

HP「海軍砲術学校」公開資料

射撃指揮装置MK56

機能説明書

(射撃理論 電気回路)

海上自衛隊第1術科学校

<http://navgunschl.sakura.ne.jp/>

HP「海軍砲術学校」公開資料

目 次

第1章 GFCS MK56の概説	1
1 GFCS MK56の目的	1
2 GFCS MK56の型	1
3 GFCS MK56の性能	2
4 GFCS MK56の各構成機器	2
(1) 方位盤MK56	4
(2) レーダ装置MK35	4
(3) コンソルMK4	5
(4) 管制盤(管制パネル)MK23	6
(電源管制盤)	
(5) 管制盤MK27、MK28及びMK57	6
(6) 射撃盤(コンピュータ)MK30	8
(7) 射撃盤(コンピュータ)MK42	8
(8) 月力発信器MK5	9
(9) Ph修正器MK6	9
(10) トランスフォーマMK19	9
(11) 定電圧トランスフォーマMK20	10
(12) MGセット(直流発電機セット)	10
(13) 旋回用アンプリダイン	10
(14) 俯仰用アンプリダイン	11
(15) 目標指示器(TDユニット)	11
(16) 副次射撃盤囲い	11

HP「海軍砲術学校」公開資料

第2章 名称及び記号	13
第3章 対空射撃問題の解析	37
1 問題解法に使われる座標系	37
2 問題の基本について	37
3 安定座標系	39
4 安定座標系による苗頭(リード・アングル)の定義	42
5 苗頭(リード・アングル)方程式の解析	43
(1) 目標運動による項	43
(2) 弾道修正による項	45
ア 砲軸角修正	45
イ 重力降下(Gravity Drop)及び潜差修正	45
ウ 定偏修正	49
エ 風力修正	52
オ 弾道修正の合計	58
(3) 苗頭(リード・アングル)方程式の最終形	61
6 砲命令角	67
(1) 砲命令角その他の定義	67
ア 方位盤旋回角及び仰角	67
イ 左右苗頭(Deck Deflection)及び 上下苗頭(Elevation Deflection)	69
ウ 砲旋回角及び砲仰角	71
エ クロス・トラバース角	72
(2) 砲命令角の決定	84

HP「海軍砲術学校」公開資料

ア 軸交換機構	84
イ ボール・ケリエツジ・ユニットの作動	89
7 集中角 (Parallax) 修正	94
(1) 集中角 (Parallax) の種類	94
(2) 潜差 (Vertical Parallax) 修正	94
(3) 占位差 (Horizontal Parallax) 修正	94
8 信管秒時の問題	100
(1) 問題の一般について	100
(2) $5^{\circ}/38$ 砲に対する信管秒時の解法	106
ア 距離差 (Rang Difference) $R_f - R_g$ の近似値	107
イ 弾丸の速度	107
ウ G の計算	109
エ 秒時差 (Fuze Difference) $F - G$ の式の誘導	112
オ 信管秒時計算のまとめ	118
第4章 対空射撃問題の解法と計算機構の一般	129
1 対空問題の解法	129
(1) 解法の要約	129
ア 第1段階	129
イ 第2段階	129
ウ 第3段階	129
エ 第4段階	130
(2) 目標現在位置の決定	130
(3) 的標及び的速の決定	131

HP「海軍砲術学校」公開資料

(4) 目標未来位置の決定	135
ア U 及び $dHr\cos\delta$ の計算	136
イ Zs 及び E の測定	136
ウ \overline{dRtw} の計算	139
(5) 仮想未来位置の解法	139
ア 風力修正の計算	139
イ $\overline{RdRstfw}$ と $\overline{RdRtftpw}$ の計算	140
ウ Zq 及び Zu の計算	140
エ Zsq _u による修正	141
オ Ph 及び B'rp の計算	141
カ D'd 及び B'rp の計算	141
キ B'grp 及び E'g の計算	142
(6) 信管秒時の解法	142
2. 基礎的な計算機構と計算回路	143
(1) 一般概説	143
ア 直線形ポテンシヨメータによるアナログ電圧	144
イ カード形ポテンシヨメータによるアナログ電圧	145
ウ タコメータによるアナログ電圧	146
(2) 機械的な計算機構	146
ア 機械的な加算及び減算機構	147
イ 加算レバー	147
ロ 差動歯車	148
イ 機械的な積算及び割算機構	148

HP「海軍砲術学校」公開資料

(ア) 積算レバー	149
(イ) 0型積算レバー	149
(ウ) メカニカル型積算レバー	151
(エ) 自乗リンケージ	152
(オ) 自乗型積算リンケージ	154
ウ 機械的な三角函数演算機構	156
(ア) シングル、メカニカル、レゾルバー	156
(イ) 5°/38砲用メカニカル、レゾルバー	158
(ウ) 3°/50、5°/54、6°/47各砲用のメカニカル、レゾル バー	158
(エ) 4バー・リンケージ	160
(3) 電気的な計算回路とその機構	161
ア 電気的加算及び引算回路	161
イ 電気的積算回路	164
ウ 電気的三角函数計算機構	166
(ア) カード形レゾルバー	166
(イ) 回転変圧器レゾルバー	168
(ウ) アツテネータ	173
エ 計算サーボ機構	176
(ア) サーボ機構の基礎	176
(イ) 代表的な交流サーボ	178
(ウ) 代表的な直流サーボ	182
a 作動の概要	182

b	パイプレータ(チヨパー)の作動	185
(㉔)	スタンダードな計算サーボ増幅器	187
a	作動の概要	187
b	位相関係	189
c	サーボ増幅器のテスト	190
(㉕)	サーボ・モータ	192
a	作動の概要	192
b	回転と位相関係	194
(㉖)	サーボ系の安定	195
第5章	電気回路各論	199
1	方位盤制御回路	199
㉑	操作の概要	199
㉒	方位盤制御モード	201
(1)	ジャイロ・プレセツション回路	202
ア	自動追尾モードの入力信号	202
㉑	信号の説明	202
㉒	電圧の前増幅	206
(2)	オプティカル・モードの入力信号	207
ア	正常な目標追従(ノーマル・トラッキング)	207
イ	補助目標追従(エイダイド・トラッキング)	208
(3)	スルー・モードの入力信号	209
(4)	T・D・Sモードの入力信号	210
(5)	スイッチング管制ユニットの作動	211

HP「海軍砲術学校」公開資料

	オプティカル・スル及び T・D・S 信号の切換	211
イ	レーダ誤差信号の切換	212
ウ	照合電圧の切換	214
エ	特別な態における接続の変更	214
(6)	プリセツション回路の増幅段	215
(7)	プリセツション前置増幅段の位相弁別回路	215
ア	入力の位相関係	216
イ	回路の作動	219
(8)	レーダ・サーチ、TDモード及び手動操作の手動入力信号	221
		221
ア	レーダ、サーチ、モードの入力信号	222
イ	TDモードの場合の手信号	223
(9)	手段入力の切換え	226
(10)	円滑用フィルターと記憶操作(コースト・オベレイション)	227
		227
(11)	アンティチユマブル(Antitumble)回路	228
(12)	前置増幅の最終段	232
(13)	プリセツション電力増幅	232
ア	回路の作動	232
イ	負帰還	235
(14)	スイッチ円滑回路	235
(15)	テスト・パネルの作動	239
2	方位盤動力操縦回路	242

HP「海軍砲術学校」公開資料

(1) 誤差信号	243
(2) 誤差信号の増幅	245
ア 旋回駆動増幅器	245
イ 府仰駆動増幅器	249
(3) 駆動モータ	250
ア 旋回用駆動モータ	250
イ 府仰用駆動モータ	251
(4) 系の安定化	251
3. 情報系サーボ及びその回路	253
(1) 方位盤府仰回路 (E'bサーボ)	253
ア 砲命令信号 E'b	255
イ 誤差信号	255
(ア) 正しい系の同期	256
(イ) 虚の同期	256
ウ E'bサーボ・モータ	258
エ サーボ出力	258
(2) 集中角計算回路 (Ph及びB'rpサーボ)	258
ア Phサーボ	261
(ア) 計算式	261
(イ) 誤差信号	262
(ウ) Phサーボ・モータ	262
イ B'rpサーボ	263
(ア) 砲命令信号 B'rp	263

HP「海軍砲術学校」公開資料

(1) 系の同期	264
(2) 信号の前段増幅	265
(3) B ^d R ^t wサーボモータ	265
(3) 距離サーボ	265
ア 誤差信号	266
(1) レーダ誤差信号	266
(2) 補助距離(エイデッド・レンジ)	268
(3) 距離管制スイッチ	269
(4) 記憶回路	269
(5) ユースト、スイッチ	270
(6) 距離スリユイング	270
(7) 目標指示	271
イ 距離サーボ・モータ	273
ウ 前段増幅	274
エ フィード・バック	274
オ サーボ出力	274
(4) 風力の修正を行なつたレンジ・リミット回路(\overline{dRtw} サーボ)	275
ア 計算回路	275
イ 誤差信号 \overline{dRtw}	275
ウ \overline{dRtw} サーボモータ	277
(5) クロス・トラバース回路(Z ₈ サーボ)	278
ア ピック・アップ・シンクロ Z ₈	278

HP「海軍砲術学校」公開資料

イ	Sec E アツテネータ	280
ウ	前段増幅	280
エ	フィードバック	280
オ	Zsサーボ・モータ	281
カ	サーボ・出力	281
(6)	真高角回路 (Eサーボ)	282
ア	ピツク・アツプシンクロ E	282
イ	前段増幅器	283
ウ	フィード・バック	284
エ	Eサーボ・モータ	284
オ	サーボ出力	284
カ	トルー E 手動ノブ	285
キ	ローアングロ・プザ	285
(7)	風力分解回路 (So 及び Bws サーボ)	286
ア	So サーボ	286
イ	Bws サーボ	290
ウ	風力修正回路	292
(8)	エレベーション・レート及びトラバース・レート計算回路	294
ア	エレベーション・レートの計算	295
イ	トラバース・レートの計算	297
4	砲命令信号計算回路	300
(1)	修正されたクロストラバース回路 (Zsqu サーボ)	300

HP「海軍砲術学校」公開資料

ア	回路の計算	300
イ	誤差信号	301
ウ	前置増幅	301
エ	Zsquサーボ・モータ	301
(2)	砲命令信号転換回路(ガン、オーダ、コンバータ回路)	
	V'd及びD'dサーボ	302
ア	誤差信号	302
(ア)	整合及び弾綫修正	303
(イ)	誤差信号の修正	303
(ウ)	安定化のためのフィード・バック	304
イ	D'dサーボ・モータ	305
ウ	補償のための照合	305
エ	リード・アングルの制限	306
(ア)	サーボ・制限機構	306
(イ)	インナーリング制限機構	306
(ウ)	アフターリング制限機構	309
オ	外部コンピュータ・モード	310
5	通管秒時計算回路	313
(1)	リンケージ機構	313
(2)	信管秒時計算機構	313
ア	信管秒時の照合方程式	314
(ア)	式の分母について	314
(イ)	式の分子について	316

(ウ) (F - G) の乗算	316
イ 誤差信号	317
ウ ヒューズ、スポット	317
(3) Fサーボ	318
ア ゲインコントロール	318
イ 位相の検出	319
ウ Fサーボ・モーター	322
6 セカンダリ弾道計算サーボ	326
(1) 真高角サーボ (Eサーボ)	326
(2) 距離サーボ (Rサーボ)	326
(3) 風力修正を行なつたレンジ・レートサーボ (dRtwサーボ)	326
(4) 信管秒時サーボ (Fサーボ)	326
(5) 集中角修正を行なつた方位盤施回角サーボ (B'rp サーボ)	327
(6) 修正されたクロス・トランバースサーボ (Zsqnサーボ)	327
7 電源回路及びスイッチング回路	328
(1) 電源回路	328
ア 115 V 不定電圧回路 (UNREG)	328
イ 115 V 定電圧回路 (REG)	329
ウ 440 V 及び 115 V 3 相回路	329
エ 直流電源回路	330

HP「海軍砲術学校」公開資料

(2)	MGセット及びMGセット電圧調整回路	331
ア	MGセット	331
イ	MGセット電圧調整回路	332
(3)	正定電圧電力供給回路(定電圧器)	333
(4)	負定電圧、電力供給回路(ネガティブ)	334
ア	-300V直流電源	335
イ	-105V直流電源	336
ウ	メータ回路	337
(5)	コンピュータ電力供給回路	337
(6)	精密電圧供給回路	337
ア	200Vチャネル	338
イ	+200Vチャネル	339
ウ	精密電圧のテスト	340
(7)	ジャイロ電源	341
(8)	電力制御スイッチング回路	343
(9)	モード管制スイッチング回路	346
ア	モード管制スイッチ	347
イ	回路の作動	348

第 1 章

G F C S M K 5 6 の概説

HP「海軍砲術学校」公開資料

第1章 GFCS MK56の概説

1 GFCS MK56の目的

射撃指揮装置MK56は、艦艇装備対空射撃指揮装置であつて、基本的機能は、対空目標を追従し、対空砲に関する砲仰角、砲旋回角及び信管秒時を計出することにある。本射撃指揮装置は

(1) 他の発令所(CIC、WEAPON Control Station)から目標指示を受けられることができる。

(T・D・S、T-WAP、T-DAP、MTT等)

(2) 他の武器指揮装置へ諸元を伝達することができる。

(他の射撃指揮装置、A/S Fire Control Sys、GF Fire Control Sys、ASROC Fire Control Sys及びDASH Control System等)

(3) 水上目標にも射撃管制が可能である。

上に述べた目的を達成するため、視認できる目標に対しても、盲目の目標に対しても自動追従する射撃用レーダMK35装置が使用され、発砲諸元の計出のため電気機械的補助装置及び方位盤の駆動を操作するためのサーボ機構が使用されている。

2 GFCS MK56の型

射撃指揮装置MK56は、2種の型がある。即ち単一弾道方式と2種弾道方式である。

単一弾道方式というのは、一種類の口径砲の射撃管制を行なうもので、2種弾道方式というのは、同一目標に対して2種の異なつた口径砲を同時に射撃管制することができるものである。

HP「海軍砲術学校」公開資料

一般のGFC S MK56は2種弾道方式として装備されている。

基本管制砲は5"/38、5"/54及び6"/67の口径の艦砲であり、副次管制砲は3"/50又は3"/70口径の艦砲である。

3 GFC S MK56の性能

射撃指揮装置MK56は、650Kt (334m/秒)程度の速度を有する対空目標に対して追従し、発砲諸元を計出することができる。

レーダの最大目標捕捉距離は30,000ヤードあり、レーダは自動追従するように設計されている。

計算装置は、射撃管制の問題を設定時間で約2~3秒で連続解法ができる。又本計算装置は「我」に最も危害を加える対空目標、即ち突入してくる高遠雷撃機、急降下爆撃機、及び中高度水平爆撃機に対して最大の射撃効果を発揮するように設計されている。

数学的計算の過程において、微量な未知量については、GFC S MK56を設計するため適切な射撃状態の近似値に置換され、ほとんどの射撃状態について理論上正しい値としている。

2種弾道方式についての特性及び他の設計上のデータについてはAppendix A (附録A)に一覧表としている。

4 GFC S MK56の各構成機器

ア 上部構成機器 (甲板上の構成機器)

(1) 方位盤 MK56 (Gun Director MK56)

(2) レーダ装置 MK35 (Radar Equipment MK35)

(注) レーダの構成機器は、甲板上のものと甲板下に分離している。

イ 甲板下の構成機器

HP「海軍砲術学校」公開資料

- (ア) コンソール MK4 (Console MK4)
 - (イ) 管制盤 MK23 (電源管制盤) (Control Panel Mk23)
 - (ロ) 管制盤 MK27 (Control Panel MK27)
 - (ハ) 管制盤 MK28 (Control Panel MK28)
 - (ニ) 管制盤 MK57 (Control Panel MK58)
 - (ホ) 射撃盤 (コンピュータ) MK30 (Computer MK30)
- (註) 単一弾道方式には1個、2種類弾道方式には2個設置される。
- (ケ) レーダ装置 MK35 (Radar Equipment MK35)
 - (ク) 風力発信器 MK5 (Wind Transmitter MK5)
 - (コ) Ph修正器 MK6 (Train Parallax Corrector MK6)
 - (サ) トランスフォーマ M19 (Transformer MK19)
 - (シ) 定電圧トランスフォーマ MK2 (Regulating Transformer MK20)
 - (ス) MGセット (直流発電機セット) (Moter Generator Set)
 - (セ) 施回用アンプリダイナ
 - (ソ) 俯仰用アンプリ
 - (タ) 目標指示器 (TD ユニット) (Target Designation Unit)
- (註) 単一弾道方式のみ設備される。
- (チ) 副次射撃盤固い (Mounting Rack, Secondary Computer)
- (註) 2種弾道方式のみ設備される。
- (ツ) シンクロ、キャパシタ箱
 - (テ) 融断短絡スイッチ (Battle-Short Switch)

(b) 戦闘選択スイッチ (Battle Selector Switch)

(注) 2種弾道方式にのみ設備

(1) 方位盤 MK56

方位盤 MK56 は、艦橋の頂上にあつて装置の一個の完全な構成物である。方位盤の基本的機能は2つにまとめられる。

即ち

ア 目標の現在位置について連続した情報を作ること。

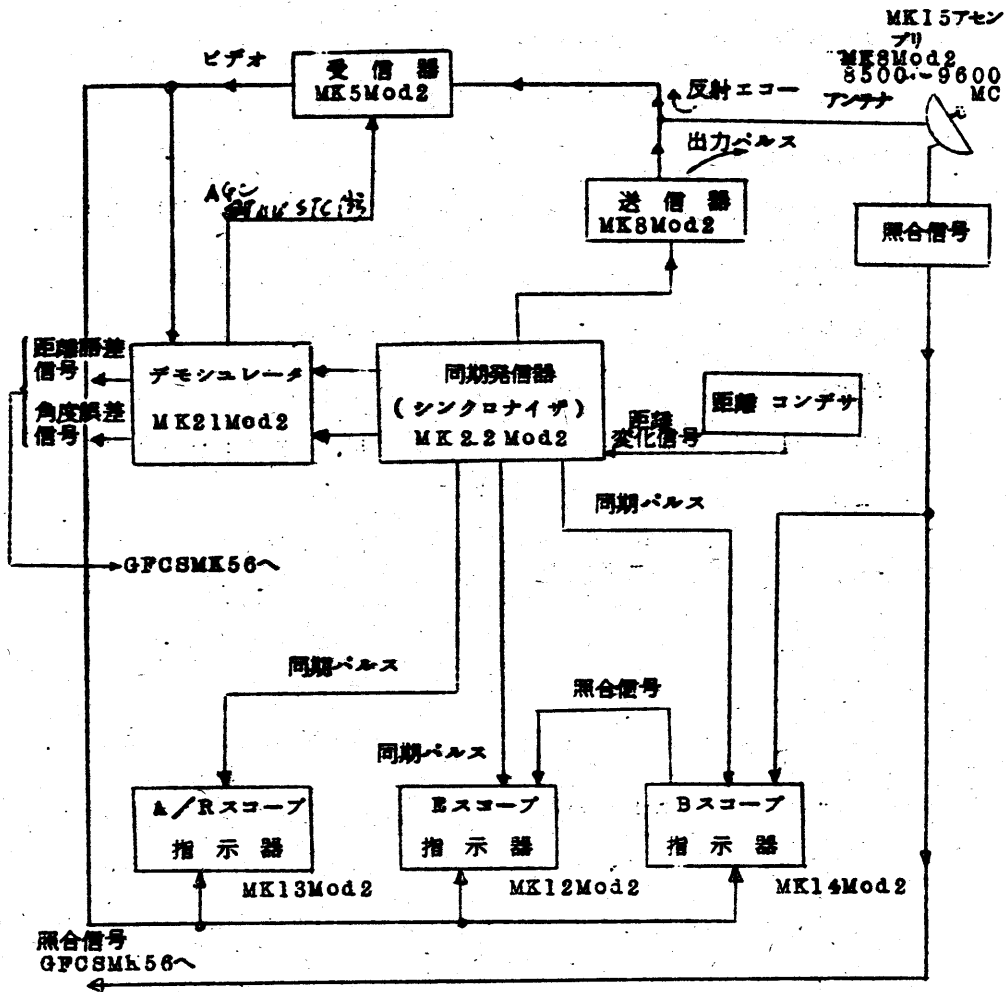
イ 計算装置に使用するための目標の運動によるレート(変化率)を作ることである。

(2) レーダ装置 MK35

レーダ装置 MK35 は、OP1600A に詳細に述べている。

本射撃指揮装置へ距離及び自動追従に必要な信号を供給する。

HP「海軍砲術学校」公開資料



レーダ装置MK35Mod2 ブロックダイアグラム

(3) コンソル MK4

コンソルMK4は、本射撃指揮装置を操作する管制所として使用されるものである。

コンソルMK4は、レーダ距離指示器 (A/Rスコープ)、方位指示器 (E

スコープ)及び俯角指示器(Eスコープ)が設けられ、更に入力手輪スイッチ類及び管制用ノブがある。

本コンソルの下部には基本管制砲用の射撃盤(コンピュータ)MK42が設けられている。

(4) 管制盤(管制パネル)MK23、(電源管制盤)

管制盤MK23は、主440V、及び115V交流電源を受ける。

本管制盤は、ライントコンダクタ、MGセット、及びアンプリダイン駆動モータに対する過負荷保護装置、電源管制スイッチ用に使用する多数のリレイ、及びレーダのモード管制に使用するための数個のリレイを内蔵している。

(5) 管制盤MK27、MK28及びMK57

本射撃指揮装置の全ての機器類は、御制盤MK27、及びMK28のいずれか一つのを必要としている。

2種弾道方式においては、更に管制盤MK57が必要とされる。

管制盤は、計算サーボ方位盤駆動用の多数の電気機器類が設けられている。各々のドロワーに設定されていて各パネルに内蔵されている電気機器ユニットの構成品番号(アセンブリ・ナンバー)及び端子板の指定等についての完全なリストはOP1600B、Volumes2及びVolumes3にある。

ア 管制盤MK27

管制盤MK27は、次のシャフから構成されている。

(ア) プレセッション前置増幅器

(イ) 定電圧電源供給器

HP「海軍砲術学校」公開資料

(ウ) 旋回用及び俯仰用プレセッション電力増幅器

(ロ) 負電圧電源供給器

(カ) MGセット定電圧器

(キ) スイッチ管制ユニット

(ク) ジャイロ電源供給器

(コ) 旋回用及び俯仰用駆動電力増幅器

イ 管制盤 MK28

管制盤MK28は3個の計算サーボ回路、及び基本弾道サーボ系に使用される14個の計算サーボ増幅器を内蔵している。

更に、苗頭量(見越角)制限ユニット及びプレセッション電圧供給装置が管制盤の内部に設けられている。

焼失ヒューズ指示燈の系列及び試験用ジャックが、管制盤のシャシ・ドロワの前面パネルに設けられている。

1個の焼失ヒューズ指示燈及び1個の試験用ジャックは、シャシ・ドロワにある各計算サーボ増幅器の前面パネルに設けられている。

焼失ヒューズ指示燈の次に設けられているものは、試験用スイッチで試験用ジャックに結線するため使用される。

この試験用ジャックは、計算サーボ増幅器の作動チェックをするためのものである。

ウ 管制盤MK57

管制盤MK57は、3個の計算サーボ回路と11個のサーボ増幅器が内蔵されていて、副次管制砲の弾道サーボ系に使用される。

目標指示器(TDユニット)、副次管制の苗頭量(見越角)の制限ユ

HP「海軍砲術学校」公開資料

ニット、計算電源供給器（負電圧）、及び副次管制砲のプレセフ電源供給器が管制盤に設けられている。

焼失ヒューズ指示燈の系列及び試験用ジャックは、管制盤MK28について説明したのと全く同じである。

(6) 射撃盤（コンピュータ）MK30

射撃盤MK30の基本的機能は、方位盤回路から受信した目標の運動による目標レート、即ち旋回及び俯仰の角速度分を見越角へ転換することであり、同時に砲旋回角及び砲仰角の命令信号を得るため目標現在位置の座標系に苗頭量を加味する。

更に動揺による照準線周りの回転と甲板面の傾斜角に関する修正がなされる。

砲命令信号の計算は、基本的に機械的方法によつて行なわれ、この入力には、計算機構の他の構成機器からの信号によつて制御されるサーボ・モータによつて駆動伝達されるものである。

