである。

システムの評価関数として、

$$J_I = E \left[\sum_{t=1}^T \{ Z_t^T Q Z_t + Y_{t-1}^T R Y_{t-1} \} \right] \quad \dots\dots\dots (6.51)$$

を考えると、最適制御則は、(5.14)式と同じく、

$$Y_t = G Z_t \quad \dots\dots\dots (6.52)$$

与えられる。ここでは Y_t は次に出すべき制御信号、 G はゲイン行列で、ダイナミックプログラミング法により

$$\left. \begin{aligned} P_0 &= Q \\ M_i &= P_{i-1} - P_{i-1} \Gamma (\Gamma^T P_{i-1} \Gamma + R)^{-1} \Gamma^T P_{i-1} \\ P_i &= \Phi^T M_i \Phi + Q \\ G &= -(\Gamma^T P_{L-1} \Gamma + R)^{-1} \Gamma^T P_{L-1} \Phi \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots (6.53)$$

与えられる。

6.3.2 AR型オートパイロット

AR型オートパイロットは、(6.46)式において被制御変数に針路偏差、操作変数に舵角信号を選ぶ1入力1出力型のオートパイロットである。したがってモデルは、

$$\phi(t) = \sum_{m=1}^M a_m \phi(t-m) + \sum_{m=1}^M b_m \delta(t-m) + \varepsilon(t) \quad \dots\dots\dots (6.54)$$

である。

同定のための予備航海で、手動操舵により航走させた記録をもとに、

- (1) モデル(6.54)式をMAICE法で確定する。
- (2) ゲイン(6.53)式を種々の重みの評価関数の下で計算する。
- (3) 何回かの(2)とシミュレーションの繰返しにより最終ゲインを選ぶ。
- (4) 制御則(6.52)式にしたがって、制御信号を送る。

以上の方針により、330トンの練習船で実船実験が行なわれた。(2)~(3)の作業は、off-lineで行なうので固定ゲイン型オートパイロットとなる。Fig. 6.6 は実船実験の1例である(Head Sea, Beaufort 2)。特に舵角量が少なく、したがって誘起されるrollの量が少ないことがわかる。サンプリング周期1 sec. ARモデル次数11である。

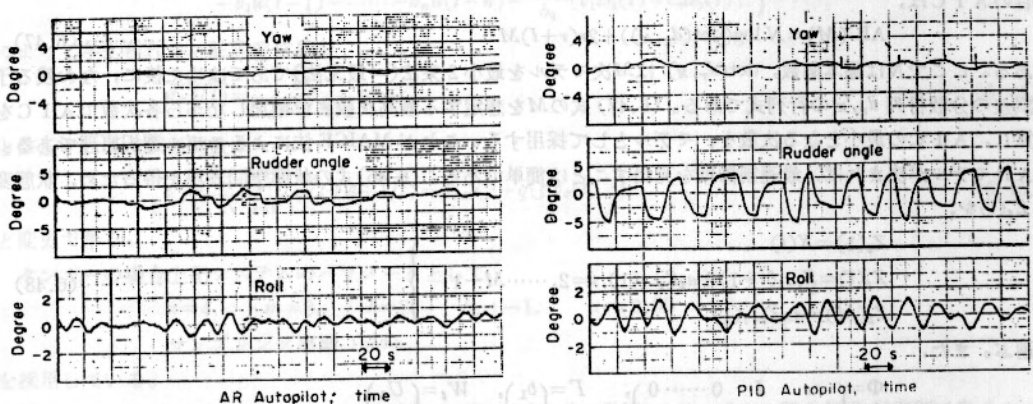


Fig. 6.6 固定ゲイン型ARオートパイロットの実船実験例

なお、このモデルでは多変数制御が容易なので、従来の信頼の高いオートパイロットの上からこの方式の制御をかけることも可能となり、より安全なADC (Analogue Digital Co-ordinate) システムが実現できる。

6.3.3 NADCON型オートパイロット

NADCON型オートパイロットは、船体の動特性は変わらないが、風や波など外乱がゆっくりではあるが変化するものとし、この変化に適応する機能を持たせたシステムである。

NADCONのモデルは、

$$\phi(t) = \sum_{m=1}^M a_m \phi(t-m) + \sum_{l=1}^L b_l \delta(t-l) + u(t) \quad \dots\dots\dots (6.55)$$