2弾道方式においては2個の射撃盤MK30が必要とされ、1個は基本管制砲の弾道計算用であり、他は副次管制砲の弾道計算用である。

(7) 射撃盤（コンピュータ）MK42

射撃盤MK42は、砲軸角、定偏及び平均弾道の速度を計出する。

計算は、リンクージ機構によつて基本的計算が行なわれる。

射撃盤MK42の内部には、基本的に電氣的なものであるが、リンクージ機構からの入力を受ける信管秒時計算機構がある。この回路からの出力は、信管秒時である。

射撃盤MK42の他の出力大部分は、射撃盤MK30へ伝達される。

HP「海軍砲術学校」公開資料

2種弾道方式においては、2個の射撃盤MK42が必要である。

1個は、基本管制砲の弾道計算用であり、他は副次管制砲の弾道計算用である。

(8) 風力発信器MK5

風力発信器MK5は、弾道風速に比例した電圧を照準線に沿った相対分速度に比例した2種の電圧及び照準線に直角な相対分速度に比例した電圧に変換する。

(9) Ph修正器MK6

Ph修正器MK6は、ユニットPhを計出するものである。

基本長100ヤードの占位差による集中角は、伝達された砲命令信号が砲の照合点に関して計算された旋回角となるように修正され、ユニットPhとして砲側へ伝達させる。

一對のチンギ歯車は、各修正器に取りつけられていて、方位盤の回転の中心と照合点との間の距離に対する適切な歯車を設定することによつて、独自の砲に対する適切な占位差集中角修正が得られる。

(10) トランス フォマMK19

トランスフォマMK19は、主電源装置から440V 3相60サイクルを受け、2次側の端子で115V 3相60サイクルA.Cを作る。

トランスフォマは固定位相(照合電圧)を計算サーボ回路、及び次のサーボ系にあるサーボモータへ供給する。

(ア) 甲板面に関する左右 苗頭計算サーボ・モータ D'd

(基本管制砲の弾道用及び副次管制砲の弾道用)

(イ) 甲板面に関する上下苗頭(照尺角)計算サーボ・モータ、V'd

HP「海軍砲術学校」公開資料

(基本管制砲の弾道用及び副次管制砲の弾道用)

(ウ) 変距離計算サーボ dRtw (副次管制砲の弾道用)

更に苗頭(見越角)制限回路へ道電流を供給する。

01 定電圧トランスフォーマMK20

定電圧トランスフォーマMK20は、艦内電源から115V単相60サイクル交流電圧を受け、115Vの定電圧出力を作る。これは1次電圧を92Vから138Vに可変できる。

115V定電圧電源の基本的な使用は、レーダ機器にあるフィラメントトランスフォーマ用であつて、他の電気機器にも使用する。このトランスフォーマは皮相電力3KV力率85%である。

02 MGセット(直流発電機セット)

MGセットは、主440V 3相60サイクルAC電源で作動し、本指揮装置の種々の用途に用いる直流450V及び120Vを作るものである。

450V電源は、サーボ増幅器、電力駆動増幅器及びレーダ構成機器のプレート電圧に原則として使用されている。

120V電源は、スキヤニング・モータ(アンテナMK15のみ)用、及び旋回モータの励磁用として更にモード管制回路用として使用される。

450V発電機は3.4Kwの規格であり120V発電機は、750Wの規格である。

MGセットの回転速度は、1800 r.p.mであり、回転は、発電機側から見て時計方向である。

03 旋回用アンプリダイン

旋回用アンプリダインは、主440V-3相60サイクルAC電源で駆動

され、方位盤にある旋回用駆動モータを作動する制御直流電圧を作る。
本機は、誘導電動機と全完囲いの構造で単一の2軸受ユニットとして作られたアンブリダイン発電機から構成されている。

誘導電動機は、3 HPで3450r・p・mの規格である。アンブリダイン発電機は、最大負荷で250 V、6 Aの規格となつている。回転方向は、発電機側から見て時計方向である。

04 俯仰用アンブリダイン

俯仰用アンブリダインは、主440 V 3相60サイクルAC電源で駆動され、方位盤にある俯仰モータを作動する制御直流電圧を作る。

本機は、誘導電動機及び半囲いの構造単一2軸受ユニットとして作られたアンブリダイン発電機から構成されている。

誘導電動機は $\frac{3}{4}$ HPで3450r・p・mの規格である。アンブリダイン発電機は、375 W、250 Vの規格である。

回転は、発電機側から見て時計方向である。

05 目標指示器(TDユニット)

目標指示ユニットは、単一弾道方式においては、1個の構成物となつている。

2種弾道方式においては、本ユニットの内部構成機器は、管制盤MK57の上部左ドロワに設けられている。

06 副次射撃盤囲い

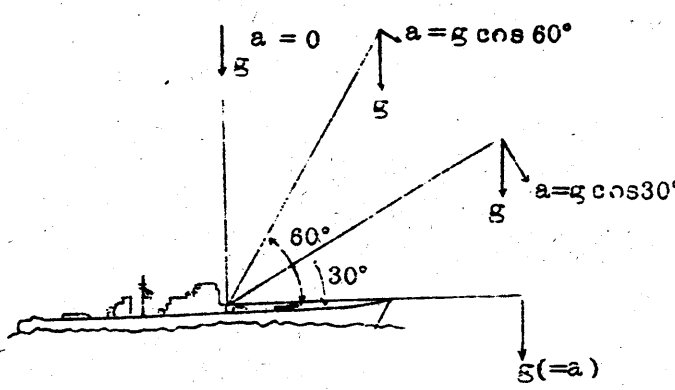
副次射撃盤囲いは副次管制砲弾道計算用射撃盤MK30及びMK42を内蔵している。

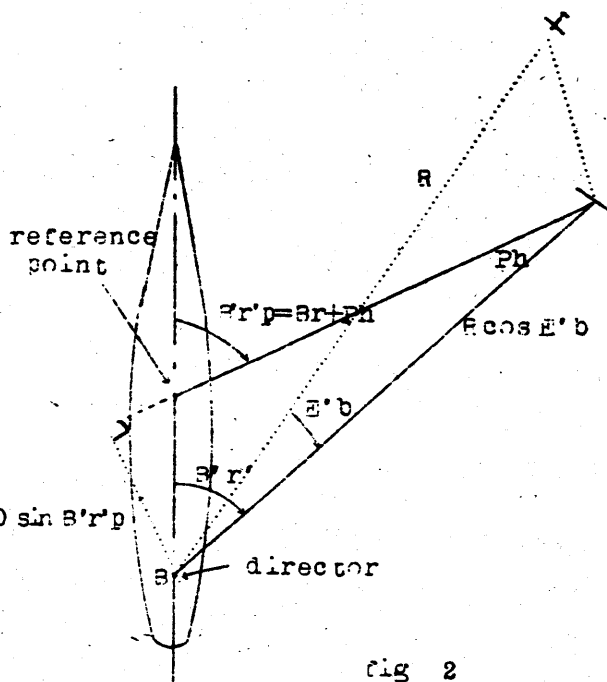
本囲いは、コンソルMK4の底部にある構造と全く等しいものである。

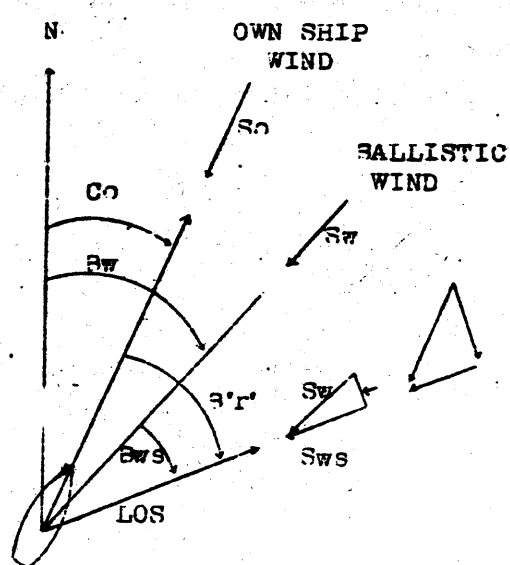
第 2 章

G F C S M K 5 6 の 名 称 及 び 記 号

第2章 GFCSMK56 の名称及び記号

記号	名称及び記事
a	<p>重力の有効成分 (Active component of the force of gravity)</p>  <p style="text-align: center;">fig 1</p>
B	<p>目標真方位 (True target bearing)</p>
B'grD	<p>左舷 train parallax の修正を行なった砲旋回角。砲は reference point にあるものとする。(Gun train order corrected for horizontal parallax of the director)</p>
B'r	<p>方位盤旋回角 (Director train) 艦首尾線と方位盤の追尾線を含む鉛直面との角を甲板面上で艦首から時計方向に測る。</p>
B'r'	<p>方位盤旋回角 (Director train) 首尾線と方位盤の俯仰面との角を甲板面上で艦首から時計方向に測る。</p>

記号	名称及び記事
B'r'p	<p>horizontal parallaxの修正を行つた方位盤旋回角方位盤がreference pointにあるとしたときのB'r'である。</p> $B'r'p = B'r' + \frac{Pbh}{100} Ph \dots\dots(1)$  <p style="text-align: center;">fig 2</p>
Bw	<p>風向 (Wind direction) ballistic wind (真風)の吹いて来る方向と北との角を水平面上で北から時計方向に測る。</p>

記号	名称及び記事
	 <p style="text-align: center;">fig 3 水平面内の風力の成分</p>
Bws	<p>Wind angle 風向を含む鉛直面と LOS を含む鉛直面とのなす角を水平面上で時計方向に前者から測る。</p>
c	<p>計算された……。他の記号の prefix 例えば cRd Bstw</p>
C _o	<p>自 針</p>
B	<p>左右見越角 (Traverse lead angle) LOS と LOF (line of fire) を含む鉛直面とのなす角を true traverse plane 上で前者から時計方向に測る。</p>

記号	名称及び記事
<p>dBs</p>	<p>Angular traverse rate</p> <p>LOSの運動の角速度の true traverse plane 内における成分。</p> <p>degrees/sec 又は radions/sec で表わす。</p> <div data-bbox="541 656 1227 1130" data-label="Diagram"> </div> <p style="text-align: center;">fig 4</p>
<p>D'd</p>	<p>甲板面左右見越 (Deck deflection)</p> <p>方位盤旋回角 $\theta'rp$ にこれを加えれば砲旋回角 $\theta'grp$ になる角度で甲板面上で時計方向に測る。</p>
<p>dE</p>	<p>Angular elevation rate</p> <p>LOSの運動の角速度の true elevation plane (vertical plane) 内の成分</p>

記号	名称及び記事
dHc	Gravity drop rate Gravity drop Hc (Hcの項参照)を飛行秒時T ₂ で除したもの
dHcp	vertical parallaxの修正を行つたGravity drop rate directorとgunとは10 ydsの差があると固定して考え、 $dHcp = (Hc + 10) / T_2$
DJ	左右弾着修正量 (Traverse deflection spot)
dR	変距 (Range rate)
dRtw	風力の距離成分による修正を行なつた変距 yds/sec で表わす。 $dRtw = dR + dRw \dots\dots\dots(2)$
dRw	風力修正の距離成分 $dRw = K_3 \cdot R (S_0 \cos B' r' + S_w \cos Bws) \cos E \dots\dots\dots(3)$

fig5 鉛直面内の風力の成分

HP「海軍砲術学校」公開資料

記号	名称及び記事
D's	左右見越(甲板面基準) Deck traverse deflection 甲板面を基準としたトラバース面上で測つたリードアングル。甲板面上のD'dに対応するデツキトラバース面上の角度である。
e	エラーシグナル 他の記号の類につく。
E	目標真高角(True target elevation) 水平面とLOSの角度をLOSを含む鉛直面内で測つたもの。
E'b	方位整仰角(Director elevation) 甲板面とLOSの角度をdirector elevation plane (LOSの角度をdirector elevation plane (LOSを含み甲板面と直角な平面)内で測つたもの。
eb's	deck-traverse angleのエラー。 (旋回角誤差) deck traverse plane上で測つたもの。
E'g	砲仰角
r1, r2 等	或る量の関数を示す。簡単な数式で示されない場合に使う。 例 51(R)、r2(R,E)
F	信管秒時(Fuze order in second)
Fj	信管秒時のスポット修正
g	重力の加速度

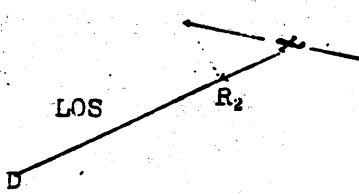
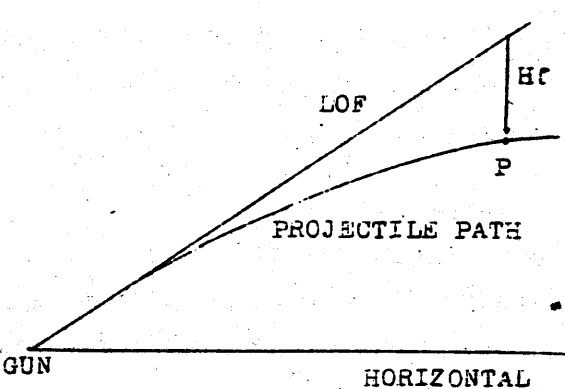
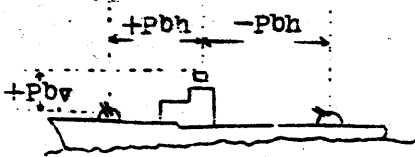
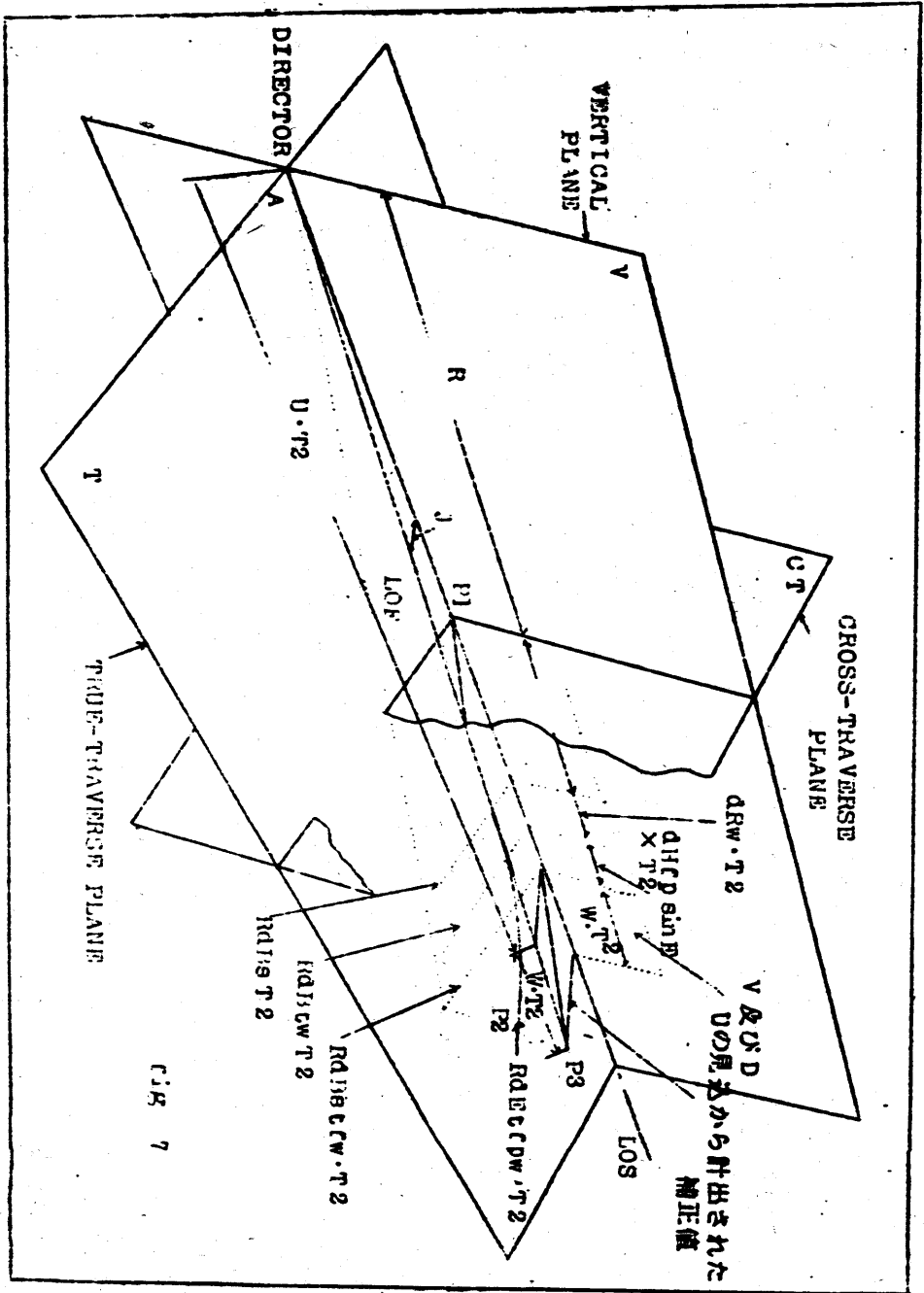
記号	名称及び記事
G	<p>実際の目標の交点と等しい値で LOS 上を飛行していると仮想の目標に対する飛行秒時、R₂ に対する飛行秒時</p> 
<p>Hc</p> <p>* dHc</p>	<p>重力降下量 (Gravity drop)</p> $* \frac{Hc}{T^2} = dHc$ 
Hcp	<p>Hc に潜差を加えたもの。本システムでは Hc + 10 yds とする。</p>

Fig 6

HP「海軍砲術学校」公開資料

記号	名称及び記事
I.V	初速
J	Lead angle LOSとLOFを含む平面上で測つた見越角
K1, K2等	常数 
Pbh	方位盤とreference pointとの占位差 (Horizontal parallax base length) 方位盤がreference pointの後にあるときを正とする。
Pbv	潜差 (Vertical parallax base length) 方位盤と砲の耳軸との甲板面に垂直な方向の距離。方位盤が砲の上方にある場合を正とする。
Ph	Unit parallax 砲又は方位盤とreference pointとの占位差が100ydsの場合のhorizontal parallax修正量。方位盤がreference pointの後に、砲がreference pointの前にある場合を正とする。
R	目標現在距離 (Present slant range) 目標現在位置 (Present position) はP1で表わす。
R2	目標未来距離 (Future slant range) 目標未来位置 (future position) はP2で表わす。

記号	名称及び記事
$\overline{Rd3s}$	<p>Linear traverse rate of target</p> <p>安定化された coordinate system における目標のスピードのトラバース成分 (true traverse plane 上で LOS に直角な目標線速度の成分)</p>
$\overline{Rd3stfw}$	<p>リードアングル計算のために修正の行なわれた linear traverse rate.</p> <p>$\overline{Rd3s}$ に drift 及び風力の修正が加えられている。</p> $\overline{Rd3stfw} = (R - Tq \cdot dRtw) d3s - K3 dHfpcSE + Rd3sw \dots\dots\dots(4)$ <p>※左右修正 = 見込修正左右修正 + 風力左右修正 + 落下左右修正 + 定偏修正</p>



記号	名称及び記事
Rd _{3sw}	風が修正のトラバース成分 $Rd_{3sw} = K_2 \cdot R (S_0 \cdot \sin \beta' r' + S_w \sin \beta_w S_w)$
\overline{RdE}	Linear elevation rate of target. 安定化された coordinate system における目標スピードのエレベーション成分 (vertical plane 上で LOS に直角な目標線速度の成分)
$\overline{RdEtcpw}$	リードアングル計算のための修正の行なわれた linear elevation rate \overline{RdE} に gravity drop, vertical parallax 及び風力の修正が加えられている。 $RdEtcpw = (R - T_q \cdot \overline{dRtw}) dE + dHr \cos E + RdEw$ <p style="text-align: right;">.....(5)</p>
RdEw	風力修正のエレベーション成分 $RdEw = K_2 \cdot R (S_0 \cdot \cos \beta' r' + S_w \cdot \cos \beta_w S_w \sin E) \dots\dots\dots(6)$
RdQ	Linear cross rate 安定化された coordinate system における目標スピードの cross-traverse plane 上の成分

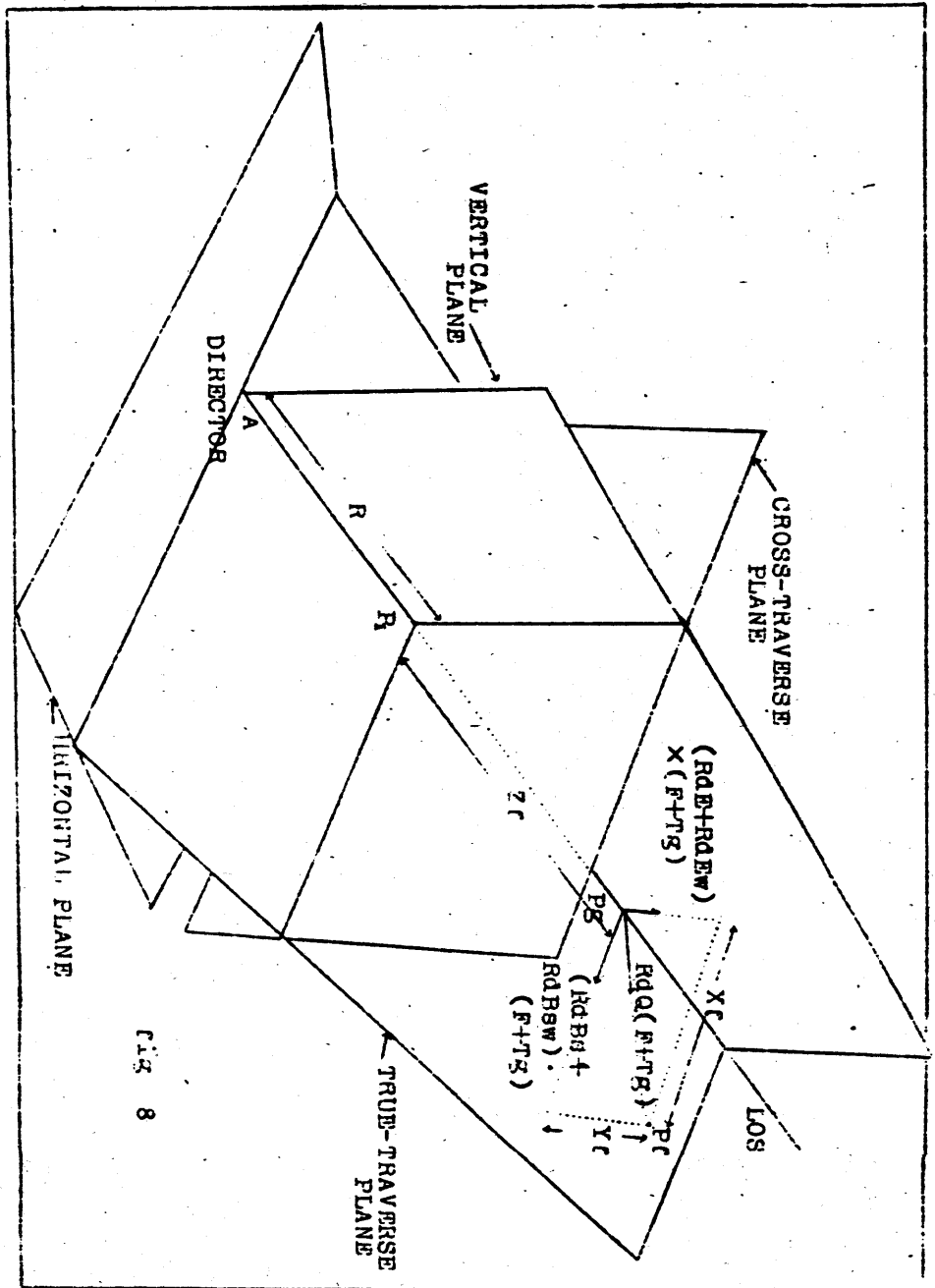


FIG 8

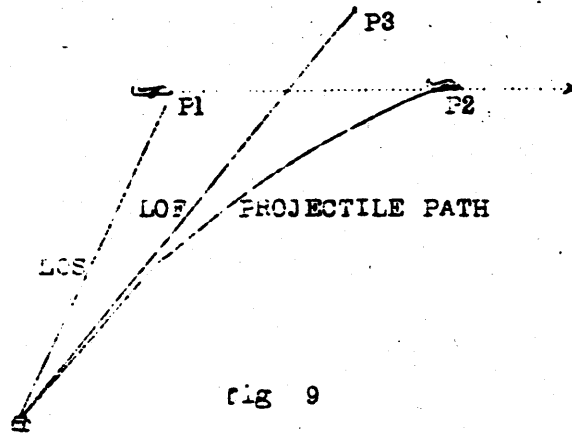
HP「海軍砲術学校」公開資料

記号	名称及び記事
S	砲弾對艦速度
S1	発射の瞬間を行なつた初速
S0	砲速
S2	風速
	ballistic wind (or surface wind) の水平速度
F2	未来位置 F2 までの飛行秒時 (Time of flight to future position)
F5	装填費時 (Dead time)
F4	平滑費時 (Smoothing time)
	<p>F2, S0, S2 等の自爆レートは方位盤の自爆速度によつて得られる。S0, S2 は現在距離 R を掛けて得られるものであるがリードアングルの計算では S0, S2 の式にその平滑値 (Smoothed value) $\overline{S0}, \overline{S2}$ が用いられる。平滑に要する時間は 1 秒のオーダーである。従つて自爆のレートが突然で計算減算で使われるときはそれを打ち出しデータとなつているので正しい自爆レートの算定には現在距離 R の代りにその 1 秒前の距離を使う必要がある。R の代りに $R - 10 \cdot \overline{S0}$ を使つている。F4 を smoothing time と称し、1 秒のオーダーである。</p>
U	<p>コンピュータ MK42 によつて計算された弾丸の平均速度 virtual future position F3[*] までの平均速度で</p>

$$U = \frac{R}{T_2} + dP + dFW + dH(\rho \sin E) \dots\dots(7)$$

GFCM MK56 の modification により U の算定の方法は
 変つて来ており、時にそれを区別するときは通々の sub-
 script をつける。