であるが、(6.54)式と異なって、船体の動特性を決める M 、 L の次数をアプリオリに、しかも低次元に抑えて仮

定する。M, Lが低次元であるので $u(t)$ の白色性は期待できない。そこで、 $u(t)$ を自己回帰表現によって

$$u(t)=\sum_{k=1}^Kc_ku(t-k)+\varepsilon(t) \tag{6.56}$$

と表現する。(6.55)式と(6.56)式を合わせると(6.46)式と同じ制御型自己回帰モデル

$$\phi(t)=\sum_{i=1}^{M+K}A(i)\phi(t-i)+\sum_{i=1}^{L+K}B(i)\delta(t-i)+\varepsilon(t) \tag{6.57}$$

となる。ここで、

$$\left\{\begin{array}{l} A(i)=-\sum_{j=0}^i c(j)a(i-j) \\ B(i)=-\sum_{j=0}^{i-1} c(j)b(i-j) \\ a(0)=c(0)=-1, \ a(i)=0, \ i>M, \\ c(i)=0, \ i>L \end{array}\right. \tag{former model}$$

である。

NADCON では、船体運動の動特性を表現する $a(i)$, $b(i)$ は多くの実際実験データのあてはめによって得られた値に固定しておく。この固定した $a(i)$, $b(i)$ と観測値 $\phi(t)$, $\delta(t)$ を使って、 $u(t)$ の推定値 $\hat{u}(t)$ を

$$\left\{\begin{array}{l} \hat{u}(t)=\phi(t)-\hat{\phi}(x) \\ \hat{\phi}(t)=\sum_{i=1}^Ma(i)\phi(t-i)+\sum_{i=1}^Lb(i)\delta(t-i) \end{array}\right. \tag{6.58}$$

によって計算し、記憶しておく(noise estimator.)。

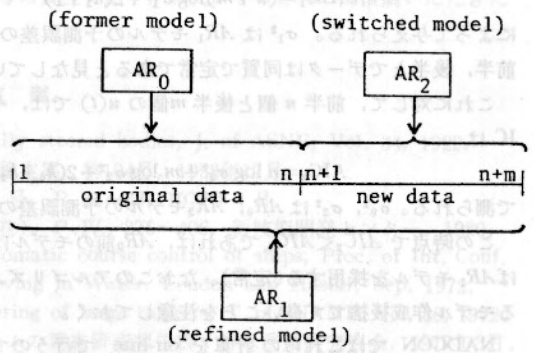


Fig.6.7 局所定常過程の on-line MAICE法による同定

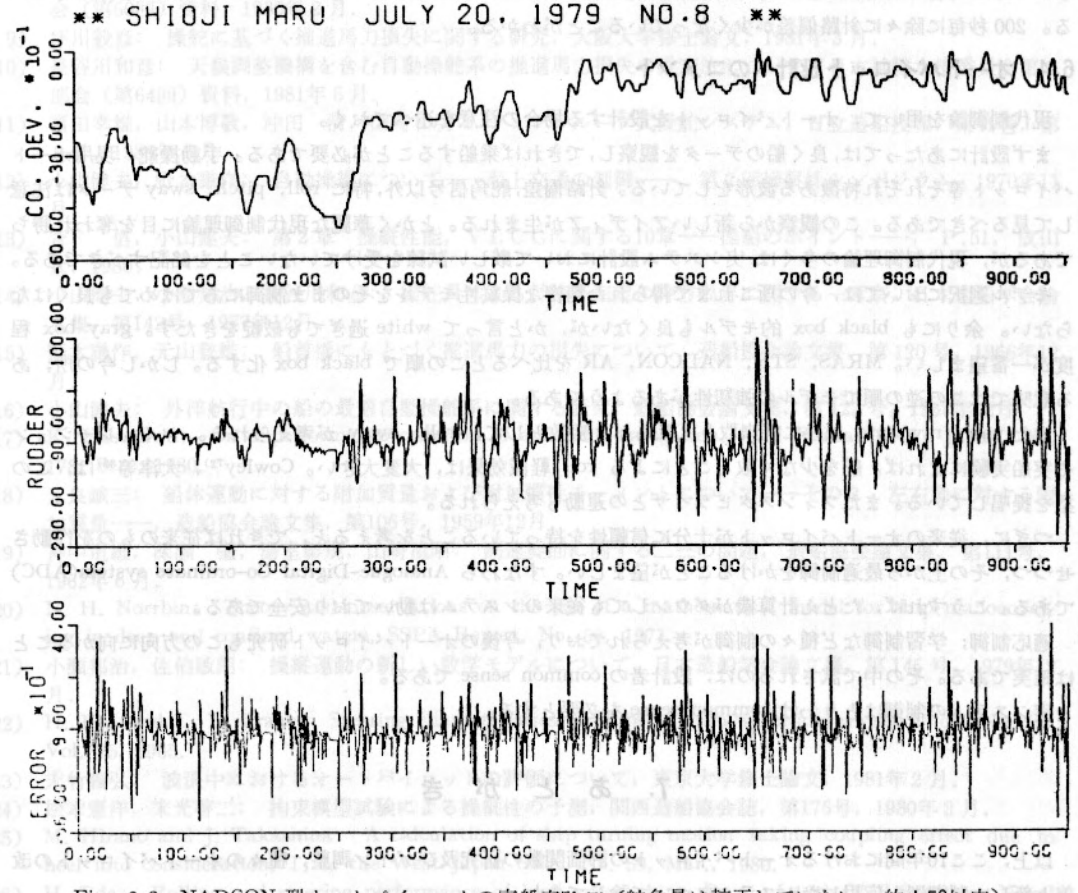


Fig. 6.8 NADCON 型オートパイロットの実船実験例 (舵角量は校正していない。約±5°以内)

この $\hat{u}(t)$ を MRAS では、動特性の変化とみなしたが NADCON では、外乱の変化とみなす。この外乱は、風や波のゆっくりとした変化が主因であり、局所的には定常とみなせるので、適当な区間で区切って、オンライン MAICE 法で $u(t)$ のモデル(6.56) 式を作る。 $u(t)$ の新しいモデルは (6.57) 式に反映され、new gain designer (Fig.5.7)によって、新しいゲインが controller に与えられる。

オンラインの MAICE 法による $u(t)$ のような局所定常過程の同定は、次のように行なう。いま $u(t)$ の n 個の値 $u(1), u(2), \dots, u(n)$ が得られているとし、これ等のデータに AR モデルをあてはめた結果 AR_0 が得られたとする。さらに時刻が経ち m 個のデータ $u(n+1), u(n+2), \dots, u(n+m)$ が入り、これら後半のデータに AR モデルをあてはめ、 AR_2 が得られたとする。また $u(1)$ から $u(n+m)$ の全データへあてはめると AR_1 が得られるとする (Fig.6.7)。最後の AR_1 モデルに対する AIC は

$$AIC_1 = (n+m) \log \sigma_1^2 + 2(k_1+1) \quad \dots\dots\dots (6.59)$$

によって与えられる。 σ_1^2 は AR_1 モデルの予測誤差の分散 k_1 はモデルの次数である。この AIC_1 では、 $u(t)$ の前半、後半とでデータは同質で定常であると見なしている。

これに対して、前半 n 個と後半 m 個の $u(t)$ では、その構造が同質でなく、変化があったとみなしたときの AIC は

$$AIC_2 = n \log \sigma_0^2 + m \log \sigma_2^2 + 2(k_0+k_2+2) \quad \dots\dots\dots (6.60)$$

で測られる。 σ_0^2, σ_2^2 は AR_0, AR_2 モデルの予測誤差の分散 k_0, k_2 は次数である。

この時点で $AIC_2 < AIC_1$ であれば、 AR_0 前のモデルは捨て、新しく AR_2 モデルが採用される (非定常)。逆ならば AR_1 モデルを採用する (定常)。なおこのアルゴリズムでは、前半に入った n 個のデータは、 n 個のデータによるモデル作成後捨てて良いことを注意しておく。

NADCON ではこれらの計算を on-line で行うので、リアルタイムモニタを持ったミニコンが必要であろう。6.3.2 で行ったと同じ船で行った実船試験成績を Fig. 6.8 に示す。 $n=m=200, \Delta t=1$ sec. を採用している。200 秒毎に除々に針路偏差が少なくなっていることがわかる。

6.4 オートパイロット設計へのコメント

現代制御論を用いて、オートパイロットを設計する場合の注意を述べておく。

まず設計にあたっては、良く船のデータを観察し、できれば乗船することが必要である。手動操舵、現用オートパイロット等それぞれ特徴ある波形をしている。針路偏差、舵角信号以外、特に roll, pitch, sway データは注意して見るべきである。この観察から新しいアイデアが生まれる。とかく華麗な現代制御理論に目を奪われ勝ちであるが、現代制御理論の多くは、実システム設計において厳しい試練を受けていないことを銘記すべきである。