*注 virtual future position P3 (仮想未来位
 置) lead angle の算定において P2 において目標
 に命中させるために砲のたらくべき位置



v 上下見越角 (Vertical lead angle)
 LOS と、LOF を含むスラントプランで且つ LOS を含む鉛
 直面に直角平面との角
 LOS を含む鉛直面上で測る。

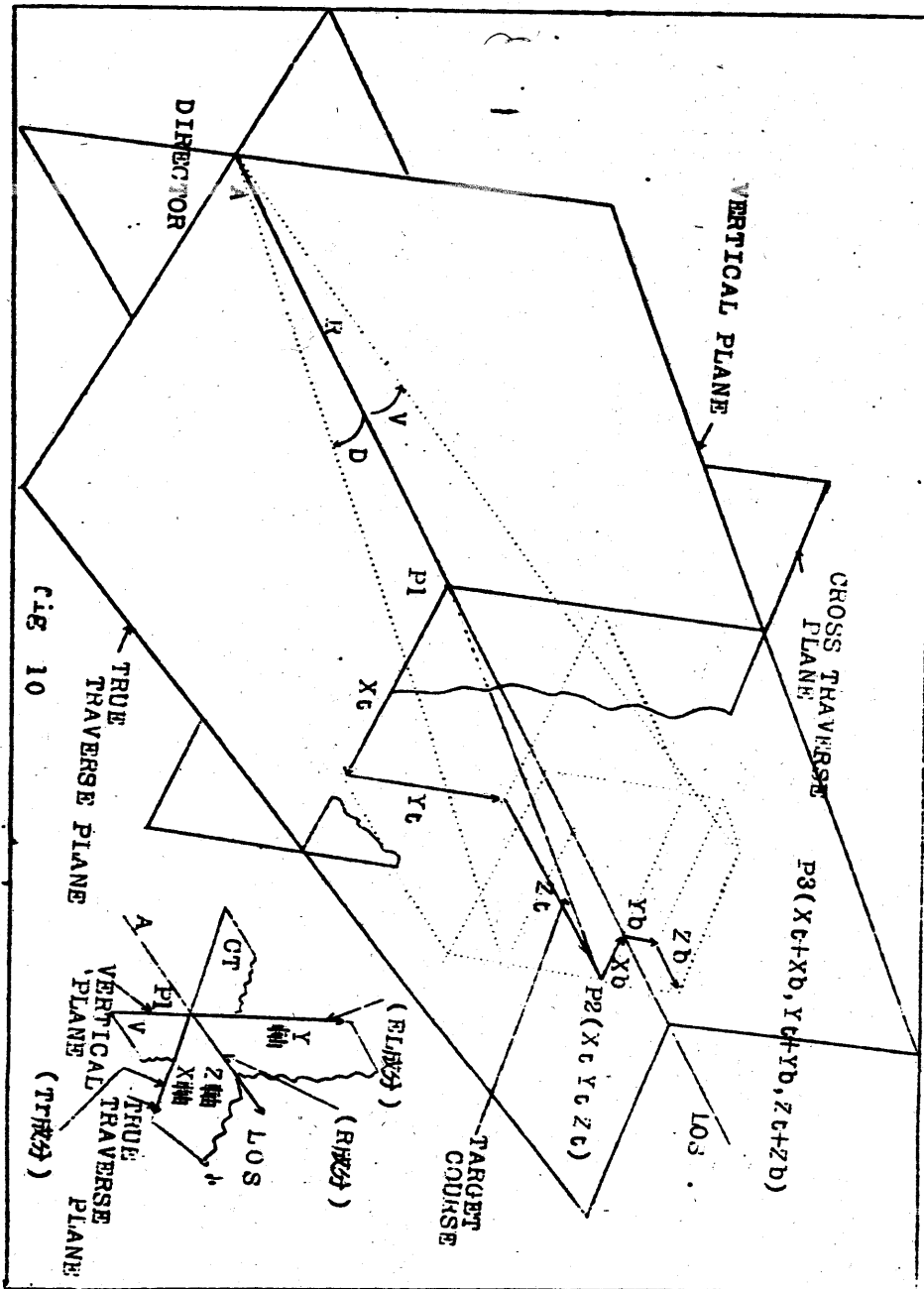
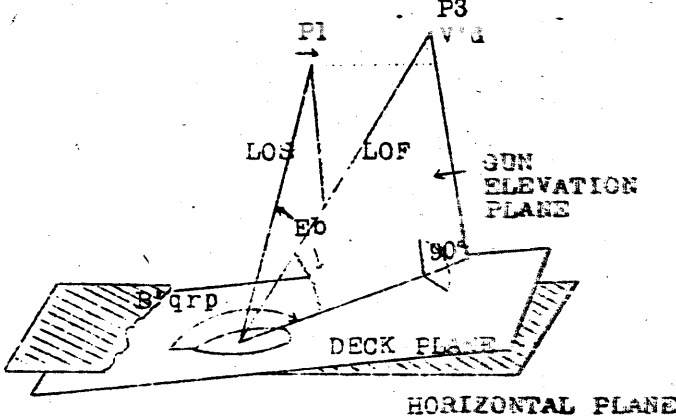


Fig 10

記号	名称及び記事
V'd	<p>Elevation difference (上下宙頭)</p> <p>砲仰角 E'g を得るために方位盤仰角 E'b に加える角度 gun elevation plane 上で測る。</p>  <p style="text-align: center;">fig 11</p>
V.J	<p>Elevation spot (上下弾着修正量)</p> <p>LOS を含む鉛直面上のスポット修正、仰角を正とする。</p>
W	<p>Traverse 及び elevation lead angle による U の修正量 (fig 7 参照)</p> <p>P3 迄の距離は LOF 従つて V, D が決まらなければ決定されない。</p> <p>Computer MK42 ではこの距離の LOS 上の成分を計算して</p> $R + dR \cdot T2 + dRw \cdot T2 + dHrpsnsE \cdot T2 \dots (a)$ <p>とする。上式を T2 で除した値を U と定義する。</p> $U = \frac{1}{T2} (R + dR \cdot T2 + dRw \cdot T2 + dHrpsnsE \cdot T2) \dots (b)$

記号	名称及び記事
	<p>このDを使つて</p> $\cos D = \frac{Rd \sin t f w}{U} \dots\dots\dots(9)$ $\sin V = \frac{Rd \sin t f w}{U} \dots\dots\dots(10)$ <p>このD, Vによつて決定されたLOF(直線AP3)上にU・T2をとるとO-P3より短かい。従つて、</p> <p style="text-align: center;">(注: Aは方位盤の位置)</p> $O - P3 = (U + W) T2 \dots\dots\dots(11)$ <p>とすることができ、P3迄の天球の平均速度はU+Wとなる。U+Wの値はGFCS MK56の減速の中では算定されない。Fig 7から</p> $\cos J = \frac{U \cdot T2}{U \cdot T2 + W \cdot T2} = \frac{U}{U + W} \dots\dots\dots(12)$ $\therefore \frac{W}{U} = \frac{1}{\cos J} - 1 \dots\dots\dots(13)$ <p>上式からJ=0 従つて2つのリードアングル D及びVが0のときは明らかにW=0である。2つのリードアングルが増加するとWは正の値で増加する。よつて正確なリードアングルを求めるにはW/Uの値の算定が必要なが、この値は極めて小さいのでCross-traverse angleにZu(後述)の補正を行なつてリードアングルの算定には(9)式を使つている。</p> <p>Xb P3のトラバース座標を決定する為のcross wind及びdriftの影響(Fig10参照)</p>

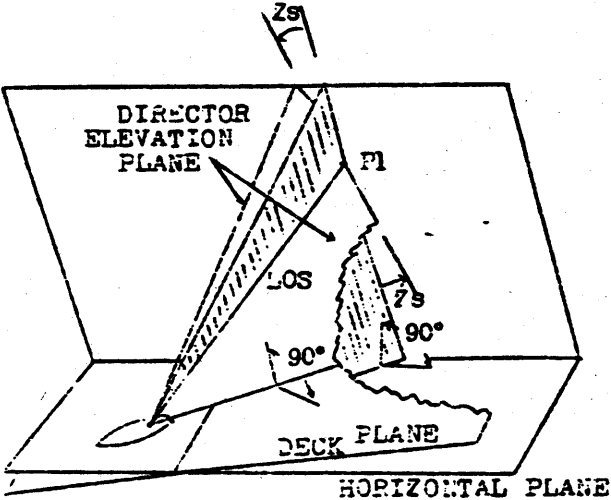
HP「海軍砲術学校」公開資料

記号	名称及び記事
Xc	Pcのトラバース座標 $Xc = (Rd3s + Rd3ew)(F + Tg)$44
Xo	Own ship's による Cross wind own ship's wind のトラバース成分である。
Xt	T2の間の目標運動のトラバース成分 (fig10参照)
Xw	ballistic windによるCross wind ballistic wind velocityのトラバース成分である。
Xwi	Xc算定の誤りのトラバースウインドによる項
Xwr	Relative cross wind $Xwr = Xo + Xw$49
Yb	P3のエレベーション座標を決定する誤りのgravity drop vertical parallax及び風力の影響分 (fig10参照)
Yc	Pcのエレベーション座標
Yt	T2の間の目標運動のエレベーション成分 (fig10参照)
Yw	ballistic windによるhorizontal range windの成分 LOSを含む鉛直面内におけるballistic wind velocityの水平成分
Yo	Own ship's windによるHorizontal range windの成分

HP 「海軍砲術学校」 公開資料

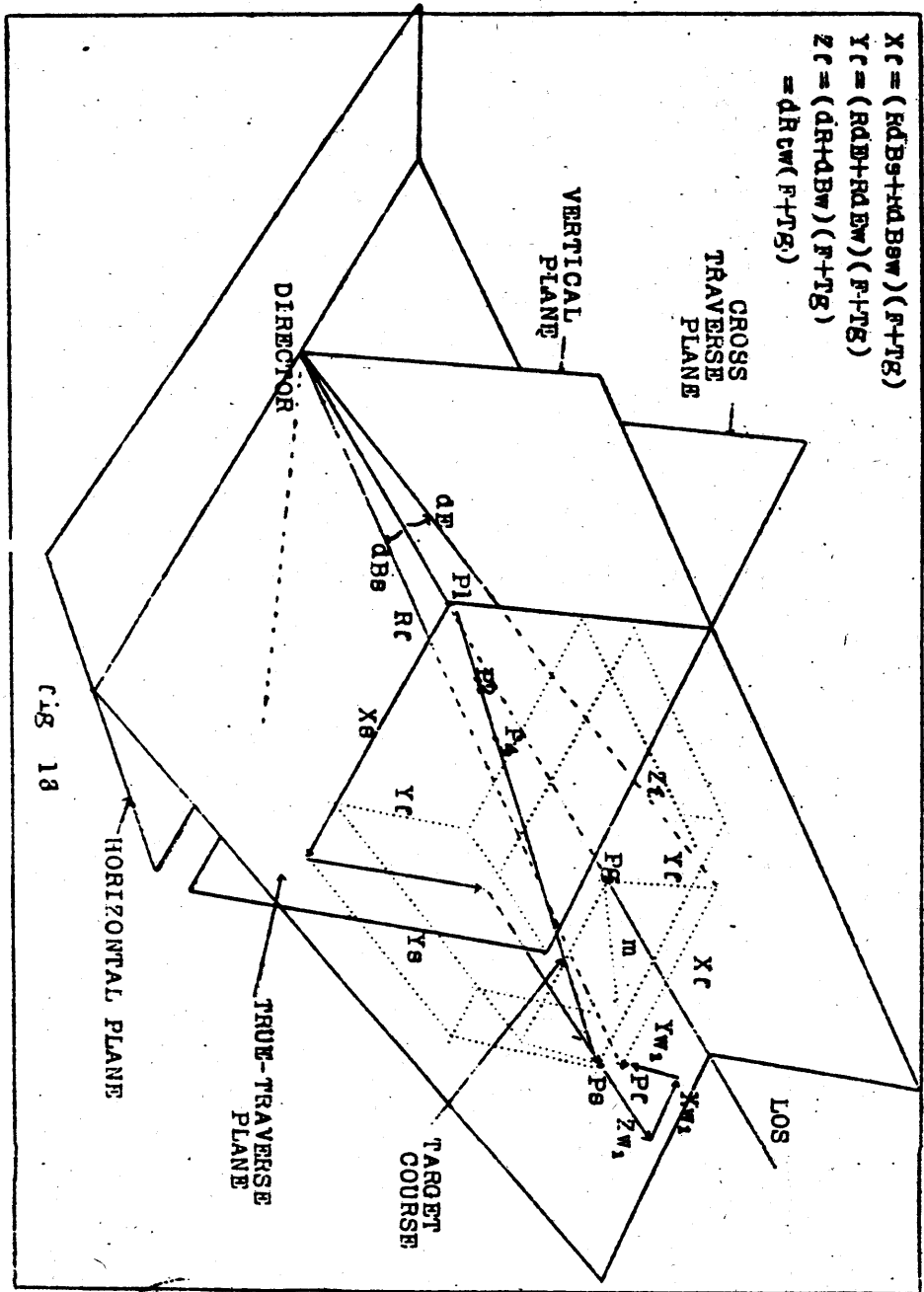
記号	名称及び記事
	LOSを含む鉛直面内における own ship's wind velocityの水平成分
Ywi	Yr算定の誤りのエレベーションwindによる項
Ywr	Relative horizontal range wind $Ywr = Yr + Yw \dots\dots\dots (69)$
Zb	P3の距離のレンジ成分に対する gravity drop 及び windの影響
Zr	Prの距離のレンジ成分
Zq	EdBs 及び EdEを smoothing するために Zsに加えられる修正量 (Tqの項参照) $Zq = Tq \cdot dBs \sin E \dots\dots\dots (70)$ 修正は axis converter の ball carriage に加えられ正のとき、これを時計方向に回転する。
Zs	Cross traverse angle LOSを含む鉛直面と director elevation plane との角を cross traverse plane 上で測つたもの director elevation plane から反時計方向に測つた角を正の値とする。

HP「海軍砲術学校」公開資料

記号	名称及び記事
	 <p style="text-align: center;">fig 12</p>
Zsqu	修正された cross traverse angle $Zsqu = Zs + Zg + Zu$
Zu	計算においてその近似値を修正するために加える Zs の修正量 R が 1000 yds 以下のとき $Zu = 0$ R が 1000 yds 以上のとき $Zu = \frac{(R - 1000) dBs}{1000}$ (d)
ZwL	P1 の座標を決定する際の range wind による項
P1	目標現在位置 (Present position) リードアングルの計算において砲が発射された瞬間の目標の位置

HP「海軍砲術学校」公開資料

記号	名称及び記事
P2	目標未来位置 (Future position) (.fig 9, 10 参照) リードアングルの計算において目標が現在の針路及び速度を続けると仮定したときの T2 後の位置
P3	仮想未来位置 (Virtual future position) (fig 9, 10 参照) リードアングルの計算において P2 にて目標に命中するため砲のぬらうべき位置 ballistic cross sections だけ P2 よりオフセットされる。
P4	発砲未来位置即ち信管秒時の計算において砲が発射された瞬間の目標の位置 (信管調定後 T3 後の目標の位置である。)



記号	名称及び記事
P5	ヒューズオーダーの計算における目標未来位置 (fig 13 参照) 信管調整後 $F+T_3$ 後の目標の未来位置
Pg	交距 dEt_w で LOS 上を飛行している目標の飛行秒時 G 秒後の位置 A より Pg までの距離を Rg とすれば $Rg = E + G \cdot dEt_w \dots\dots\dots$ で Pg の true elevation は E である。
Pc	ヒューズオーダーの計算において風力修正による分 (X_{wi} , Y_{wi} , Z_{wi}) を P5 からオフセットした virtual future position (fig 13 参照)

第 3 章

対空射撃問題の解析

第3章 対空射撃用砲の解析

GFCGS MK56によつて解かれる問題とは簡単に言えば3次元の空間を飛行する目標を射撃するために1基又はそれ以上の対空射撃用の砲の発射をコントロールすることである。

問題は他の対空射撃用の砲のGFCGSと同じであるが、解法の方法は他のシステムと異つた点が多くありそれに用いられる射撃諸元及び記号も異つたものが導入されている。射撃諸元に対する説明とその記号については、資料“GFCGS MK56の射撃諸元とその記号について”を参照されたい。

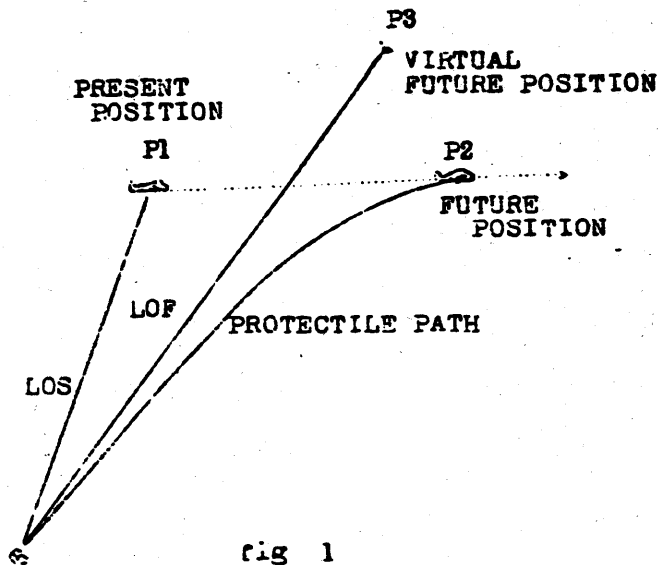
1. 問題解法に使われる座標系

極座標方式と直角座標方式が同時に使われている。目標現在位置は2つの角度(方位及び仰角)と距離による極座標方式で表わされる。又仮想未来位置(virtual future position) P3の計算には直角座標が使われ、トラバース成分をX軸、エレベーション成分をY軸、レンジ成分をZ軸とする。

2. 問題の基本について

対空射撃の問題は空間における3つの点、目標の現在位置(P1)、目標の未来位置(P2)及び目標の仮想未来位置(virtual future position)(P3)の間の関係を述べるものである。

P1は発射の瞬間における目標の位置である。目標の運動によつてP1の位置は常に変わるからP1の座標の確定は連続的に行なわれ、如何なる瞬間にも砲が射撃ができるようにその正確なP1のデータが使用できなければならない。



P2は現在の目標の針路とスピードが一定であると仮定した時の弾丸の飛行秒時 T2 秒後の目標の位置である。弾丸の飛行経路は重力、風力、ドリフト等により直線が偏倚するから砲は P2 と異なつた点をねらう必要がある。この点を仮想未来点 (virtual future point) P3 という。

P1 の方向は目標からの 2 つの角度 (方位、仰角) を測定することにより任意の瞬間に決定できる。又その距離も現在距離を測定することにより決定できる。

GFCGS の問題解法とはリードアングルの計算しこれを P1 の角座標に加えることにより P3 の角座標を決定することと、P2 の距離を計算することである。目標の運動及び弾丸の経路は自艦の動揺に独立であるからリードアングルの計算は艦の甲板面に独立な安定化された座標系に関して計算

される。砲は甲板面を基準として運動するから上記の問題の解は、ガンナーの計算の前に甲板面座標に変換する必要がある。

GFCSS MK56の座標の安定化は鉛直ジャイロ(又は動揺修正ジャイロ)と称する1つのジャイロによつて行なわれ、そのスピン軸は艦の動揺に無関係に鉛直方向に保持される。目標運動のレートやその他の重要な安定化された諸量はこの軸を基準として測定される。安定化座標系に関して解かれた解の甲板面座標系への変換はコンピューターMK30で行なわれる。

3 安定化座標系

GFCSS MK56で使われる安定化座標系はP1を原点とする直角座標でその座標面はfig 2に示すようにバーチカル、トルートラバース及びクロスアラバース面と呼ばれるものである。

バーチカルプランはLOSを含む鉛直面でありトルートラバースプランはLOSを含みバーチカルプランに直角なスラントプランであり、クロスアラバースプランは両者に直角な平面即ちLOSに垂直な平面である。

P1、P2及びP3の座標はfig 3に示す通りで、

- (1) P1の座標は(0,0,0)即ち(X=0, Y=0, Z=0)であり
- (2) P2の座標は(Xt, Yt, Zt) 飛行秒時T2秒間における目標運動のそれぞれ、トラバース、エレベーション及びレンジの各成分である。
- (3) P3の座標は(Xt+Xd, Yt+Yd, Zt+Zd)でXd, Yd, Zdはそれぞれgravity drop(スーパーエレベーション)、風力及びドリフトの影響を合成した弾道修正のトラバース、エレベーション及びレンジの各成分である。