モデル選択においては、今の所これまで得られた精密な操縦性モデルをそのまま制御にあてはめても良くはない。余りにも black box 的モデルも良くないが、かと言って white 過ぎては破綻をきたす。gray box 程度が一番望ましい。MRAS, STR, NADCON, AR を比べるとこの順で black box 化する。しかし今の所、ある意味ではこの逆の順でモデルの強靱性があるようである。

また yaw, raw rate 以外に将来取り入れるべき変数として、roll, sway が考えられる。シミュレーションや実船実験によれば、舵を少なく取ることによる roll 軽減効果は、大変大きい。Cowley⁷²⁾、大津等⁶⁶⁾は、この型を提唱している。またフィンスタビライザとの連動も考えられる。

つぎに、従来のオートパイロットが十分に信頼性を持っていることを考えると、できれば従来のものを作動させつつ、その上から最適制御をかけることが望ましい。すなわち Analogue-Digital Co-ordinate system(ADC)である。こうすれば、たとえ計算機がダウンしても従来のシステムは動いており安全である。

適応制御、学習制御など種々の制御が考えられており、今後のオートパイロット研究もこの方向に向かうことは確実である。その中で試されるのは、設計者の common sense である。

実システムの制御はとりわけ common sense を必要とする。

7. あとがき

以上、ここ10年におけるオートパイロットの評価関数の研究及びゲイン調整、種々のオートパイロットの改善と新しい制御則を応用したシステムについて論じてきた。

石油危機以来の経済運航の社会的要請を受け、この分野の発展はめざましいものがあつた。改善されてもほんの2、3%に過ぎないかも知れないが今後とも、この分野の改善は進むであろう。

筆者の1人は、造船学の立場から船の操縦運動のおよぼす船体運動を、理論および実験により精密に調べてきた。

また他の1人は、操船者の立場から新しいオートパイロットの設計と実験を手掛けてきた。今後共このような形での共同研究が望まれる。

現用のオートパイロットでも運航者が常に気象・海象に合わせゲインを調整するならば、経済性は向上する。2~3%の議論をするならば、その努力も払うべきであろう。

原稿執筆のための調査中、色々と資料の提供を受けたり助言を賜つた関係各位にお礼を申し上げる。また、著者の力量不足により、ここに紹介しなかつた重要なこの分野への貢献があつたかも知れない。また著者等の理解不足のため誤まつた紹介をしたかも知れない。共に著者等の責任であり、お詫びすると共に御指摘いただいた。