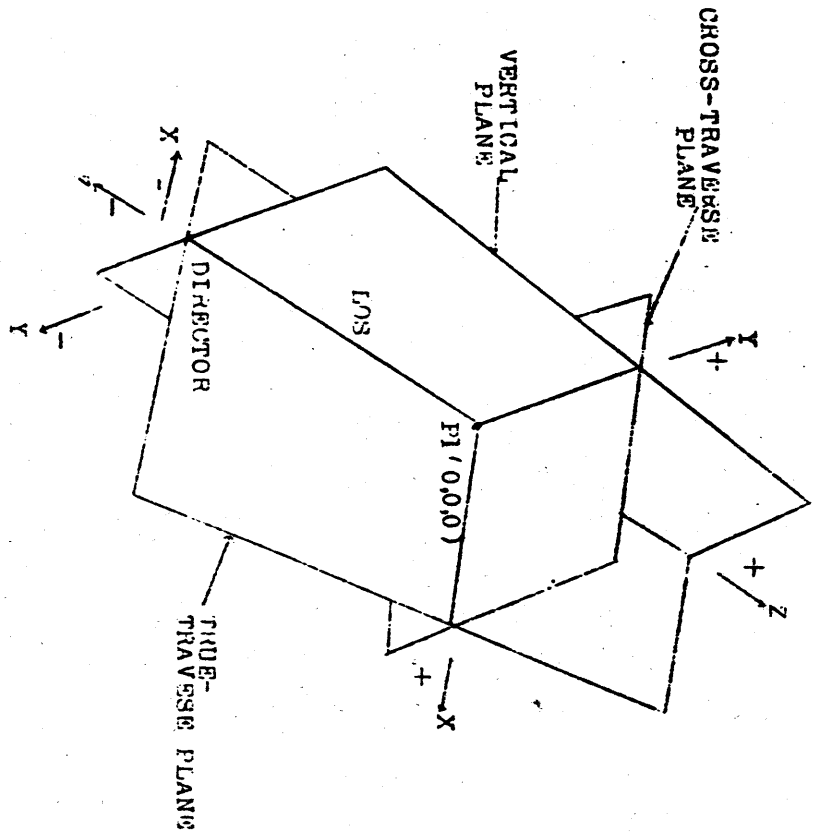


Fig. 2 安定化機軸系の座標面

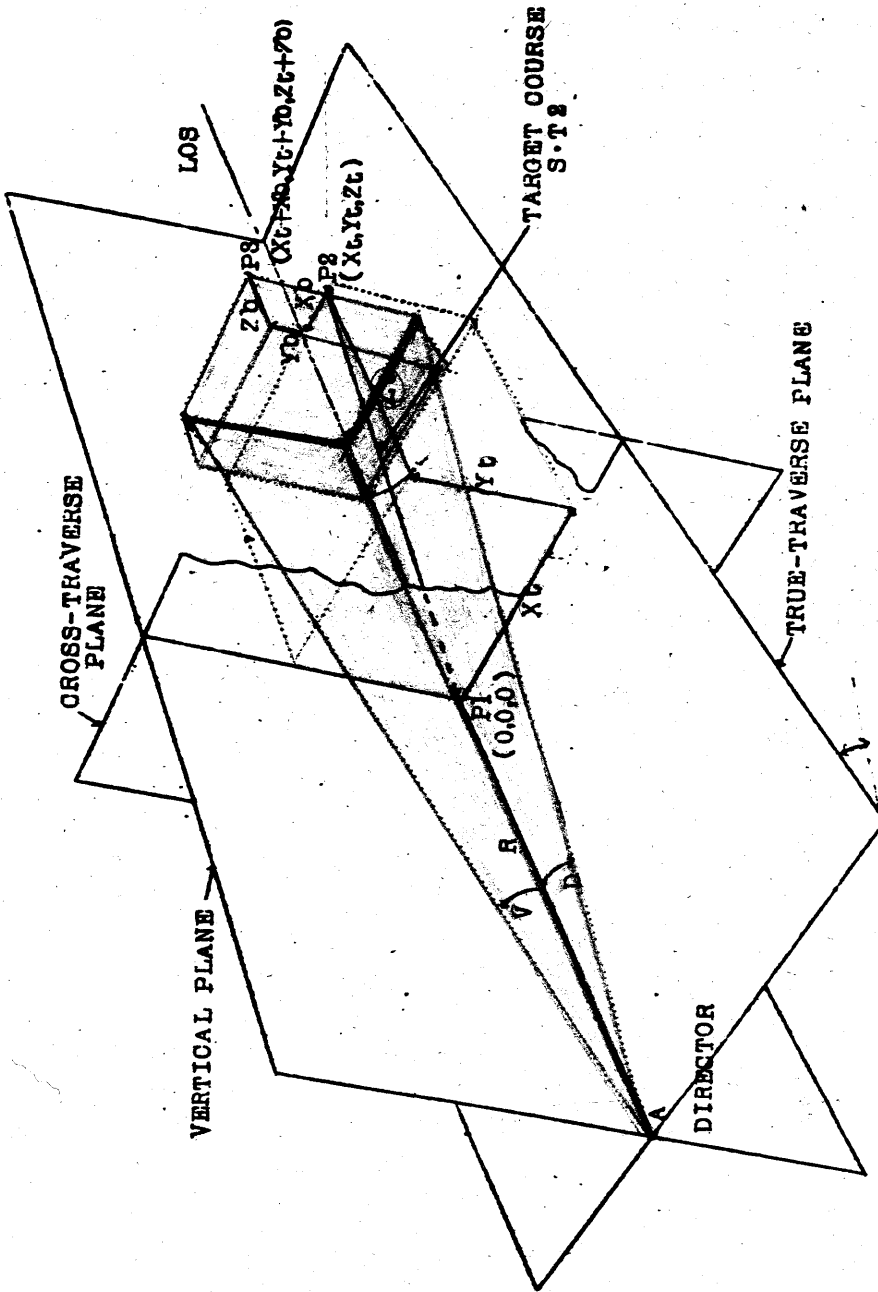


図 8 安定化座標における P_1, P_2 及び P_3 の位置

4 安定座標系による首傾(リードアングル)の定義

本システムで使用される安定化されたリードアングルとは Fig 3 に示すドラベースリードアングル D 及びバーチカルリードアングル V のことで下式で示される。R は目標現在距離 API である。

$$\tan D = \frac{X_t + X_b}{R + Z_t + Z_b} \quad (1)$$

$$\tan V = \frac{Y_t + Y_b}{R + Z_t + Z_b} \quad (2)$$

上式における各項はリニアな距離を示す諸量で R を除く諸量は飛行秒時 T2 の関数である。上式の分子及び分母を T2 で割ると(3)(4)となり、この式の項は目標運動及び弾道修正のレートを示す項より成立つ。

$$\tan D = \frac{\frac{X_t}{T_2} + \frac{X_b}{T_2}}{\frac{R}{T_2} + \frac{Z_t}{T_2} + \frac{Z_b}{T_2}} \quad (3)$$

$$\tan V = \frac{\frac{Y_t}{T_2} + \frac{Y_b}{T_2}}{\frac{R}{T_2} + \frac{Z_t}{T_2} + \frac{Z_b}{T_2}} \quad (4)$$

(3)及び(4)は本システムによる問題解決の出発点となる式である。

5 高頭（リードアングル）方程式の解析

(1) 目標運動による項

リードアングル方程式(3)(4)の X/T_2 , Y/T_2 及び Z/T_2 は安定座標系における未来位置 P2 の座標を飛行秒時 T_2 で割つたものである。これらは目標の現在距離 R と目標の2つの傾角率 $d\theta_s$ 及び $d\theta_e$ から計算することができる。 R , $d\theta_s$, $d\theta_e$ は何れも実測可能な量であつて、 R はレーダーにより連続的に測定される。 $d\theta_s$ 及び $d\theta_e$ は fig 4 に示すように LOS (line of sight) の運動の angular rate のトラバース及びエレベーション方向の成分でレートジャイロ (rate line of sight gyro) と称する1つのジャイロによつて測定される。

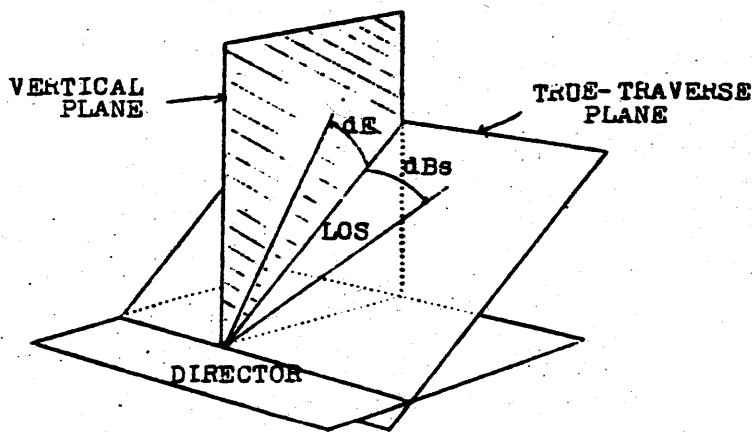


fig 4 目標運動の angular rate

HP「海軍砲術学校」公開資料

レートジャイロのスピンの軸は追尾によつて目標上に保持される。そのジンバルシステムは鉛直ジャイロの作用によつて安定座標系のトラベース及びエレベーション面内を運動するので、この面内の運動によつてスピンの軸を目標上に保持するために必要なトルクは目標の変角率を与える。

Fig 3の X_t , Y_t , Z_t は目標が P_1 から P_2 に直線上を一定の対地速度 S で運動した時の距離 $S \cdot T_2$ の安定座標系における各成分で

$$X_t = R d \beta_s \cdot T_2$$

$$Y_t = R d E \cdot T_2$$

Z 軸上の距離の変化率 dR は常にレーダより測定され

$$Z_t = dR \cdot T_2$$

従つて

$$\frac{X_t}{T_2} = R d \beta_s \quad (5)$$

$$\frac{Y_t}{T_2} = R d E \quad (6)$$

$$\frac{Z_t}{T_2} = dR \quad (7)$$

この目標運動の線速度 (linear rate) の3つの成分は後述するようこのままでは若干の誤差が入つてゐるので修正され、その値と平滑化 (smoothed rate) と称し、 $\overline{R d \beta_s}$, $\overline{R d E}$, \overline{dR} として記号で区別する。

(2) 弾道修正による項

(3), (4)式の Xb/T^2 , Yb/T^2 及び Zb/T^2 は弾道修正による項で弾丸の飛行中における重力による降下(スーパーエレベーション)、足偏及び風力の影響の合成されたものである。バーチカルパララックス(潜差)による修正は便宜のため重力の効果(gravity effect)に含めて考える。 Xb , Yb , Zb は fig 3 に示すように future position P2 と virtual future position P3 との安定座標系における座標の差で、上にあげた3つの弾道効果(ballistic effect)の影響を受ける。

ア 砲軸角修正(Super Elevation)

砲軸角(Super Elevation)とは、弾丸の飛行中に弾丸に及ぼす重力の作用のために弾丸の射線(LOF, line of fire)に加える修正である。修正は目標運動のレート(lead angle)に変換する即に行なわれ、 target Elevation rate 及び range rate と同じ平面内における変化率として導入される。

重力の作用は弾丸の鉛直線上に働くから射線が水平のときその作用は最大となり仰角 90° では単に弾丸の速度を減少させるだけである。この作用は重力が弾丸に働く時間が長くなる程増大し飛行秒時は距離によつて変化するから砲軸角は未来距離 R_2 のある砲位となる。

GFCMS MK56 のスーパーエレベーションの計算は未来距離として

$r(R) + dR \cdot T^2$ を使用する。

イ 重力降下修正(Gravity drop) 及び潜差修正

重力は鉛直下方に作用するからトラベース項 Xb には影響しない重

HP「海軍砲術学校」公開資料

力降下 H_f とは fig 5 に示すように弾丸の軌道上の任意の点 P において LOF から鉛直下方に落下した距離のことで、 H_f は fig 6 に示すように安定座標系においてエレベーション成分 (Y 軸) 及びレンジ成分 (Z 軸) に分解され Y_b 及び Z_b の 1 部となる。fig 6 の E は真高角 (true target elevation) で パーチカルジャイロ によつて確定される水平面と LOS の方向から確定される。

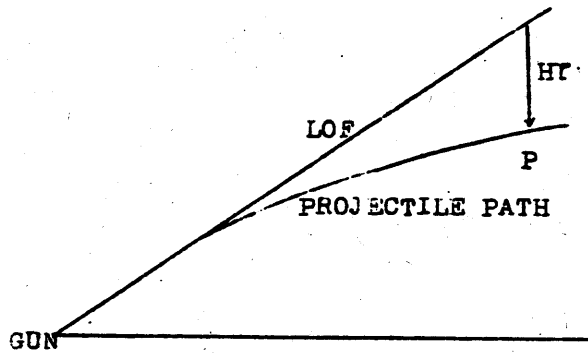


fig 5 重力降下

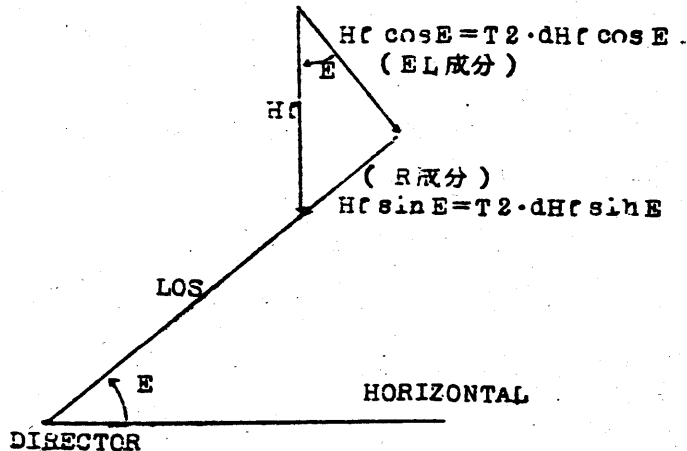


fig 6 重力降下の成分

HP「海軍砲術学校」公開資料

H_f の値は使用される砲の射表から弾道上の任意の点において求められるが、距離によつて区隔圏になりコンピューターによつて機械的に計算できるような式として表わすことは困難である。 $dH_f = H_f/T_2$ を gravity drop rate といい、P2まで落下する平均のレートを表わす。 dH_f の距離による変化は H_f に比べて狭くその機械的計算はより容易である。 $H_f = T_2 \cdot dH_f$ を使つて重力降下のY及びZ成分は $T_2 \cdot dH_f \cos E$ 及び $T_2 \cdot dH_f \sin E$ として表わせる。 H_f の影響によつて砲の仰角及び距離は何れも増加するように修正を加えなければならぬから以上の2つの値は何れも正の値である。

方位盤と砲とは通常は地上の異つたレベル上にあるから種かではあるが潜差の修正が必要である。この修正はスーパーエレベーションの計算の中に入れられ、本システムでは一律に砲は方位盤から10yds低い位置にあるとする。Fig 7に示すように潜差の修正を行なわないLOFはLOSに平行で10 yds低い。この距離を Pbv で表わす。 $Pbv = 10 \text{ yds}$ は与えられたE及びEに相当する H_f の値に加えられる。Fig 7のbで示す隠潜差と gravity dropの修正を行なつたLOFである。記号 H_{fp} は潜差の修正を行なつた重力降下即ち $H_f + Pbv$ を又 dH_{fp} は潜差の修正を行なつた重力降下率即ち $dH_f + Pbv/T_2$ を表わす。従つてP3の座標上における重力降下及び潜差による分は

Xb の成分として	0
Yb	" $T_2 \cdot dH_{fp} \cos E$
Zb	" $T_2 \cdot dH_{fp} \sin E$

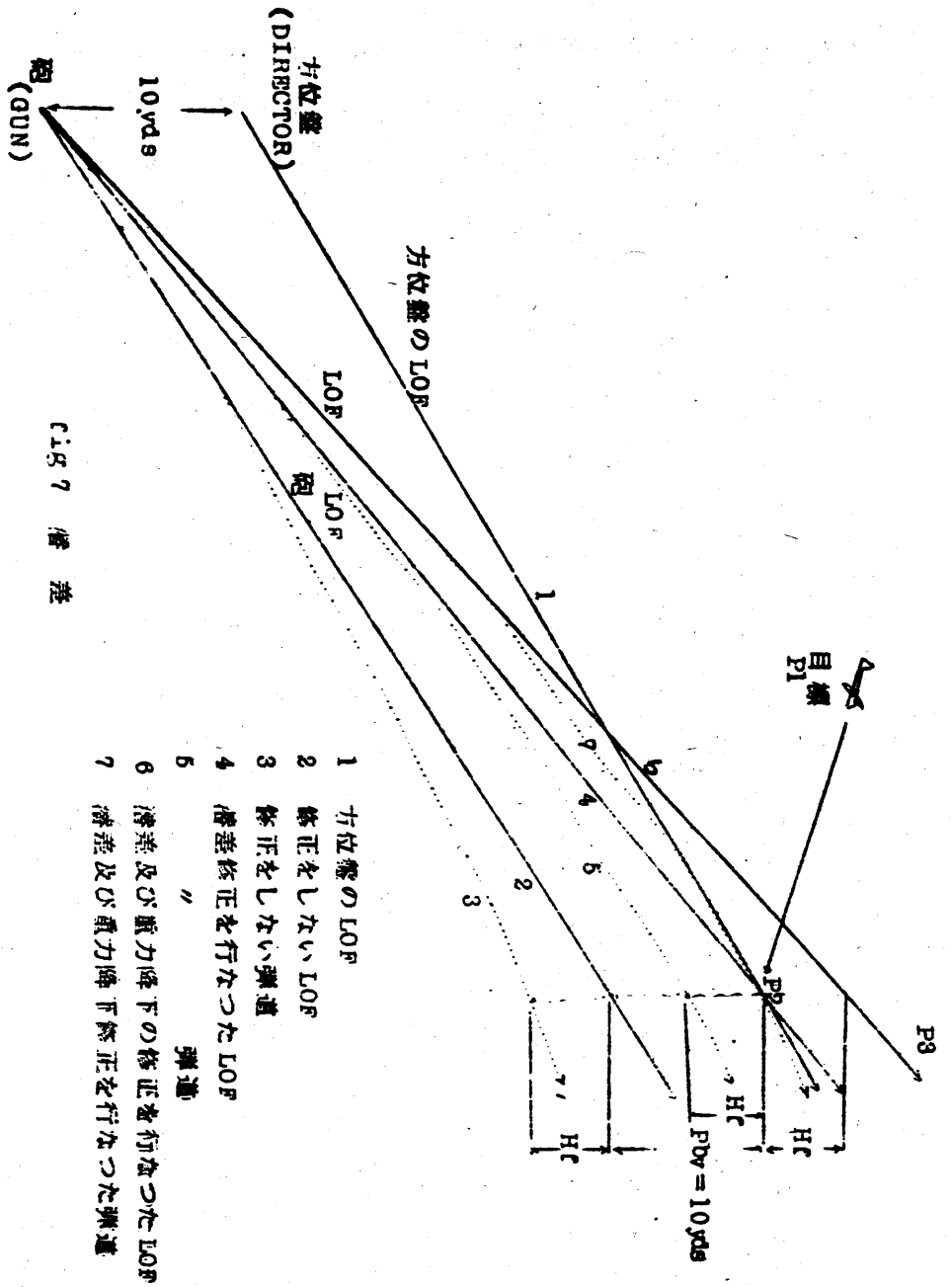


Fig 7 偏差

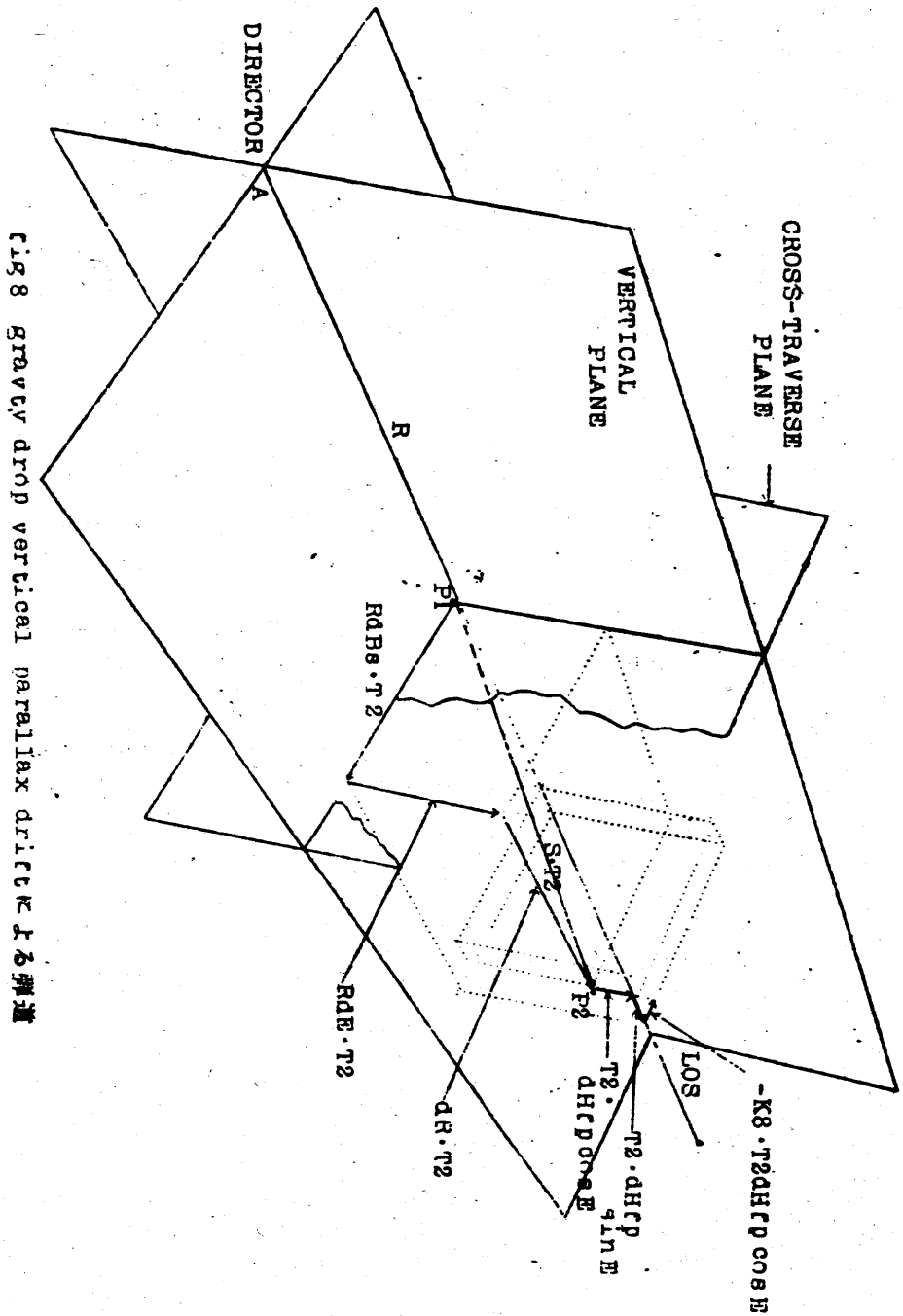
- 1 方位盤の LOF
- 2 修正をしない LOF
- 3 修正をしない弾道
- 4 偏差修正を行なった LOF
- 5 " " 弾道
- 6 偏差及び重力降下修正を行なった LOF
- 7 偏差及び重力降下修正を行なった弾道

dHCPの計算は射表のデータに基づいた1つの近似式から計算される。従つて使用される砲によつて異なり、それに応じてcomputerの設計が異なつて来る。dHCPは一般に E , E , dR , IV 及び気圧によつて変わる。 E , E , dR は天砲され IV 及び気圧による修正は、クロノグラフによつて測定するか或いは、手動入力により Sr としてコンピュータ(射撃盤)に導入される。

ウ 足備修正

砲の軸系によつて弾丸は高速の旋回を生じ、ジャイロスコープの性質が与えられこれによつて弾丸の長軸は空間に対し一定の方向を維持する。この弾の自転(ライフリング)(通常は右旋回)と重力の慣性及び空気の抵抗の組合わせによつて弾丸は右方にドリフトする。ドリフトにより砲をオフセットする修正量は射距離の増加に従つて増加し、仰角の増加に従つて減少する。足備修正は砲軸角修正と同様に距離に従つて変化する飛行秒時 T_2 によつて変わる。重力の作用は弾丸の旋回軸と平行及び直角な成分に分解され、ドリフトに影響する有効成分は旋回軸に直角な成分だけである。従つて仰角 90° のときは足備は0である。

ドリフトにより弾丸はトラバース方向にそれ、エレベーション及びレンジ方向の成分はない。従つて P_3 の座標を決定するためにトラバース方向の目標のレートはドリフトレートによつて修正されなければならない。ドリフトは以上の説明の通り砲軸角に比例して変化すると考えられ、足備の変化率は近似的に砲軸角にある係数を乗じたものが用いられる。足備による修正は常に負の量である。



HP「海軍砲術学校」公開資料

即ち

$$X_b \text{ の成分として } -K_8 \cdot T^2 \cdot dHfp \cos E \quad (1)$$

$$Y_b \quad " \quad 0 \quad (2)$$

$$Z_b \quad " \quad 0 \quad (3)$$

常数 K_8 は使用する砲によつて異なり 5"/38 砲の場合 0.033 である。
fig 8 に gravity drop vertical parallax dript による修正を図示する。

エ 風力修正

弾丸の経路を変化させる風力は、(1) own ship wind : その速度は船速に等しく針路の前方から後方に向つて吹く。(2) 海面上における true wind (3) 弾丸の飛行中種々の高さにおける true wind に分けて考えられる。第3の true wind は海面上真風 (surface true wind) と比べ風速、風向共に異なる場合が多い。弾丸の飛行中に用いるすべての true wind の平均を ballistic wind という。