参 考 文 献

- 1) N. Minorsky: Directional stability of automatically steered bodies, J. of ASNE, Vol. 34, 1922.
- 2) 野本謙作: 自動操舵系の安定性に就いて, 造船協会論文集, 第104号, 1958年12月.
- 3) 「各社のオートパイロット」, 造船技術, 第10巻, 第4号, P.61~68, 1977年4月.
- 4) 「船舶オートパイロット」, サーボ技術マニュアル(下巻), P.IV-376~406, 新技術開発センター, 1980.
- 5) M. I. Bech: Some aspects of the stability of automatic course control of ships, Proc. of Int. Conf. on Directional Stability and Control of Bodies Moving in Water, London and Haslar, Sep. 1972.
- 6) W. B. van Berlekom and T. A. Goddard: Maneuvering of large tankers, T. of SNAME, Vol. 80, 1972.
- 7) SR 151 研究部会: 大型化に対応する船舶操縦システムの調査研究報告書, 日本造船研究協会, 1977年3月.
- 8) 野本謙作, 植村卓司, 坪川毅彦: 近似双入力記述関数による自動船首揺解析, 日本試験水槽委員会第2部会(第60回)資料, 1980年2月.
- 9) 坪川毅彦: 操舵に基づく推進馬力損失に関する研究, 大阪大学修士論文, 1981年3月.
- 10) 長谷川和彦: 天候調整機構を含む自動操舵系の推進馬力損失の推定法について, 日本試験水槽委員会第2部会(第64回)資料, 1981年6月.
- 11) 富田幸雄, 山本博敬, 沖田 清, 山崎和明: シングルループ式操舵システム, 日立造船技報, 第41巻, 第2号, 1980年6月.
- 12) 小山健夫, 野本謙作: 自動操縦について——海上交通の制御——, 第2回操縦性シンポジウム, 1970年11月.
- 13) 菅 信, 小山健夫: 第2章 操縦性能, V L C Cに関する10章——操船のポイント——, P.51, 成山堂, 1980.
- 14) 小山健夫, 小瀬邦治, 長谷川和彦: 操舵員による針路不安定の許容限界に関する一考察, 日本造船学会論文集, 第142号, 1977年12月.
- 15) 野本謙作, 元山登雄: 船首揺にもとづく推進馬力の損失について, 造船協会論文集, 第120号, 1966年12月.
- 16) 小山健夫: 外洋航行中の船の最適自動操舵系に関する研究, 造船協会論文集, 第122号, 1967年12月.
- 17) K. Hasegawa: On a performance criterion of autopilot navigation, J. of Kansai SNA, Japan, No. 178, Sep., 1980.
- 18) 元良誠三: 船体運動に対する附加質量および附加慣性モーメントについて——その3 左右動に対する附加質量——, 造船協会論文集, 第106号, 1959年12月.
- 19) 神中竜雄, 深瀬 彊, 湯室彰規, 山崎禎昭: 高速旋回に関する二三の問題, 造船協会論文集, 第111号, 1962年6月.
- 20) N. H. Norrbin: Theory and observations on the use of a mathematical model for ship manoeuvring in deep and confined waters, SSPA Report, No. 68, 1971.
- 21) 小瀬邦治, 佐伯敏朗: 操縦運動の新しい数学モデルについて, 日本造船学会論文集, 第146号, 1979年12月.
- 22) H. Eda and C. L. Crane: Steering characteristics of ships in calm water and waves, T. of SNAME, Vol. 75, 1965.
- 23) 末竹義弘: 波浪中におけるオートパイロットの評価について, 東京大学修士論文, 1981年2月.
- 24) 松本憲洋, 末光啓二: 拘束模型試験による操縦性の予測, 関西造船協会誌, 第176号, 1980年3月.
- 25) M. Hirano and J. Takashina: A calculation of ship turning motion taking coupling effect due to heel into consideration, T. of the West-Japan SNA, No. 59, Mar., 1980.
- 26) H. Eda: Rolling and steering performance of high speed ships, Proc. of 13th ONR Symp. on Naval