種々の高度の目標の ballistic wind の風向、風速の定期的な計算は艦隊又は各種の気象警戒隊の任務の一つである。GFCS MK58 は own ship wind 及びノーマルとして ballistic wind の2つに対する修正を行なうが ballistic wind のデータが使えない場合は true surface wind によつて修正を行なつている。

任意の方向における風による影響はその方向における風速の成分に比例すると考えられるから、own ship wind と ballistic wind の安定座標系の3つの座標軸の方向の成分を知る必要がある。この場合風は水平方向に吹くものと仮定し鉛直方向の成分が仮りにあつたとしても考えないことにする。

Fig 9 は水平面上において2の風を LOS に直角な成分 $S_w \sin \theta_{ws}$, $S_o \sin \theta_{or}$ と horizontal range 成分 (LOS を含む鉛直面内にあつて水平面に平行な成分) $S_w \cos \theta_{ws}$, $S_o \cos \theta_{or}$ とに分解したものである。

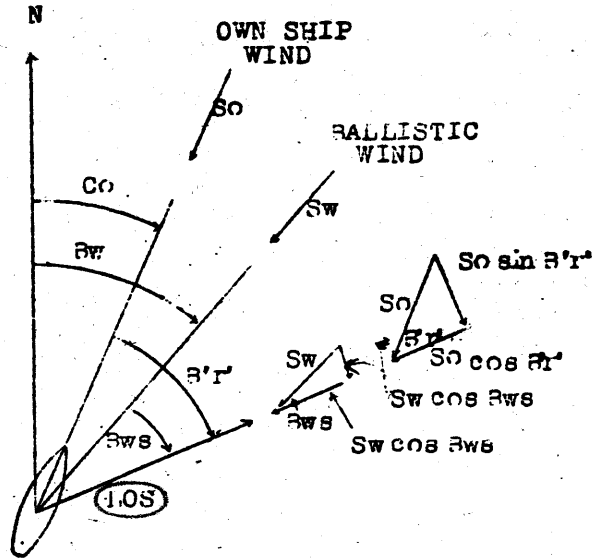


fig 9 水平面上の風の成分

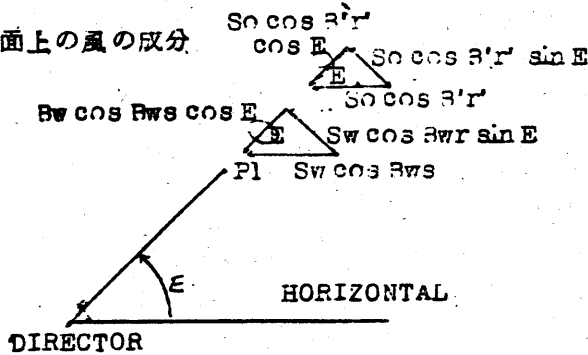


fig 10-1 鉛直面上の風の成分

図において Sw : ballistic wind の風速 So : 艦速

Bws : wind angle で

$$Bws = Co + B'r' - Bw$$

で表わされる。

HP 「海軍砲術学校」 公開資料

$\beta'r'$ は方位旋回角で甲板面座標による角で水平面を基準とした
 対応する角度の代りに使われるがその誤差は無視できるものである。
 $Sw \sin \beta ws$, $So \sin \beta'r'$ は安定座標系のトラベース方向にある
 が、リードアングルの式の Xb の項に直接影響する。 $Sw \cos \beta ws$,
 $So \cos \beta'r'$ は horizontal plan 成分であるから安定座標系上
 の成分を求めるには fig 10 に示すように更に分解することが必要で
 ある。図 10 参照

ballistic wind のエレベーション成分は $Sw \cos \beta ws \sin E$
 " レンジ " $Sw \cos \beta ws \cos E$

own ship wind のエレベーション成分は $So \cos \beta'r' \sin E$
 " レンジ " $So \cos \beta'r' \cos E$

となる。エレベーション成分は Yb に、レンジ成分は Zb の項に 影響
 する。以上の結果をまとめて

$$\begin{aligned} \text{トラベースウィンド成分 (Xb に影響するもの)} &= So \sin \beta'r' + Sw \sin \beta ws \quad (9) \\ \text{エレベーション " (Yb ")} &= (So \cos \beta'r' + Sw \cos \beta ws) \sin E \quad (10) \\ \text{レンジ " (Zb ")} &= (So \cos \beta'r' + Sw \cos \beta ws) \cos E \quad (11) \end{aligned}$$

となる。上記の風力の各成分は弾丸を飛行時間 $T2$ の間に、その経路
 ほぼ Kx (ウィンド成分) (加速度のファクターと考える) $\times T2$ に
 等しい速度で吹き流す。定数 K は弾丸の寸法・形状重量及び風が側面
 から吹くか、後から吹くか等によつて決まる値で $K2$ は側面 (トラベ
 ース及びエレベーション) $K3$ は、レンジ方向から吹く場合の定数で
 表わす。勿論 $K2$, $K3$ は弾丸の寸法等によりそれぞれ異つた値とな

HP「海軍砲術学校」公開資料

る。

T2の間風力の各成分はその風速が一定であるとしても弾丸の経路の偏よりに対し加速度として作用する。従つて風力の作用はT2の最初の数秒に於いては、小さいが以後は時間とともに増加する。GFCR MK56の計算ではこの加速度の作用は04~06に示すウィンドの各成分にT2の代わりにこれに相対した距離を乗ずることにより考慮されている。即ち、風力によつて弾丸の経路から偏するスピードの各成分は、これを新たに修正された風力成分変化量 (Corrected wind component rate) と定義し目標運動のリニアレートの記号に "W" を付けて表わすと下記の通りとなる。

$$dR_{\theta W} = K2 \cdot R (S\theta \sin \theta' r' + S_w \cdot \sin \theta_{ws}) \quad (17)$$

$$dR_{Ew} = K2 \cdot R (S\theta \cos \theta' r' + S_w \cdot \cos \theta_{ws}) \sin E \quad (18)$$

$$dR_w = K3 \cdot R (S\theta \cos \theta' r' + S_w \cdot \cos \theta_{ws}) \cos E \quad (19)$$

上記の符号は右辺の結果からそれぞれのケースが出て来る。風力によつて弾丸が右に偏する場合、砲は左方にオフセットしなければならないからトラバース成分は負である。同様に風がLOSに沿つて目標の方向から吹いて来る場合は弾丸の仰角は増し、距離は減少するから風力修正のエレベーション成分は負で、レンジ成分は正である。(17)~(19)からリードアングルの計算式において弾道修正の項 X_b, Y_b, Z_b における風力修正による分は

$$X_b \text{ の成分として } dR_{\theta W} \cdot T2 \quad (20)$$

$$Y_b \quad " \quad dR_{Ew} \cdot T2 \quad (21)$$

$$Z_b \quad " \quad dR_w \cdot T2 \quad (22)$$

となる。

HP「海軍砲術学校」公開資料

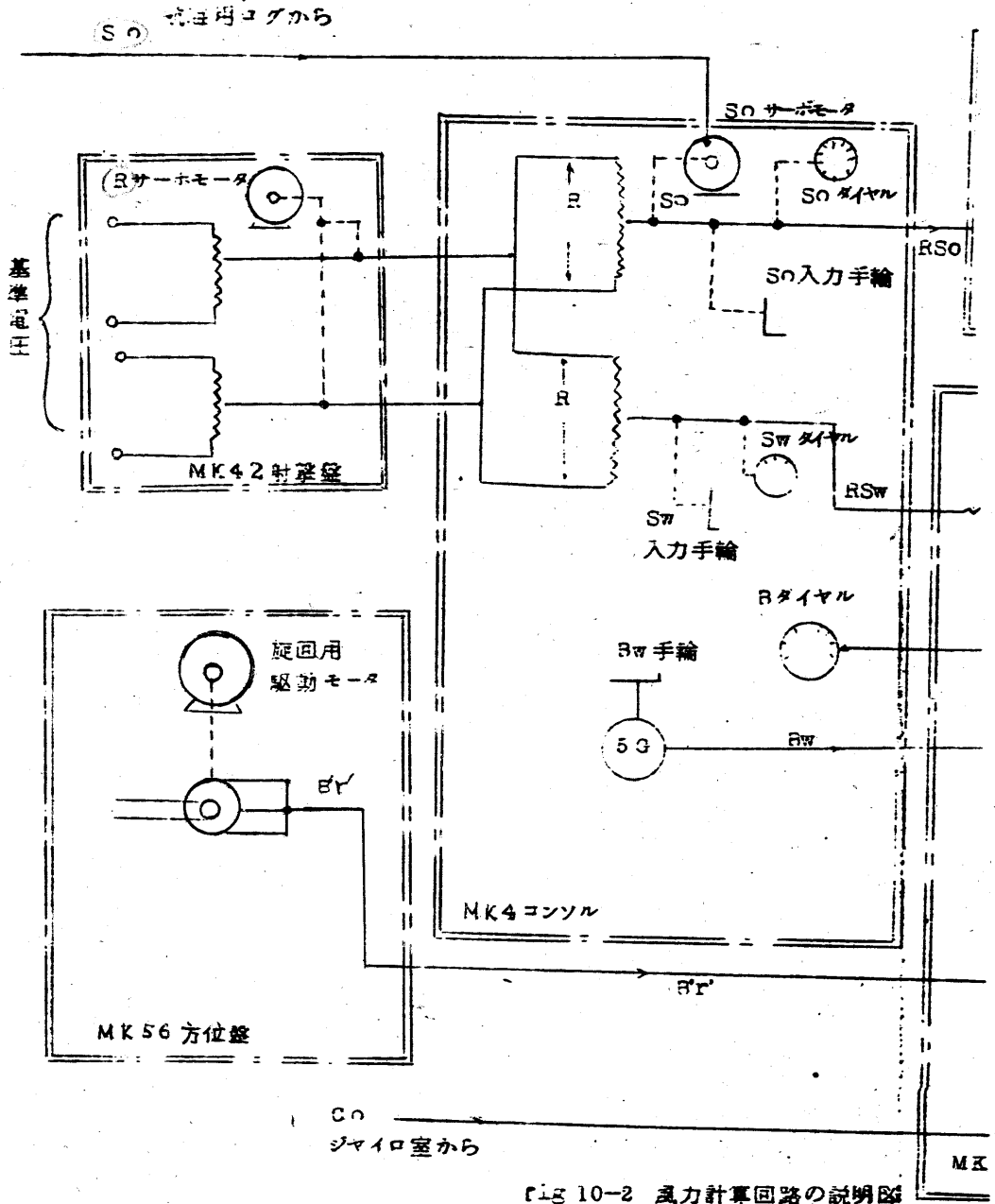
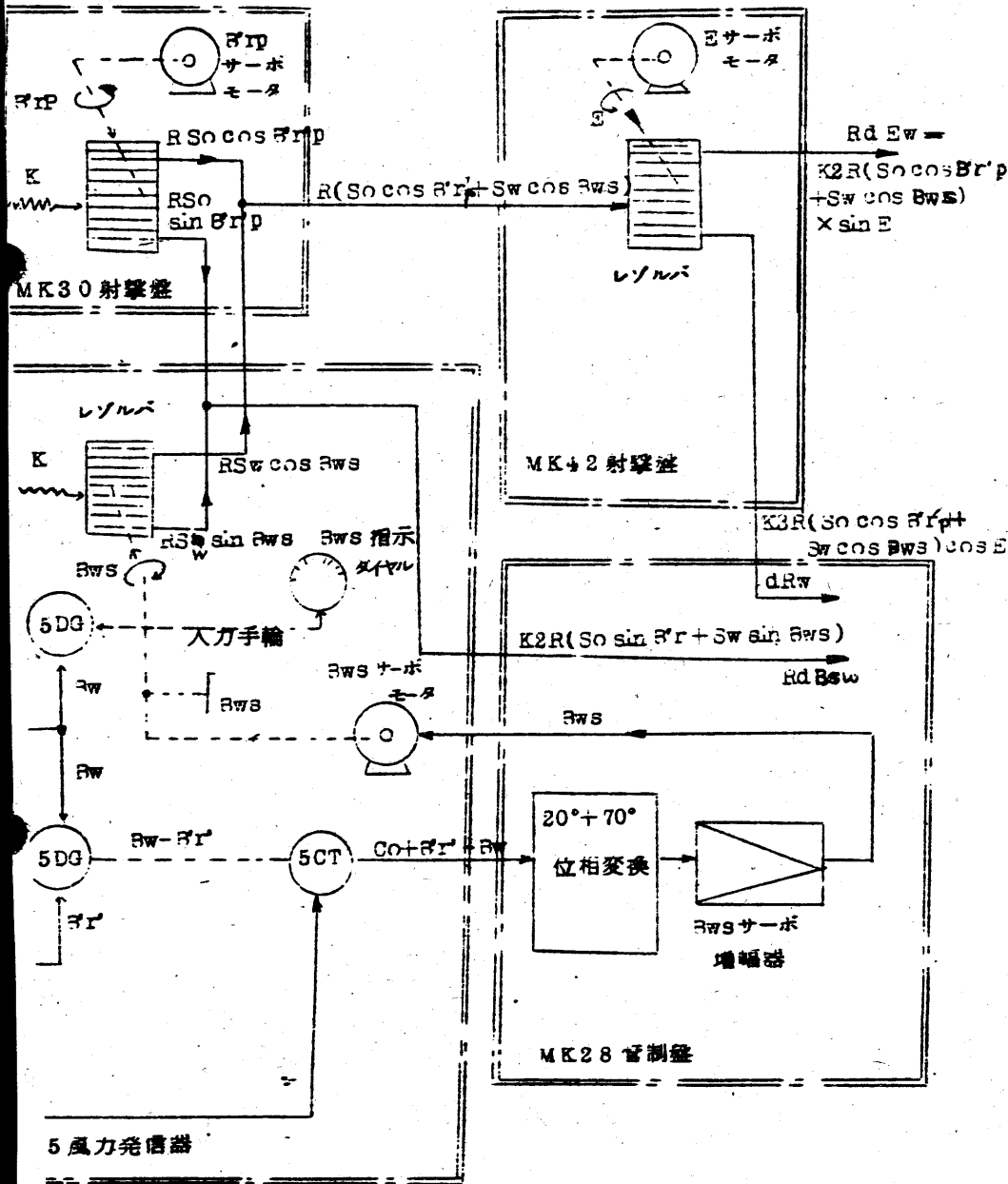


Fig 10-2 風力計算回路の説明図

56-1

HP「海軍砲術学校」公開資料



HP「海軍砲術学校」公開資料

オ 弾道修正の合計

リードアングルの計算式(3)、(4)式における弾道修正による項は前項までに説明した重力、定偏（ドリフト）及び風力の作用を合計して下記の通りになる。

$$Xb: \text{重力による項} \quad 0 \quad (8)$$

$$\text{ドリフトによる項} \quad -K8(dHfp \cdot \cos E) \cdot T2 \quad (11)$$

$$\text{風力による項} \quad RdRsw \cdot T2 \quad (12)$$

従つてトラバース項

$$\frac{Xb}{T2} = -K8(dHfp \cdot \cos E) + RdRsw \quad (23)$$

$$Yb: \text{重力による項} \quad (dHfp \cdot \cos E) \cdot T2 \quad (9)$$

$$\text{ドリフト} \quad // \quad 0 \quad (10)$$

$$\text{風力} \quad // \quad RdEw \cdot T2 \quad (21)$$

従つてエレベーション項

$$\frac{Yb}{T2} = (dHfp \cdot \cos E) + RdEw \quad (24)$$

$$Zb: \text{重力による項} \quad (dHfp \cdot \sin E) \cdot T2 \quad (13)$$

$$\text{ドリフト} \quad // \quad 0 \quad (14)$$

$$\text{風力} \quad // \quad dRw \cdot T2 \quad (22)$$

従つてレンジ項

$$\frac{Zb}{T2} = (dHfp \cdot \sin E) + dRw \quad (25)$$

となる。fig11にこの關係を图示する。

効果 成分		弾導修正成分			
		重力効果	定備効果	弾導風効果	弾導修正成分
X^b	旋回成分	0	$-K_8(dHf \cos E) \cdot T^2$	$Rd.Rsw \cdot T^2$	$-K_8(dHf \cos E) \cdot T^2 + Rd.Rsw \cdot T^2$
Y^b	高角成分	$(dHf \cos E) \cdot T^2$	0	$Rd.Ew \cdot T^2$	$(dHf \cos E) \cdot T^2 + Rd.E \cdot T^2$
Z^b	距離成分	$(dHf \sin E) \cdot T^2$	0	$dRw \cdot T^2$	$(dHf \sin E) \cdot T^2 + dRw \cdot T^2$

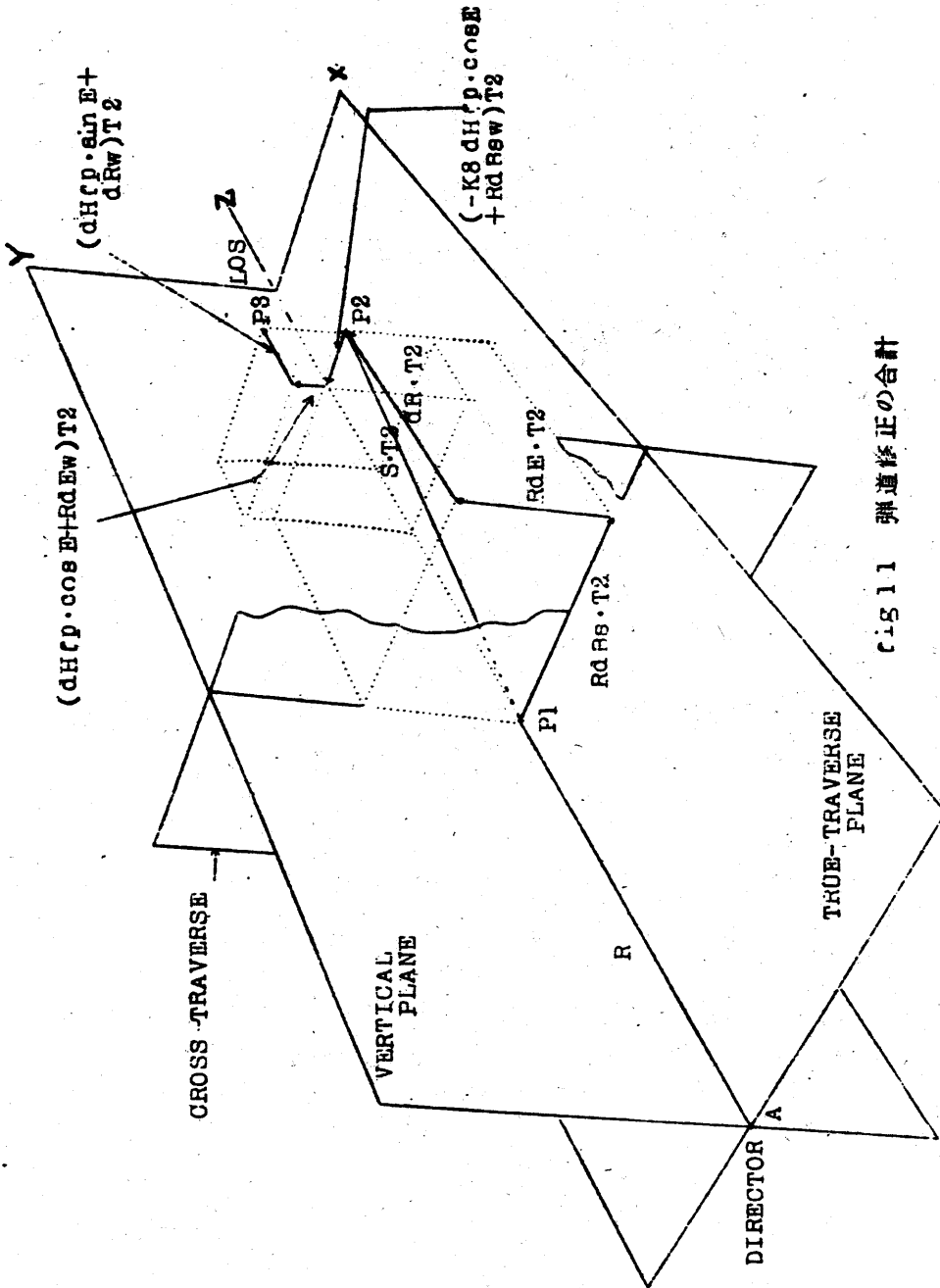


Fig 11 彈道修正の合計

HP「海軍砲術学校」公開資料

(3) 苦頭(リードアングル)方程式の最終の形

(3)及び(4)式に、(5)(6)(7) (8)及び(9)の結果を代入すると

$$\tan D = \frac{\frac{X_t}{T_2} + \frac{X_b}{T_2}}{\frac{R}{T_2} + \frac{Z_t}{T_2} + \frac{Z_b}{T_2}} = \frac{RdRs - K_3(dHfp \cdot \cos E) + RdBw}{\frac{R}{T_2} + dR + (dHfp \cdot \sin E) + dRw} \quad (20)$$

$$\tan V = \frac{\frac{Y_t}{T_2} + \frac{Y_b}{T_2}}{\frac{R}{T_2} + \frac{Z_t}{T_2} + \frac{Z_b}{T_2}} = \frac{RdE + dHfp \cdot \cos E + RdEw}{\frac{R}{T_2} + dR + (dHfp \cdot \sin E) + dRw} \quad (21)$$

(a) (20), (21)式の分子について

上式の解法にはレート $RdRs, RdE$ の代わりに平滑化変化率 (smoothed rate value) $\overline{RdRs}, \overline{RdE}$ が用いられる。平滑 (smoothing) に要する時間は1秒のオーダーである。従つて実際に目標のレートが計算機構で使われるときにはそれだけ古いデータとなっているので、正しい目標レートの算定には現在距離 R の代りにその1秒ないし2秒前の距離を使う必要がある。従つて目標のトラバース及びエレベーションレートの計算には E の代りに $E - Tq \cdot \overline{dRtw}$ を使用している。ここに Tq は平滑化遅滞時 (smoothing time) といひ \overline{dRtw} は風力修正を考慮したレンジレートの smoothed value で

$$\overline{dRtw} = \overline{dR} + dRw$$

と定義される。 \overline{dE} の代りに \overline{dRtw} を使用するのはその方が誤差が

HP「海軍砲術学校」公開資料

少ないという単なる理由からである。

(2)(2)の分子に RdR_s , RdE の代りに $\overline{RdR_s}$, \overline{RdE} を用いた場合単一の記号でそれぞれ $\overline{RdR_s t f w}$, $\overline{RdE t f p w}$ と表わす。

従つて

$$\overline{RdR_s t f w} = (R - Tq \cdot dR t w) dR_s - Ks dH r p \cos E + RdR_{sw} \quad (2)$$

$$\overline{RdE t f p w} = (R - Tq \cdot dR t w) dE + dH r p \cos E + RdE_w \quad (2)$$

(b) (2)(2)式の分母について

(2)(2)式の分母は射撃整 $MK42$ の計算において尚次の操作が必要である。仮想未来位置 (virtual future position) P_3 の距離は LOS に沿つて計算され Fig 12 に示すように

$$R + dR \cdot T^2 + dR_w \cdot T^2 + dH r p \sin E \cdot T^2$$

に等しい。従つて P_3 までの弾丸の LOS 上における 平均速度を U

とすると

$$U = \frac{R}{T^2} + dR + dR_w + dH r p \sin E$$

となつて、これは(2)(2)の分母に等しいから、リードアングルの方程式は次のように書くことができる。

$$\tan D = \frac{\overline{RdR_s t f w}}{U} \quad (3)$$

$$\tan V = \frac{\overline{RdE t f p w}}{U} \quad (3)$$

Fig 12 において LOF 上の P_3 までの距離 $A-P_3$ は $U \cdot T^2$ より長く $W \cdot T^2$ の差がある。

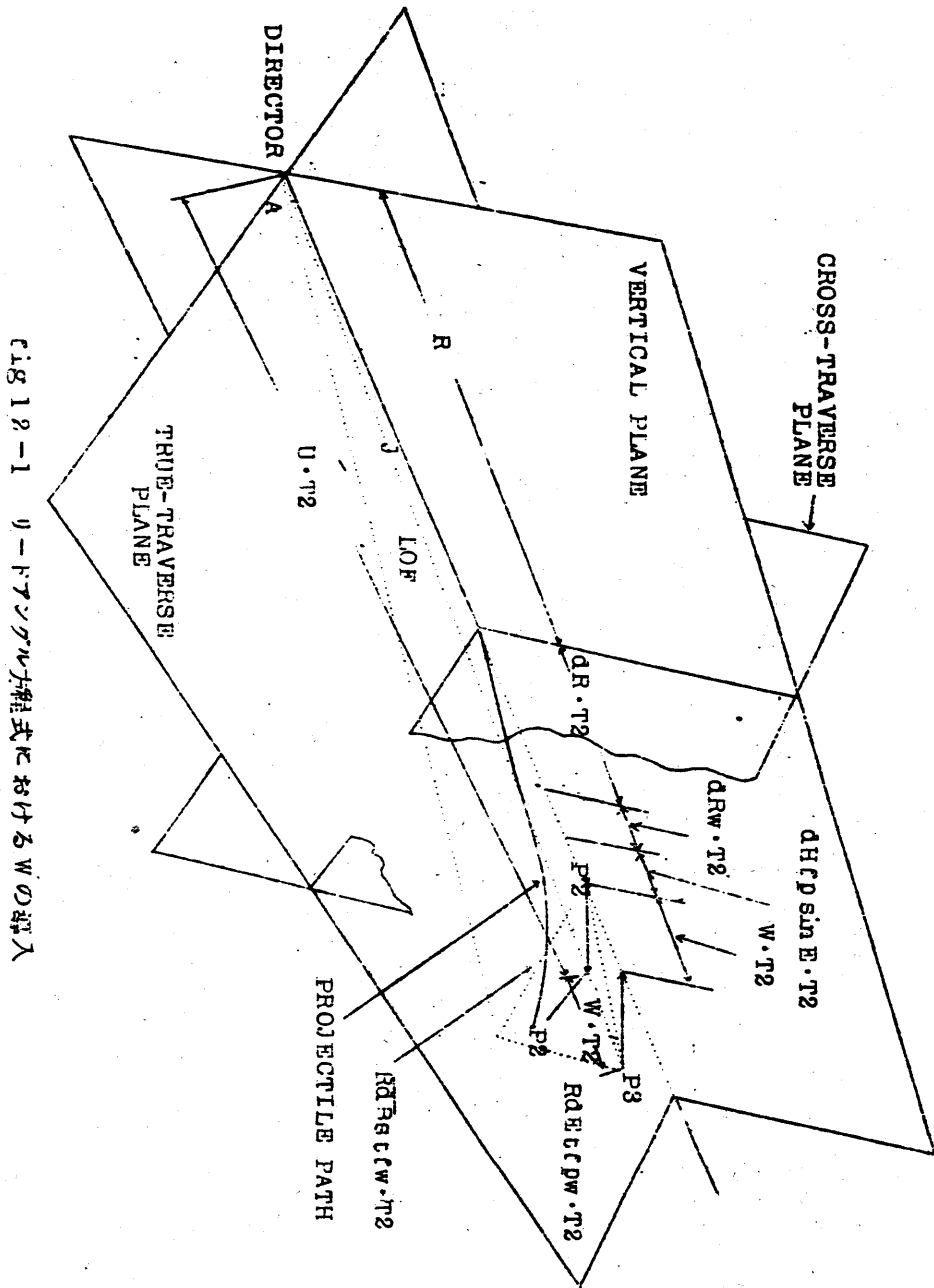


Fig 12-1 リートソングル大砲式におけるWの挿入

HP「海軍砲術学校」公開資料

レート^①のデメヨンジョンを持つWはLOFがリードアングルによつてLOSから変位したために導入される量で値は小さい。A-P3の距離をLOS上に移すとトータルレンジは $U \cdot T_2 + W \cdot T_2$ となり弾丸の平均速度は $U + W$ となる。

Uは射撃盤MK42で容易に算定されるが $U + W$ は本システムの計算機構には出て来ない。computer MK30で計算されるリードアングルはUをもとにしている。従つてFig12に導入されたWについては若干の解析が必要である。図における角JはLOSとLOFとのなす角で

$$\cos J = \frac{AP_2'}{AP_3} \quad (\text{P2}' \text{はLOS上のP2の投影位置})$$

$$\cos J = \frac{U \cdot T_2}{U \cdot T_2 + W \cdot T_2} = \frac{U}{U + W}$$

従つて

$$\frac{W}{U} = \frac{1}{\cos J} - 1 \quad (3)$$

上式の値はリードアングルが0の時は明かに0であり2つのリードアングルの何れが増しても増加しリードアングルの値のみによつてきまるので W/U の値は射撃盤MK30のリードアングルによつて駆動するポテンシヨメーターを tapering することにより導入している。

②式から正確なリードアングルD、Vを求めるには W/U の値を求めてD、Vの式を修正する必要があることが分かる。然しなが

HP「海軍砲術学校」公開資料

らこの値は極めて小さいのでクロストラバースアングルに Z_u の補正を行なつてリードアングルの十分正確な近似式として(33)式を使つている。

W/U と D 及び V との関係は次の近似式が用いられている。

$$\frac{W}{U} = 0.075 \tan^2 D \quad (33)$$

$$\frac{W}{U} = 0.080 (\tan V - 0.04)^2 \quad (34)$$

(3) 及び (4) 式について

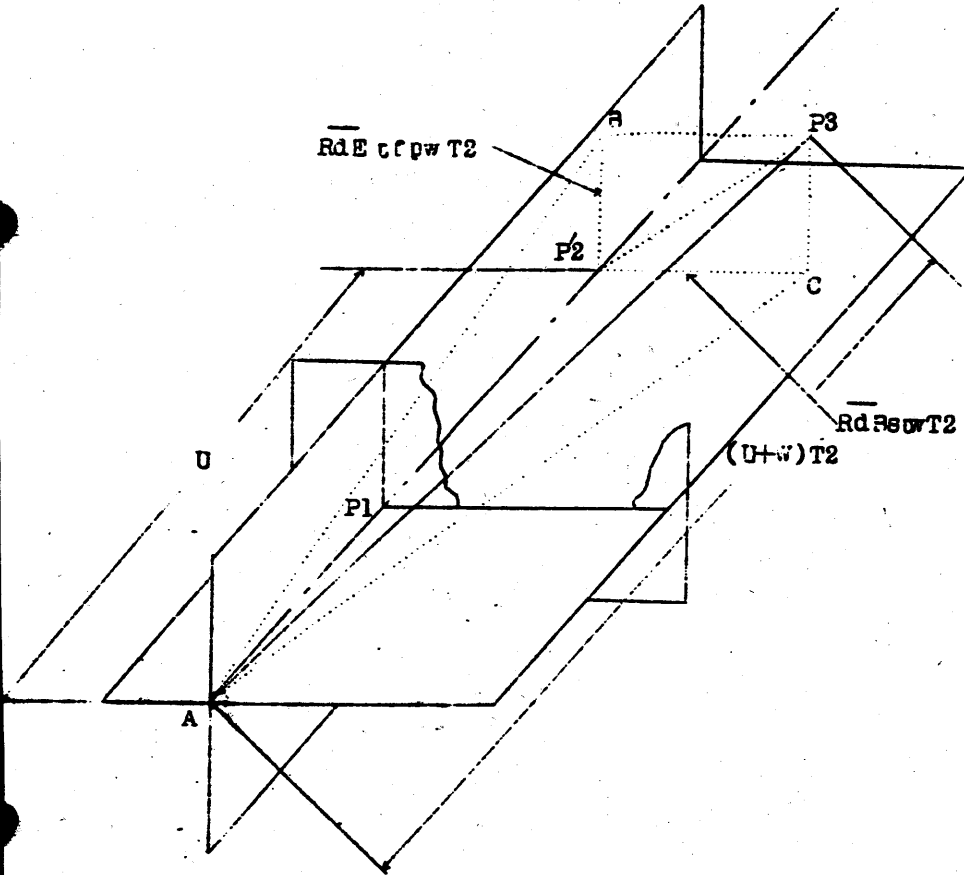


Fig 12-2

$$AP_3 = (W + U) \times T_2 \quad AP_2 = UT_2$$

$\triangle AP_3P_2$ を直角三角形と考える。(実際直角三角形でない)

$$P_3P_2^2 = (U + W)^2 T_2^2 - U^2 T_2^2$$

$$= (2UW + W^2) T_2^2$$

$$= (\overline{RdE cfpw})^2 T_2^2 + (\overline{RdRstw})^2 T_2^2$$

$$\therefore 2UW + W^2 = (RdEtcpw)^2 + (EdRstcw)^2$$

U^2 で両辺を割れば

$$2\left(\frac{W}{U}\right) + \left(\frac{W}{U}\right)^2 = \frac{(RdEtcpw)^2}{U^2} + \frac{(EdRstcw)^2}{U^2}$$

$W < U$ であるから

$$2\left(\frac{W}{U}\right) \approx \tan^2 V + \tan^2 D$$

$$\left(\frac{W}{U}\right) \approx \frac{1}{2}(\tan^2 V + \tan^2 D) = \frac{1}{2}\left(\frac{RdQ}{U}\right)^2 \text{ となる。}$$

6 砲命令角

(1) 砲命令角その他の定義

安定座標系で導かれたリードアングルから砲命令角を決定するには、リードアングルの甲板面座標への変換及び新しい諸元の導入が必要である。

ア 方位盤旋回角及び仰角

甲板面座標等における line of sight の方向は、方位盤旋回角 $\alpha' r'$ 及び方位盤仰角 $E' b$ の2つの角によつて決められる。 $\alpha' r'$ は、甲板面上にて艦首から時計方向に測る。 $E' b$ は甲板面からこれと垂直な面上にて測る。

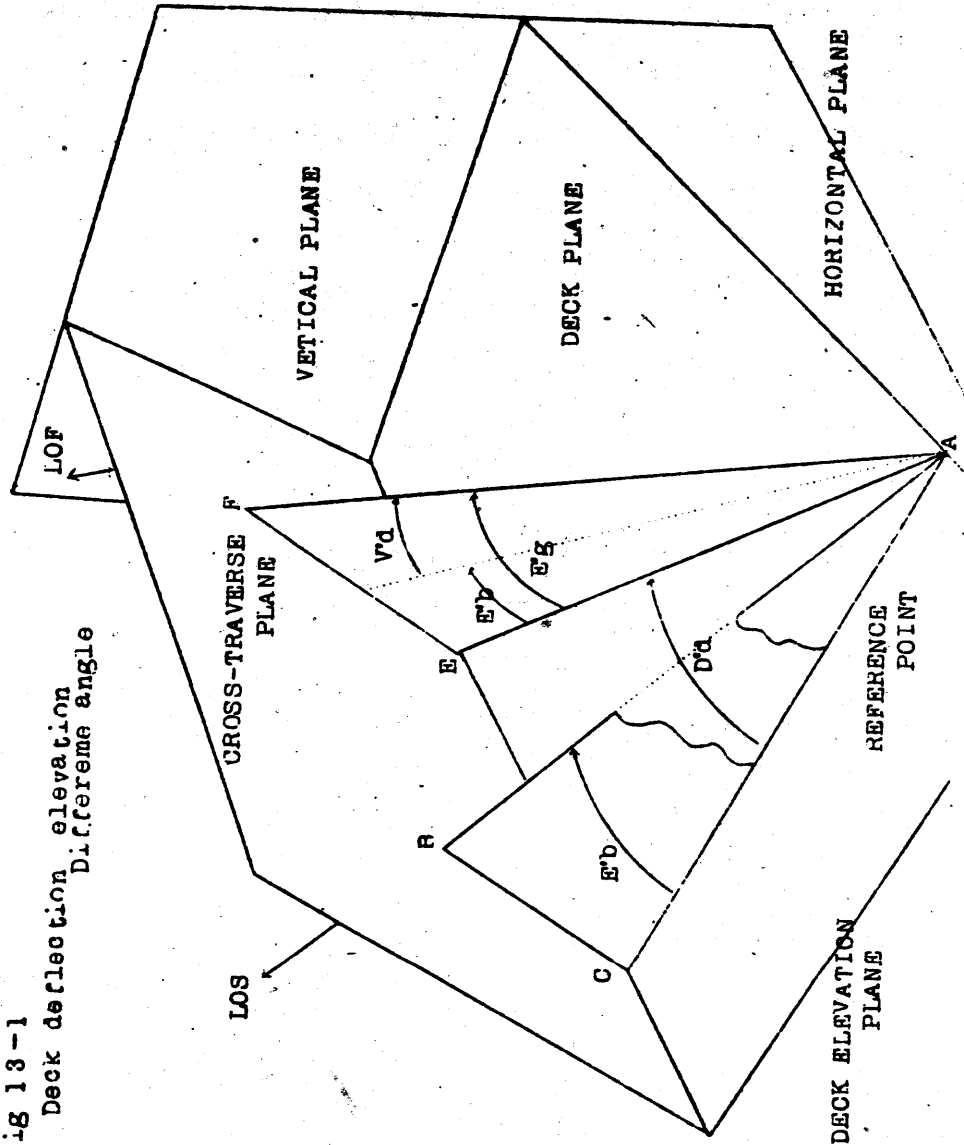


Fig 13-1
Deck deflection, elevation
Difference angle

2つ以上の方立盤を持つた砲においてはすべての方位盤の方位盤旋回角が等しい値を持つということが重要なることとなる。従つて盤上に照合点 (Reference point) が設定され、通々の方位盤の旋回角にはこの点に対する parallax 修正が加えられ、方位盤旋回角は方位盤がこの照合点に位置したとした旋回角となる。以上の horizontal parallax の修正の行なわれた方位盤旋回角は $R'r'p$ で表わす。

イ 左右苗頭 (Deck deflection) 及び

上下苗頭 (Elevation deflection)

Deck deflection $D'd$ は砲旋回角を得るために $R'r'p$ に加える角度で

$$R'r'p + D'd = R'grp$$

である。Elevation difference $V'd$ とは砲仰角を得るために方位盤仰角 $E'b$ に加える角度で

$$E'b + V'd = E'g$$

である。(fig13 参照)

HP「海軍砲術学校」公開資料

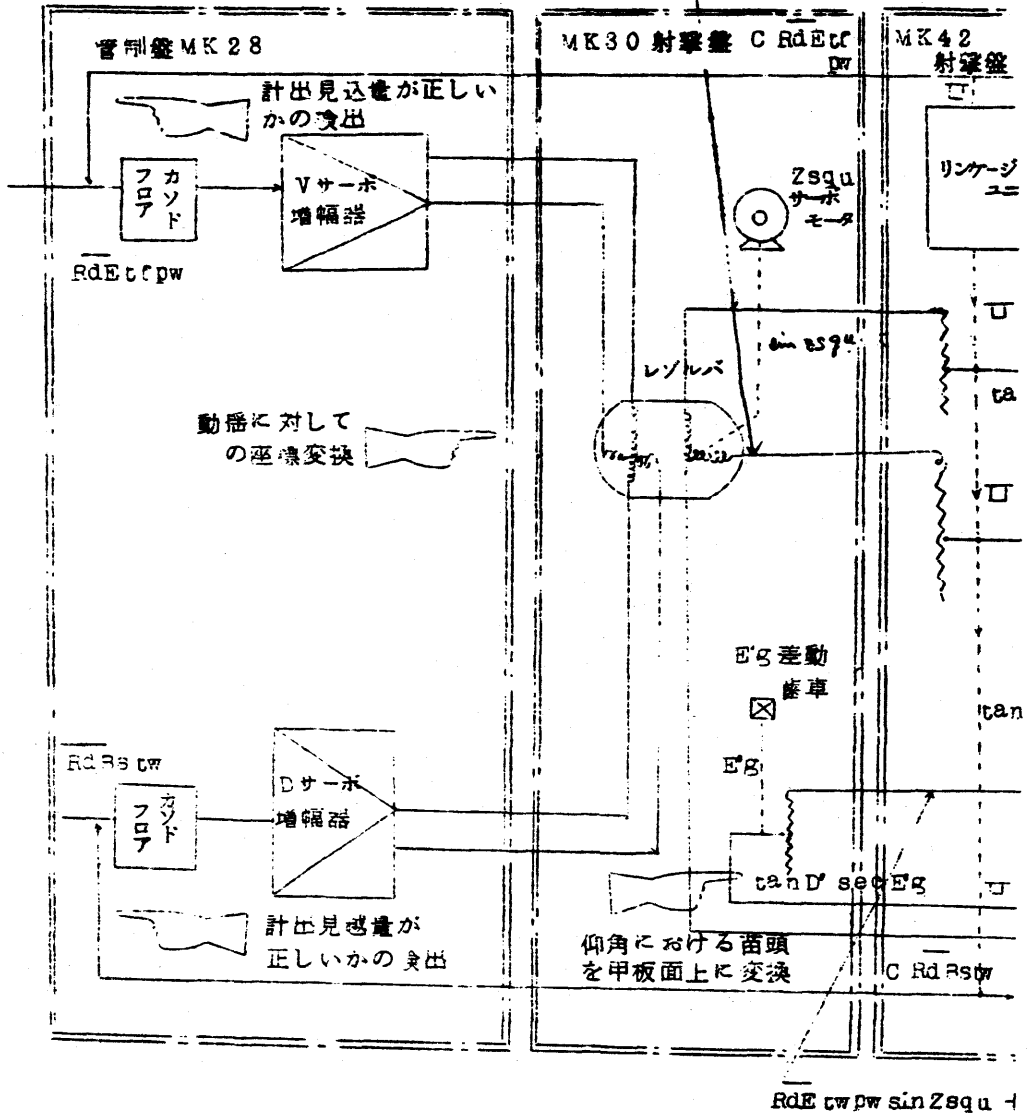


Fig 13-2 座標変換からB'

HP「海軍砲術学校」公開資料

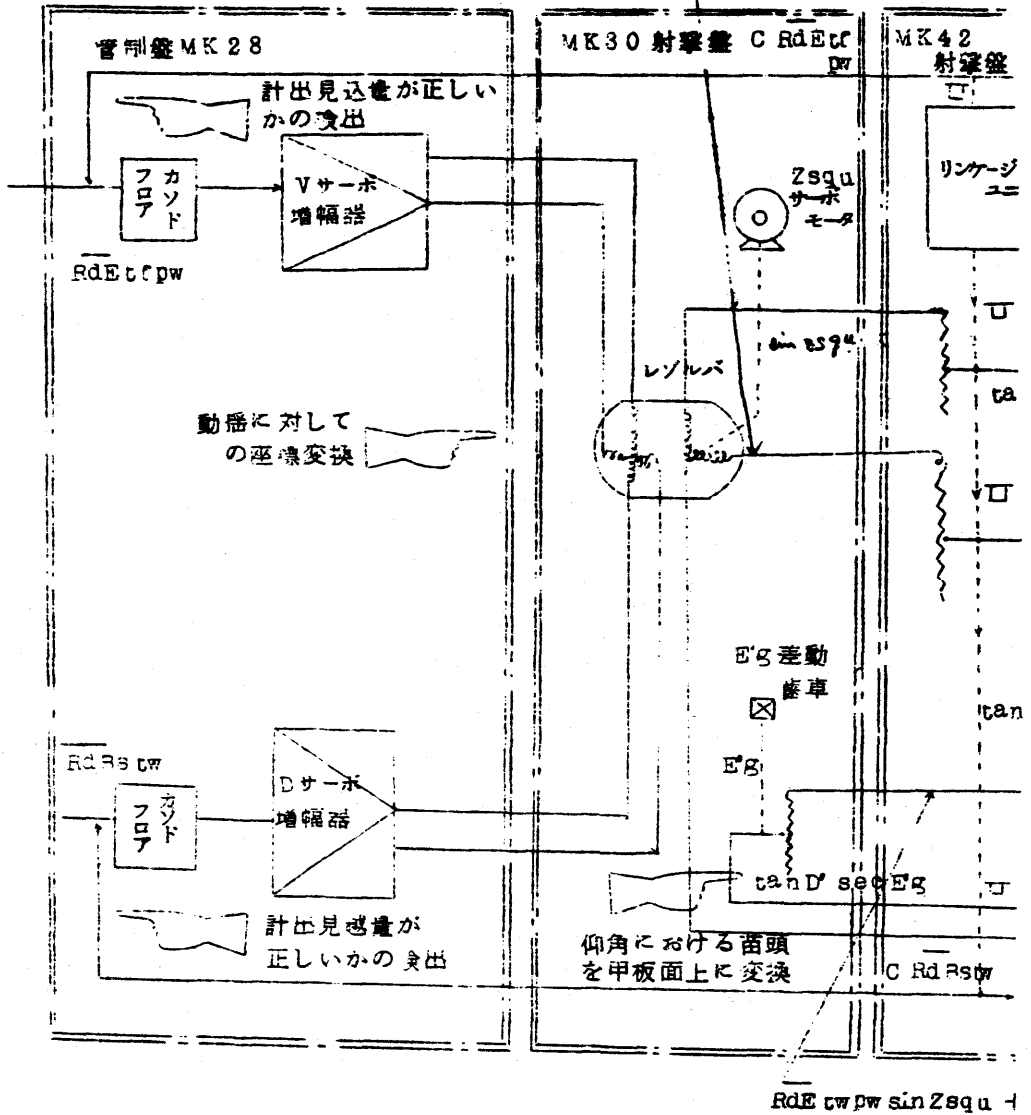
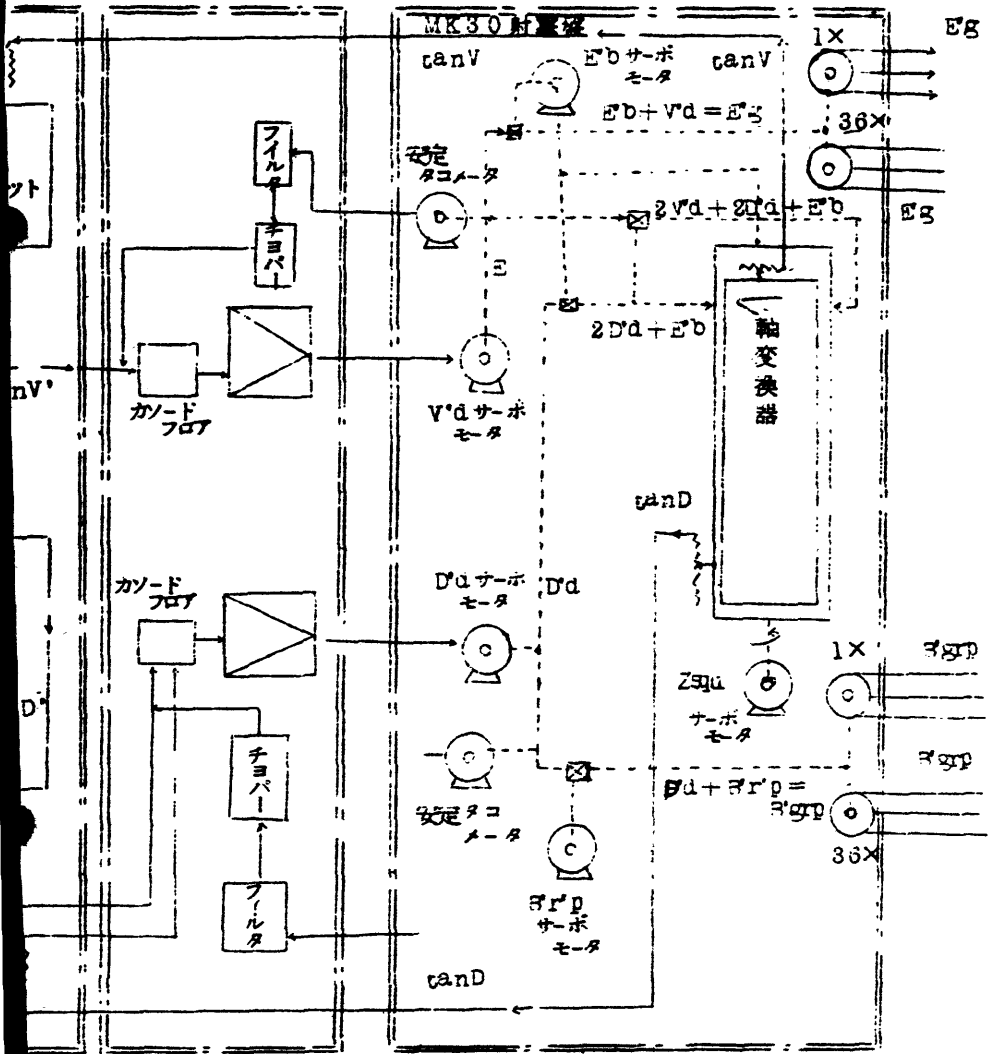