- 27) 孫 景浩, 野本謙作: 高速コンテナ船の操縦運動と横揺れとの連成挙動について, 日本造船学会論文集, 第150号, 1981年12月.
- 28) 高石敬史, 猿田俊彦: 高速コンテナ船の操舵による動揺について, 関西造船協会誌, 第161号, 1976年6月.
- 29) 高石敬史, 平野雅祥, 猿田俊彦, 高品純志, 中嶋利夫: フィンスタビライザー及び舵の横揺れ軽減効果について, 関西造船協会誌, 第171号, 1978年12月.
- 30) N. H. Norrbin: On the added resistance due to steering on a straight course, Report of Performance Committee, Appendix 8, 13th ITTC, Berlin/Hamburg, 1972.
- 31) 小瀬邦治, 佐々木直人: 保針操舵の評価函数について, 西部造船会技術委員会性能部会 (第68回) 資料, 1976年4月.
- 32) W. K. Wolters: A linear ship model for judging the effectiveness of steering large tankers, T. of RINA, Vol. 119, 1977.
- 33) D. Clarke: Development of a cost function for autopilot optimisation, Proc. of Symp. on Ship Steering Automatic Control, Genova, June, 1980.
- 34) 山内保文: 海洋波中の応答, 耐航性に関するシンポジウム, 1969年7月.
- 35) 「海洋工学」特集——海洋構造物と海象——, 日本造船学会誌, 第609号, 1981年3月.
- 36) (SR 163 研究部会): 北太平洋の風と波の統計図表, 日本造船研究協会, 1981年3月.
- 37) F. A. Hsu and K. B. Blenkarn: Analysis of peak mooring forces by slow vessel drift oscillation in random seas, Paper OTC 1159, Houston, 1970.
- 38) 高木又男: 漂流力について, 第2回海洋工学シンポジウム, 1976年6月.
- 39) A. G. Davenport: The spectrum of horizontal gustiness near the ground in high winds, Quarterly J. of Royal Meteorological Soc., Vol. 87, 1961.
- 40) 長谷川和彦, 石山忠治, 梅田宏規: オートパイロットによる針路不安定船の許容限界に関する考察 (第1報), 日本造船学会論文集, 第148号, 1980年12月.
- 41) H. Kwakernaak and R. Sivan: Linear optimal control systems, Wiley-Interscience, 1972.
- 42) H. H. Rosenbrock: Computer-Aided control systems, Academic Press, 1974.
- 43) K. J. Åström: Introduction to stochastic control theory, Mathematics in Science and Engineering, Vol. 70, Academic Press, 1970.
- 44) Goodwin and Payne: Dynamic system identification; Experiment design and data analysis, Mathematics in Science and Engineering, Vol. 156, Academic Press, 1977.
- 45) B. C. Kuo: Automatic control systems, Prentice Hall Inc., 1975.
- 46) 高橋安人: システムと制御(上)・(下), 岩波書店, 1978.
- 47) J. T. Tou: 現代制御理論, 中村他訳, コロナ社.
- 48) Y. D. Landau: Adaptive control—The model reference approach, Control and Systems Theory, Vol. 8, Marcell Dekker, 1979.
- 49) ポントリヤギン: 常微分方程式, (木村, 千葉訳), 共立出版.
- 50) レフシェッツ: 非線型制御系の安定性, (加藤訳), 産業図書.
- 51) ミシュキン, ブラウン: 適応制御系, (磯部他訳), コロナ社.
- 52) 辻 節三: 最適制御概論, 養賢堂.
- 53) K. J. Åström: Why use adaptive techniques for steering large tankers, Int. J. Control, Vol. 32, No. 4, pp.689-708, 1980.
- 54) P. C. Parks: Lyapunov design of model reference adaptive control systems, IEEE, Trans. AC 11, pp.362-367, 1966.
- 55) J. Amerongen and A. J. Udink Cate: Model reference adaptive autopilots for ships, Automatica, Vol. 11, pp.441-449, 1975.
- 56) J. Van Amerongen and H. R. Lemke: Experiences with a digital model reference adaptive autopilot, Proceed of ISSOA-79, 1979.
- 57) J. Van Amerongen and E. F. A. Land: An adaptive autopilot for trackkeeping, Proceed. of ISSOA-79, 1979.
- 58) 堀籠教夫: モデル規範形適応系によるオートパイロットについて(I), 航海, 第63号, 1980. 同上(II), 航海, 第64号, 1980.
- 59) R. E. Kalman: Design of self optimizing control system, ASME, Vol. 80-2, pp. 468-478, 1958.
- 60) K. J. Åström, and B. Wittenmerk: On self tuning regulators, Automatica, Vol. 9, pp.185-199, 1973.
- 61) C. G. Källström, K. J. Åström, et al.: Adaptive autopilots for tankers, Automatica, Vol. 15, pp. 241-254, 1979.
- 62) 大津皓平: Self tuning autopilot について, 航海, Vol. 61, 1979.

- 63) H. Akaike: A new look at the statistical model identification, IEEE-AC 19-6, 1974.
- 64) 赤池弘次, 中川東一郎: ダイナミックシステムの統計的解析と制御, サイエンス社.
- 65) K. Ohtsu, M. Horigome, G. Kitagawa: A new ship's autopilot design through a stochastic model, Automatica, Vol. 15-3, 1979.
- 66) 大津皓平, 堀籠教夫, 北川源四郎: 保針運動の統計的同定と最適制御, 造学論, 139号, 同上(続), 造学論, 143号, 1978.
- 67) 大津皓平: ARオートパイロットについて, 航海, 62号, 1979.
- 68) K. Ohtsu, M. Horigome, and G. Kitagawa: A robust autopilot system against the various sea conditions, Proceed. of the 3rd ISSOA-79, 1979.
- 69) 北川源四郎, 赤池弘次, 大津皓平: 局所定常自己回帰モデルによる適応制御系の実現, 統計数理研究所集報, Vol. 27-1, 1980.
- 70) T. Kojima and A. Sugimoto: A new autopilot system with condition adaptivity, Proceed. of the 5th Ship Control Systems Symp., Vol. 4, 1978.
- 71) H. Kanamaru, and T. Sato: Adaptive autopilot system with minimum propulsive energy consumption, Proceed. of the 3rd ISSOA Symp. 79, 1979.
- 72) 森本 晋, 西村好之, 小野武之, 佐藤敏文: 三菱省燃費形自動操舵装置 TONAC PILOT-1, 三菱重工技報, Vol. 18-2, 1981.
- 73) W. E. Cowley: Development of an autopilot to control yaw and roll, NAVAL ARCHITECT, Jan., 1974.