Fig 13-2 座標変換からB'

HP「海軍砲術学校」公開資料

$w \sin Z \text{sq}$



$Rd \text{ } Rb \text{ } \cos Z \text{sq}$

$3rp$ 及び $E'g$ の計算説明図

ウ 砲旋回角及び砲仰角

line of fire (LOF) の方向とは甲板面座標において砲が照合点 (reference point) にあるものとして、この点より仮想未来位置 (virtual future position) P3 をねらったときの角度で fig 14 に示すように砲旋回角 $B'grp$ 及び砲仰角 $E'g$ の2つの角度によつて定められる。この角度は砲命令角として砲機に伝送される。方位盤と砲とのレベルの違いによる偏差の修正は明述したようにこの段階において修正される。照合点 (reference point) と実際の砲との占位差の修正はそれぞれの砲について各砲機で行なわれる。

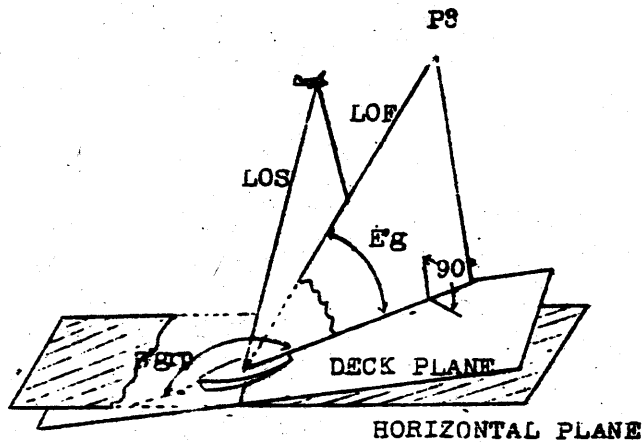


fig 14 gun train 及び elevation angle

HP「海軍砲術学校」公開資料

エ クロス・トラバース角 (Cross-traverse angle)

クロス・トラバース角 Z_s とは安定座標系のクロス・トラバース面で測った甲板面の傾きの角度である。従つて Fig 15 に示すようにクロス・トラバース面で測つた鉛直面と Director elevation plane 上のなす角と定義することができる。 Z_s はステアブルエレメントジャイロ (パーチカルジャイロ) の1つのジンバルが方位盤のフレームに関して回転する角度として測定される。 Z_s は gun order converter に送られて下の式で定義される修正されたクロス・トラバース角 (corrected cross traverse) Z_{sq} の一部となる。

修正横動揺 = (横動揺) + (平滑化の遅れ補償) + (リードアングルの補正量)

$$Z_{sq} = Z_s + Z_q + Z_u$$

Z_q はトラバース及びエレベーションレート $Rd\theta_s$ 及び RdE の smoothing の遅れのために必要な修正量でコンピューターの中の Z_{sq} フィードバック回路にある抵抗回路に直流のクロス・トラバース電圧として導入される。コンピューターに導入される Z_q 電圧は

$$Z_q = T_q \cdot d\theta_s \tan E$$

なる値である。この式は Z_q の近似値を与えるものであるが、この修正は Z_s に比べて小さいので十分の確度を持つている。 Z_u は W/U によるリードアングルの影響の近似的計算を行なうために必要な修正量でラジアン単位で下の式から計算される。

R が 1000 より少ない場合は

$$Z_u = 0$$

HP「海軍砲術学校」公開資料

Rが1000以上の場合は

$$z_u = \frac{(R-1000) \text{ dRg}}{10,000}$$

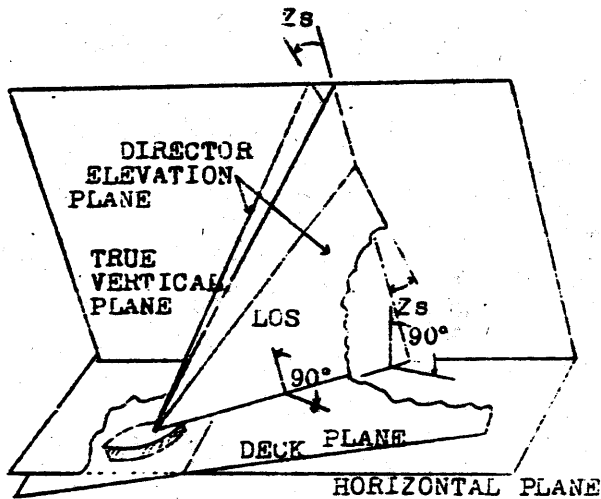


fig 15 Cross-traverse angle

(注1)

1 Zqの修正についての理論的考察

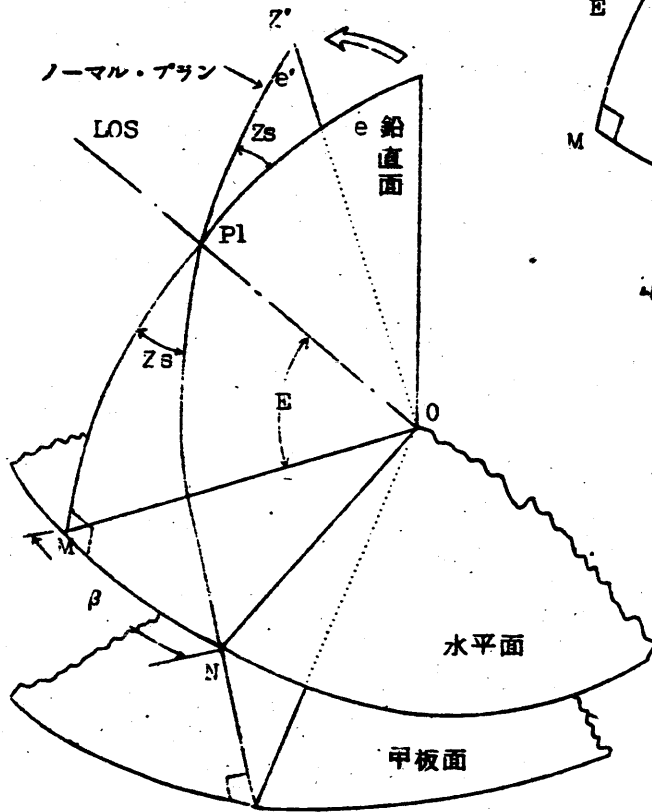


fig 15-1

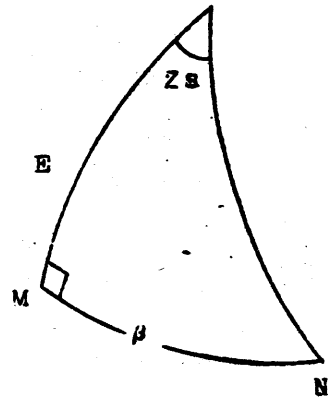


fig 15-2

HP「海軍砲術学校」公開資料

Zq は、 $Rd\beta_s, RdE$ の円滑化のため Tq 時間遅れを補正するものである。
今 (Fig 15-1) について考えるとクロストラバース角 Zs が発生した場合、直角球面三角形 MP_1N において、 $\angle MON = \beta$ とすれば、

$$\sin E = \tan \beta \cdot \cot Zs \quad \text{が成り立つ}$$

$$\tan Zs = \tan \beta \operatorname{cosec} E$$

Zs 及び β が小さければ

$$Zs \approx \beta \operatorname{cosec} E$$

$$\frac{dZs}{dt} \approx \frac{d\beta}{dt} \operatorname{cosec} E = d\beta_s \operatorname{cosec} E$$

$\frac{d\beta}{dt} = d\beta_s$ で動揺のため発生する左右の見越角に及ぼす影響で角速度の
変化量である。 Tq 時間では、

$$Zq = Tq \times d\beta_s \operatorname{cosec} E$$

で補正しなければならない。しかるに仰角 E における $d\beta_s$ の値は $\cos E$ を
乗じすればよいから

$$Zq = Tq \times d\beta_s \operatorname{cosec} E \cos E$$

$$= Tq \times d\beta_s \cot E \quad \text{となるが}$$

本文中 $Zq = Tq \, d\beta_s \tan E$ となつている。これは高度が高くなるならば
 β の値は大となり旋回のレート $d\beta_s$ に及ぼす影響が $\tan E$ に比例すると
考え $Zq = Tq \, d\beta_s \tan E$ としているようである。

(注2)

2 直角球面三角形

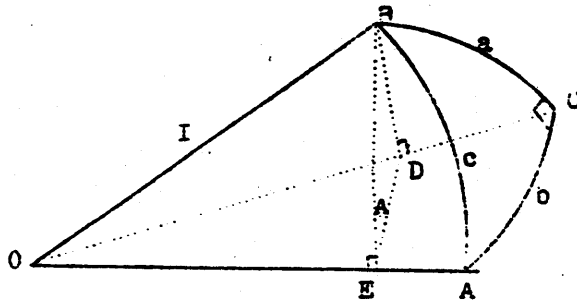


Fig 15-3

Fig 15-3で、直角球面三角形ABCにおいて $\angle C = \frac{\pi}{2}$ とする。

$BD \perp BC, DE \perp EA$ 2平面AOC, BOCは無直であるからBDは平面AOCに垂直である。

よつて $\angle BDE = \frac{\pi}{2}$ となる。

$$\angle BED = \angle A$$

$\triangle BED$ において

$$(1) \frac{BD}{BE} = \left(\frac{BD}{BO} \right) / \left(\frac{BE}{BO} \right)$$

$$\sin A = \frac{\sin a}{\sin c} \quad \text{同様に} \quad \sin B = \frac{\sin b}{\sin c}$$

$$(2) \frac{DE}{BE} = \left(\frac{DE}{CE} \right) / \left(\frac{BE}{OE} \right)$$

HP 「海軍砲術学校」公開資料

$$\cos A = \frac{\tan b}{\tan c} \quad \text{同様に } \cos B = \frac{\tan a}{\tan c}$$

$$(3) \quad \frac{BD}{DE} = \left(\frac{BD}{OD} \right) \cdot \frac{OE}{OD}$$

$$\sin A = \frac{\tan a}{\sin b} \quad \text{同様に } \sin B = \frac{\tan b}{\sin a}$$

$$(4) \quad \frac{BD}{DE} = \frac{BD}{OD} \cdot \frac{OD}{OE} \cdot \frac{OE}{BE}$$

$$\sin A = \tan a \sec b \cot c = \frac{\cos B}{\cos b}$$

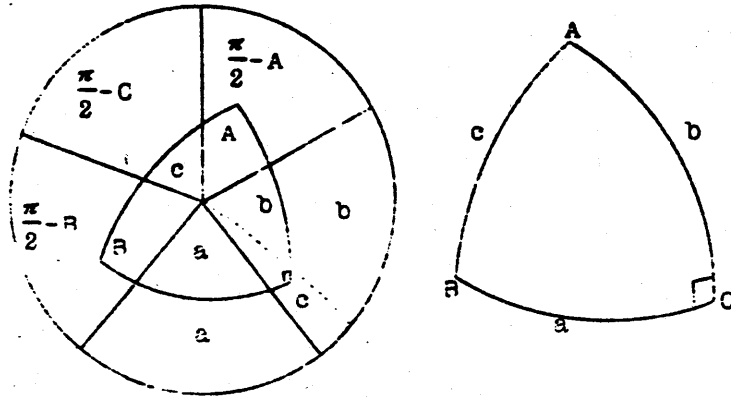
$$\text{同様に } \sin B = \frac{\cos A}{\cos a}$$

$$(5) \quad \frac{OE}{OB} = \frac{OD}{OB} = \frac{OE}{OD} \quad \cos c = \cos a \cdot \cos b$$

$$(6) \quad \sin A = \frac{\cos B}{\cos b}, \quad \sin B = \frac{\cos A}{\cos a} \quad \text{から}$$

$$\cos c = \cot A \cot B$$

以上をまとめてナービヤの式を示す。



(ナービヤの円)

- | |
|---|
| <p>(1) 中央部の \sin は対部分の \cos の積に等しい。
 (2) 中央部の \sin は隣接分の \tan の積に等しい。</p> |
|---|

[注3]

座標変換

目標の現在位置 P_1 を連続的にすることによつて計出された $\overline{RdBstcrw}$ 及び $\overline{RdEtpcrw}$ は、動揺をもつ甲板面上レート $RdB'stcrw$ 及び $\overline{RdEtpcrw}$ に転換されねばならない。

本射撃指揮装置において、動揺は、クロストラバース角 Zs で計出される。この動揺角は Fig 15-4 に示すように LOS を中心軸として、LOS を通る鉛直面とノーマル・プランとの差違角度で計られ、目標から射撃線を L.O. に沿つて見て、時計方向を正としている。

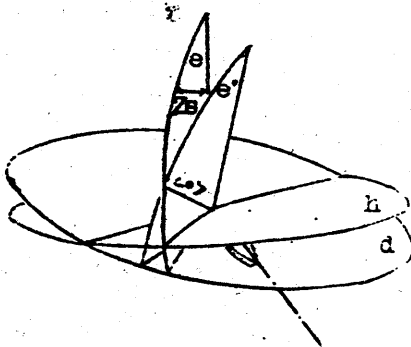


Fig 15-4 Zs の図示

即ち、ここにおける座標変換とは、「水平面-鉛直面」の座標系から「甲板面-ノーマル・プラン」の座標系へ Zs をファクターとして変換する。今簡略化のため $\overline{RdEtpcrw} = \alpha$ 、 $\overline{RdB'stcrw} = \beta$ とすると、 Zs が発生したため Fig 15-5 において、水平面に関する β は、線分 $P_1 B$ 、鉛直面の α は、線分 $P_1 A$ で示されノーマル面に対するレートは線分 $P_1 A'$ 、甲板面のレートは

線分 $P_1 R'$ となる。

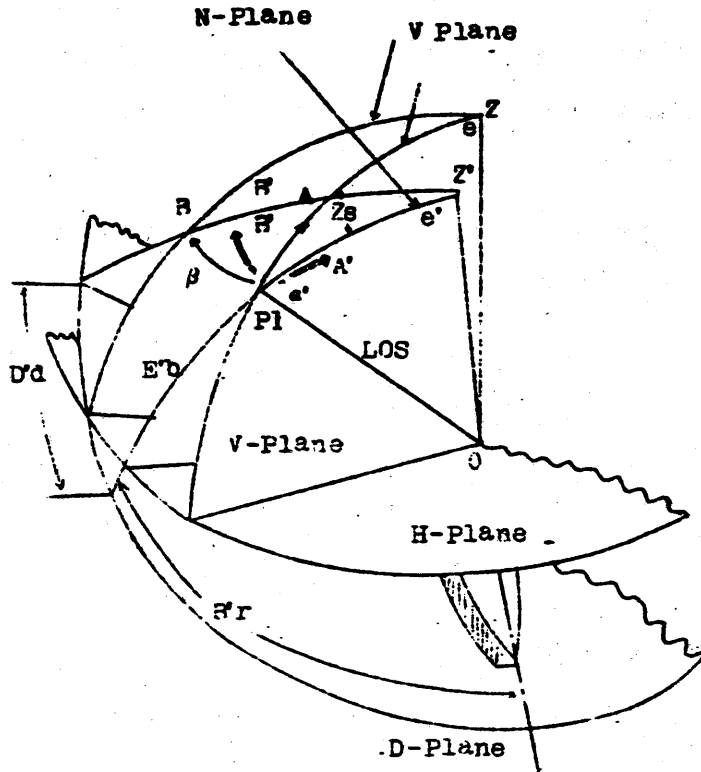


fig 15-5 座標変換

クロスラバース角 Zs は

$$\angle A' P_1 A = \angle B' P_1 B = Zs$$

で示される。

今、クロスラバース角 Zs が生じた場合、 α 及び β は fig 15-6 のとおりベクトル分解される。正確には、これらの線分は球面の線分と考えねばならない。

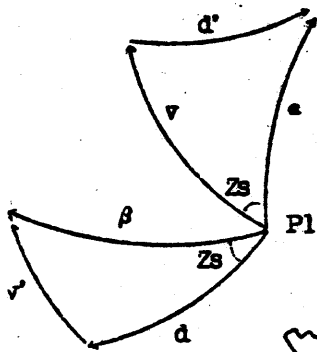


fig 15-6 諸量の
ベクトル分解

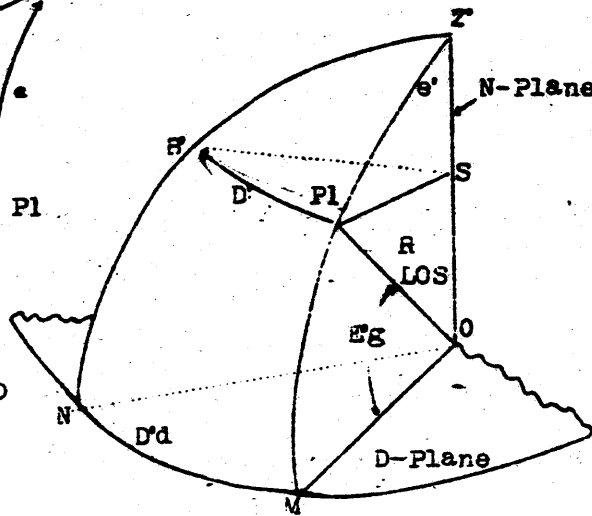


fig 15-6 D' から D'd への変換

α の直角成分ベクトルを v と d の直角成分ベクトルを v' とする。よつて甲板座標系上のレートは次のようになる。

$$\alpha' = v + v'$$

$$\beta' = d - d'$$

となる。

fig 15-6 において、 α 及び β がその成分でつくる 2 つの直角球面三角形にナビヤ-の公式を適用すれば

$$\begin{aligned} \tan v &= \tan \alpha \cos Zs && \text{近似的に } v \approx \alpha \cos Zs \\ \tan d' &= \sin \alpha \sin Zs && d \approx \alpha \sin Zs \end{aligned}$$

HP「海軍砲術学校」公開資料

$$\begin{aligned} \tan d &= \tan \beta \cos Zs && \text{近似的に } d \approx \beta \cos Zs \\ \tan v &= \sin \beta \sin Zs && v \approx \beta \sin Zs \end{aligned}$$

よつて

$$\begin{aligned} a' &\approx a \cos Zs + \beta \sin Zs \\ \beta' &\approx \beta \cos Zs - a \sin Zs \end{aligned}$$

Zsは \sqrt{sqv} として補正され、上式の計算が座標変換としてレーゾルバーで計算される。次にリンクージ・ユニットからのDの入力を受けしDとされ $\tan D'$ $\tan V'$ が計出される。更にD'はFig 4に示すとおり砲仰角E'gにおける左右苗頭であるから、甲板面上の左右苗頭D'dに変換する必要がある。

Fig 4において比例計算を行なえば

$$\frac{MN}{P_1 R} = \frac{DM}{P_1 S} \quad \text{ただし} \quad \begin{cases} MN = D'd \\ P_1 R' = D' \\ P_1 S = R \cos E'g \end{cases}$$

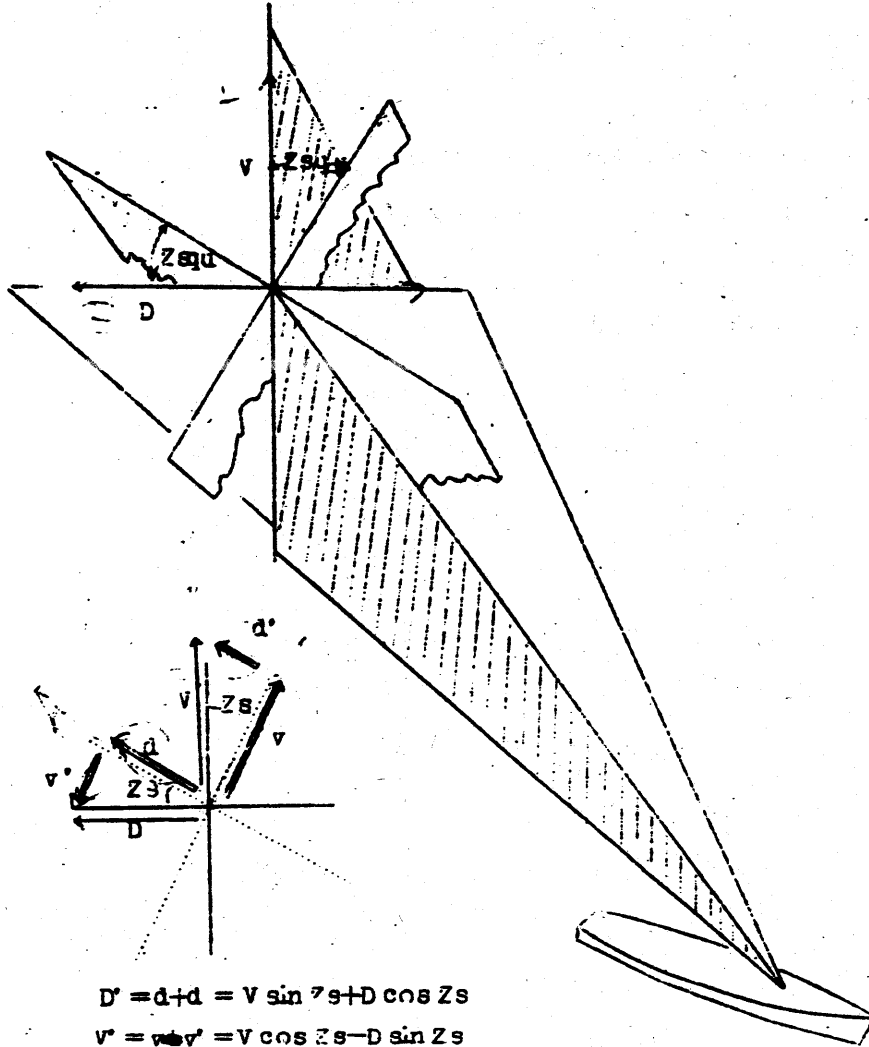
であるから

$$\frac{D'd}{D'} = \frac{R}{R \cos E'g}$$

$D'd = D' \sec E'g$ の修正がアツテネータで計算され、砲命令角としてD'd、 $V'd$ が方位磁旋回角R'r、方位盤仰角E'bに加算されることになる。

HP「海軍砲術学校」公開資料

以上を簡略化して、直線と考えると



$$D' = d + d = V \sin Zs + D \cos Zs$$

$$v' = v + v' = V \cos Zs - D \sin Zs$$

実際の計算回路は、fig 13-2に示すように $\overline{RdRstfw}$, $\overline{RdEtcfw}$ を Zs に変換し、 $1/D$ を乗じて v' , D' を計出している。

(2) 砲命令角の決定

砲命令角を決めるためには $D'd$ 及び $E'b$ に加える計算が必要である。GFCS MK56 ではこの解法は機械的にコンピュータ - MK30 中の軸変換機構とボール・ケリエツジ・ユニットによつて行なわれる。その詳細は後に述べるが軸変換機構には $E'b$ 、 $D'd$ 、 $V'd$ のサーボループよりの機械的回転が入力として与えられてボール・ケリエツジ・ユニットをクロストラバース面に対応する面上に動かす。ケリエツジは又クロストラバース角 $Zsqa$ に相等する角度で回転させられ結局 $\tan D$ 、 $\tan V$ に比例した動きをする。この動きはそれぞれのポテンシオメータに伝えられて $\tan D$ 、 $\tan V$ に (厳密には $c \tan D$ 、 $c \tan V$) に比例した電圧に変えられコンピュータ - MK42 に送られ正しい $\tan D$ 、 $\tan V$ と比較されエラーシグナルが 0 となつたときケリエツジは止まり正しい $D'd$ 及び $V'd$ を与えることになる。

ア 軸変換機構 (Axis converter) の作動

Fig 13 は軸変換機構によつて解かれる問題の關係を示している。直線 AB は LOS を表わし、 AF は LOF を表わしている。砲の方位盤はともに reference point A があると仮定しているからすべての計算は sh reference point に関して行なわれる。軸変換機構 (axis converter) の目的は砲を LOS から LOF に動かす運動を作ることである。

Fig 16 は軸変換機構の略図で図に示すフィンガ (タミ砲) は方位盤仰角軸、砲旋回軸、砲仰角軸にそれぞれ対応するボール軸、ヨーク軸、アーム軸の 3 つの軸の周りに自由に回転することができる。

HP「海軍砲術学校」公開資料

これら3軸の交点Aは、砲及び方位盤がともに位置すると仮定される
 陸の照合点を表わしている。駆変換機構のタミ砲はゼロ位置において
 下方を指し、修正されたクロストラバース面に垂直である。従つて
 直線A BはLOSを表わし、点BはFig13の点Bに対応する。

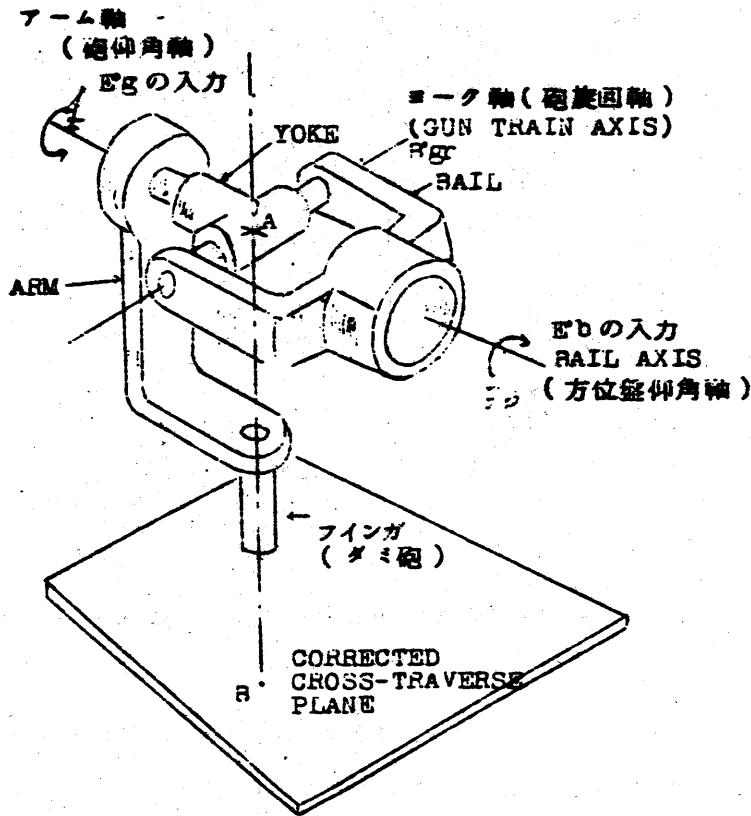


Fig16 軸変換機構のゼロ位置

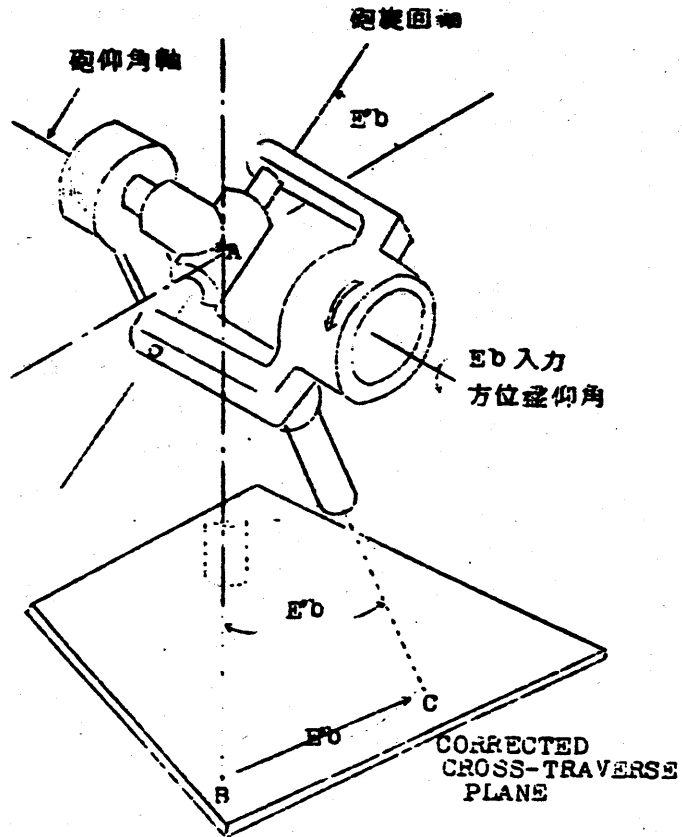


fig17 軸交換機構の方位盛仰軸の周りの回転

fig17～fig19はダミー砲の3軸の周りの回転を別々に示したものであるが、実際には同時に起きてfig19に示す位置となる。これらの運動はE'd、D'd及びサーボ機構によつて駆動されるベベルギアを介して伝えられる。

fig17に示す最初の運動はE'dサーボ機構によつて伝えられ、方位盛仰軸の周りに角E'dの回転をしてダミー・ガンはfig18に示

HP「海軍砲術学校」公開資料

す修正されたクロスラベース図の点cに対応する点を指す。

第2の運動は fig18 に示すように $D'd$ サーボによつて伝えられる砲旋回軸の周りの角 $D'd$ の回転で、これによつてグミイ・ガンは角 $D's$ だけ回転し fig18 の点Eに対応する点を指す。

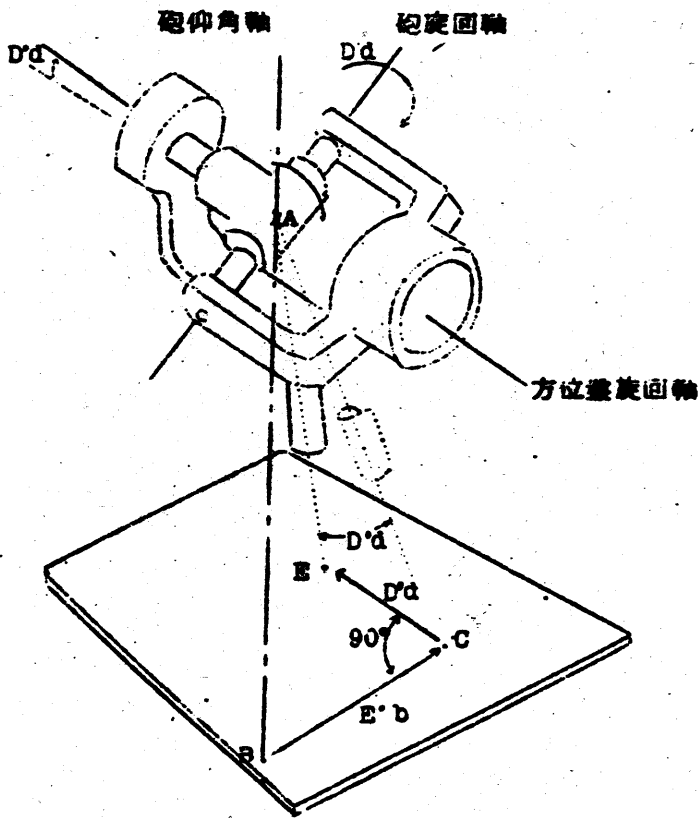


fig 18 砲架換機構の砲旋回軸

HP「海軍砲術学校」公開資料

最後は $E'b$ 及び $V'd$ サーボによつて伝えられる運動の和が fig 19 に示すように砲仰角の周りに加えられ、角 $E'g = E'b + V'd$ の回転が生じタミイ砲は fig 13 の点 F に対応する点を指す。

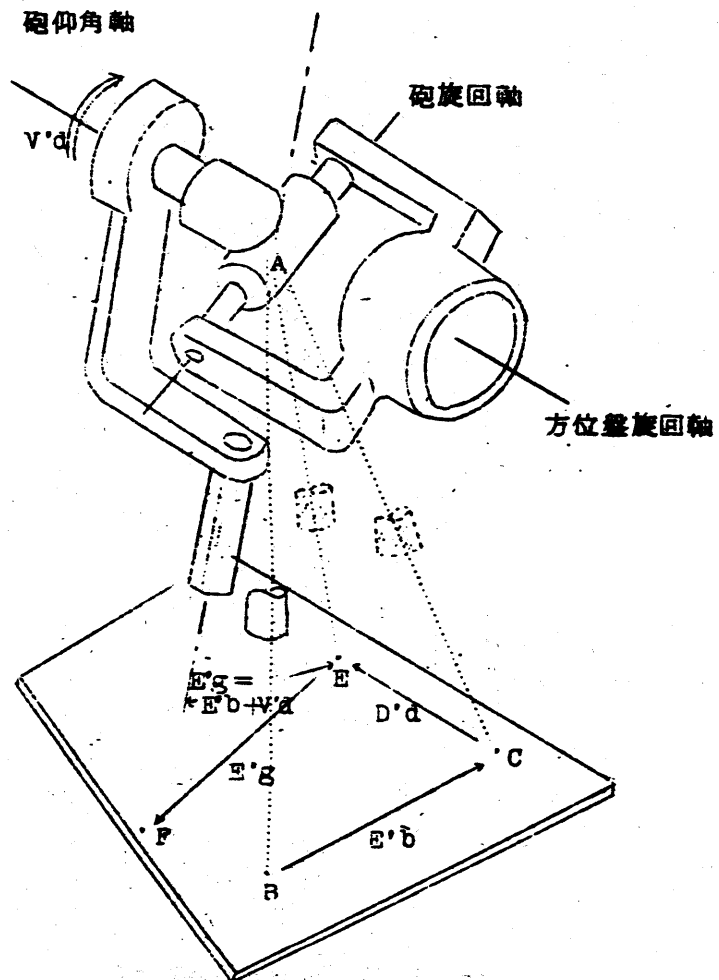


fig 19 軸交換機構の砲仰軸

従つて $D'd$ 及び $V'd$ が正しい値であるならばタミイ砲の位置は実際の砲が目標の仮想未来位置 $P3$ を指すことと対応することになる。

イ ボール・ケリエツジ・ユニットの作動

軸交換機構の入力 $D'd$ 及び $V'd$ が正しい値であるかどうかを判定するためには、この入力値に対応する $\tan D$ 及び $\tan V$ を誘導しこの値と実際に計算された $\tan D$ 、 $\tan V$ とを比較することが必要である。fig 20はこの問題を図示したもので、図において GB は LOS を含む鉛直面内にあつて且つクロストラベース面上に画かれた直線でその方向は安定座標においてリードアングル V を測るエレベーション方向を表わし、 GF は GB に直角で安定座標系においてリードアングル D を測るトラベース方向を表わすものとする。図において直線 BC と GB の延長とのなす角はクロストラベースアングル Zs で fig 21 は直線 GF 及び GB を fig 3 と同じような図法によつて示したものである。従つて fig 21 から

$$\frac{GF}{AB} = \tan D \quad , \quad \frac{GB}{AB} = \tan V$$

である。この幾何学的関係は fig 22 に示すボール・ケリエツジ・ユニットによつて作られる。

ボール・ケリエツジはターンテーブルの上に装着された2つのスライドするケリエツジより成立つているターンテーブルは修正されたクロストラベースアングル Zsq によつて回転する構造となつている。

上部ケリエツジ球面ソケットの中にあるボールを動かし、ボールの中心は軸交換機構のタミイ砲と連結されている。

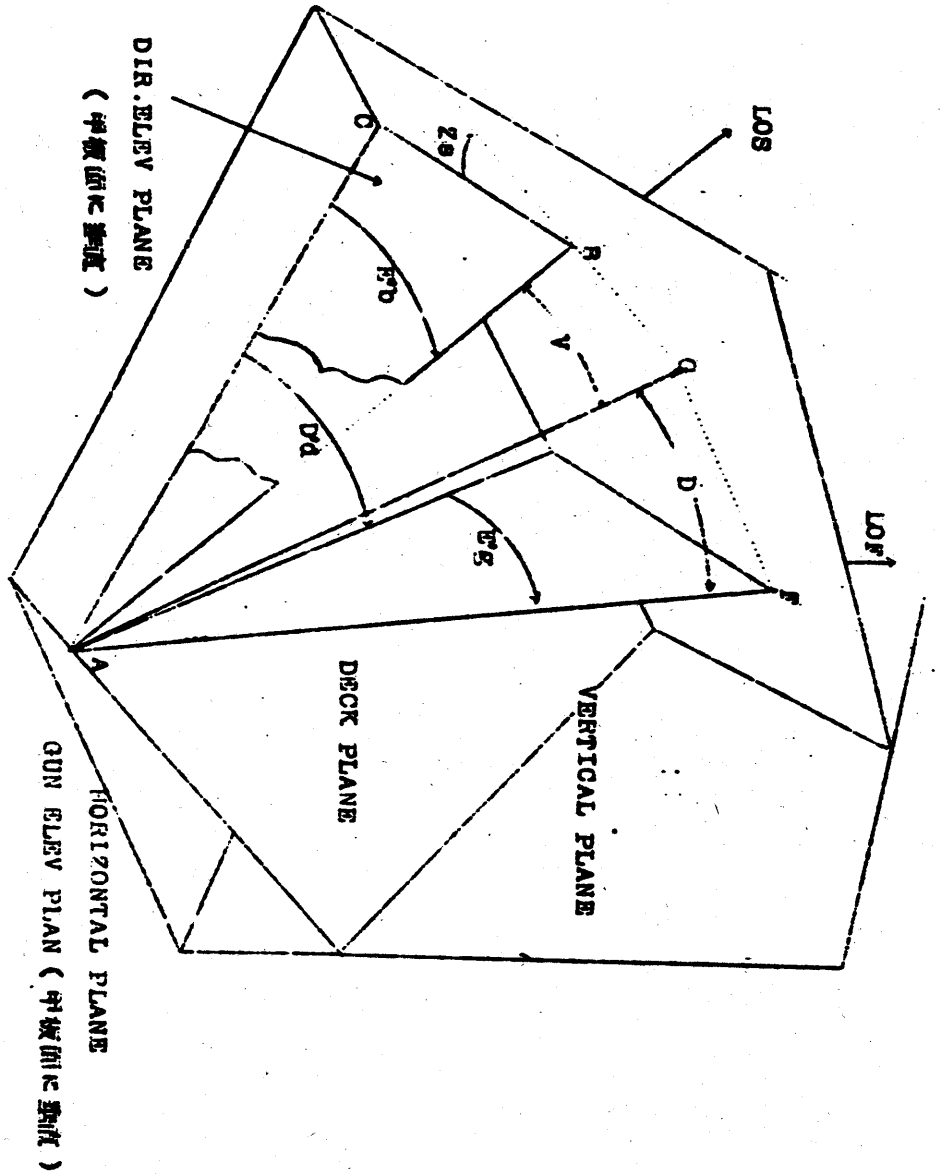


Fig 20 ホール・ケリエツジ・ユニットによつて解かれる問題の図示

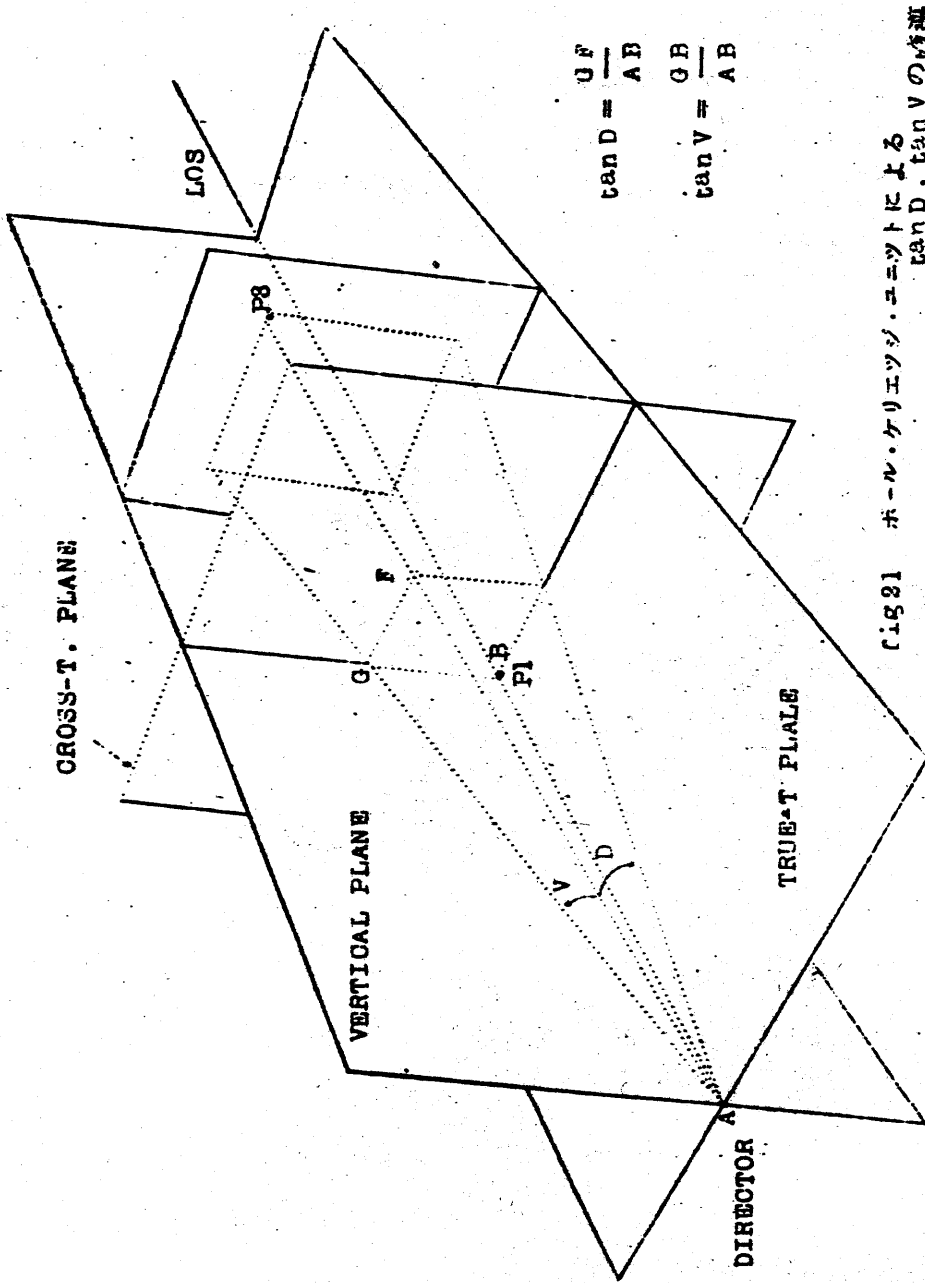


Fig 21 ホール・ケリエツジ・ユニットによる
tan D, tan V の導出

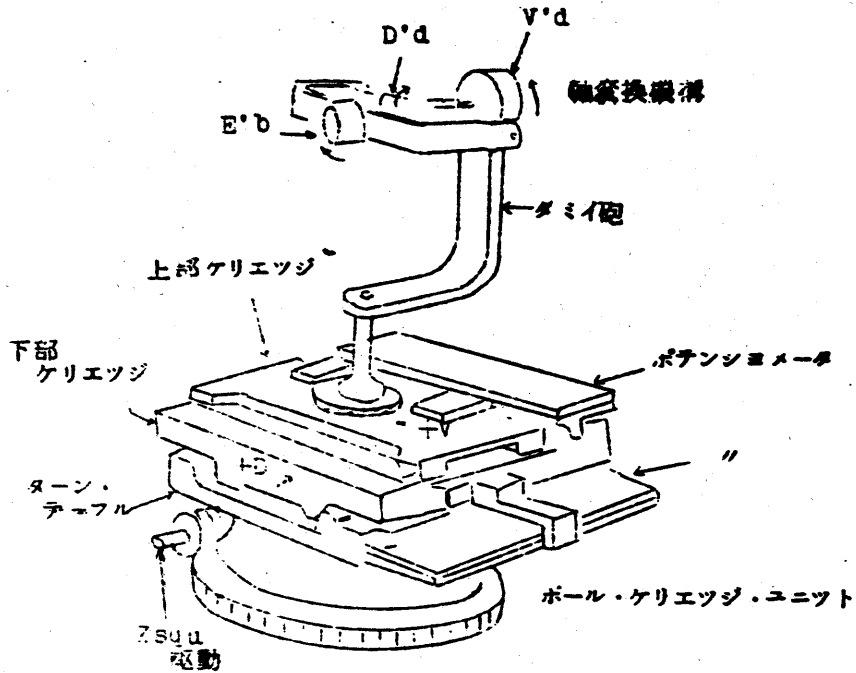


Fig 22 ボール・ケリエッジ・ユニットと軸交換機構

ダミ砲の運動は図示の構造から理解されるように2つのケリエッジをターン・テーブル上を互に直角な方向に動かす。ターン・テーブルがゼロ位置 ($Z_{squ} = 0$) の場合、上部ケリエッジの運動の方向は、Fig 20における直線CBに対応した方向となる。 Z_{squ} 入力によつてターン・テーブルはその角度だけゼロ位置より回転した場合は上部 carriage の運動の方向は直線BGの方向に対応しそのゼロ位置よりの動きはBGに比例したものとなる。同様に下部ケリエッジの運動の

方向は直線GFの方向に対心したものとなり移動距離はGFに比例する。軸交換機構のABの距離は一定であるから上部ケリエッジの移動距離は $\tan V$ に比例し、下部ケリエッジの動きは $\tan D$ に比例する。

ウ 最終解

砲命令角の算定の問題の最終の解を得るために(20)、(30)に示すリードアングル方程式は

$$U \tan D = \overline{RD} \sin \alpha \quad (30)$$

$$U \tan V = \overline{RD} \sin \beta \quad (31)$$

の形に書き換えられる。

コントロールパネルMK28のコンピューターサーボ回路に上式の右辺に比例した電圧が生ずる。一方ボール・ケリエッジの $\tan D$ ケリエッジ(下部 carriage)及び $\tan V$ ケリエッジ(上部 carriage)によつて駆動するサーボポテンシオメーターには $\tan D$ 及び $\tan V$ に比例した電圧が生ずる。この電圧は U を計算する機械的リンクによつて駆動される積算ポテンシオメーターを通過して、上式の左辺に比例した電圧となる。以上の2組の電圧は上式のそれぞれについて加算回路に加えられその差電圧がエラーシグナルとして $D'd$ 、 $V'd$ のサーボ回路に加えられる。従つてこのサーボシステムによつて駆動される軸交換機構の入力である $D'd$ 、 $V'd$ は正しい値を与えることになる。この $D'd$ 及び $V'd$ はそれぞれ $R'r'p$ 及び $E'b$ に加えられて砲命令角となる。

7 集中角修正

(1) 集中角 parallaxの補償

パラックスの問題はリードアングルの方巻式を承く場合に方位盤と砲が地上の同一の場所にあると仮定し、かつその解を求めることが必要なことから起こる。実際の方位盤と砲との位置が異なるための修正は両者の鉛直位置の差による砲仰角の修正と水平間隔による砲旋回角の修正とが必要である。

(2) 落差 (vertical parallax)

落差による修正については先に述べた。

(3) 占位差集中角 (Horizontal parallax) 修正

差の幅はその長さに比べて小さいから方位盤と砲の水平位置の差については中心線上の差について考慮し、それと直角方向の差については考えない。前述したように本システムによる旋回角の補正は地上の照合点 (reference point) について行なわれる。占位差集中角の修正はこの照合点 (reference point) と各々の方位盤又は砲との首尾線上の距離によつて変化する。問題の解法は2の段階に分れ、第1は各々の方位盤によつて測られた任意目標の方位盤旋回角 $B^{\circ}r^{\circ}$ は照合点に対する占位差集中角の修正値と組合わされて $B^{\circ}r^{\circ}p$ となる。第2は $B^{\circ}r^{\circ}p$ にもとづいて計算された砲旋回角 $B^{\circ}grp$ を照合点と各砲との占位差集中角による修正を加えて各砲の実際の位置における砲旋回角に直すことである。この修正は各砲の位置の違いによりそれぞれ異なるから、第2の修正は逐次上各砲側で行なっている。

問題の解は占位差 (horizontal parallax) が 100 yd であると

して解かれる。これをユニット Ph (Unit parallax Ph) という。

実際の修正は Ph を 100 で割つて実際の占位差 (yds) を掛ければよい。

各砲の場合には Ph が本システムより各砲側に送られ以後の演算を各砲側で行なう。

Fig 23 は Ph の解法の図解である。直角三角形 ABC の辺 BC は 100 yds $\sin A'r'p$ AB は $R \cos E'b$ であるから

$$\sin Ph = \frac{100 \text{yds} \sin A'r'p}{R(\text{yds}) \cos E'b}$$

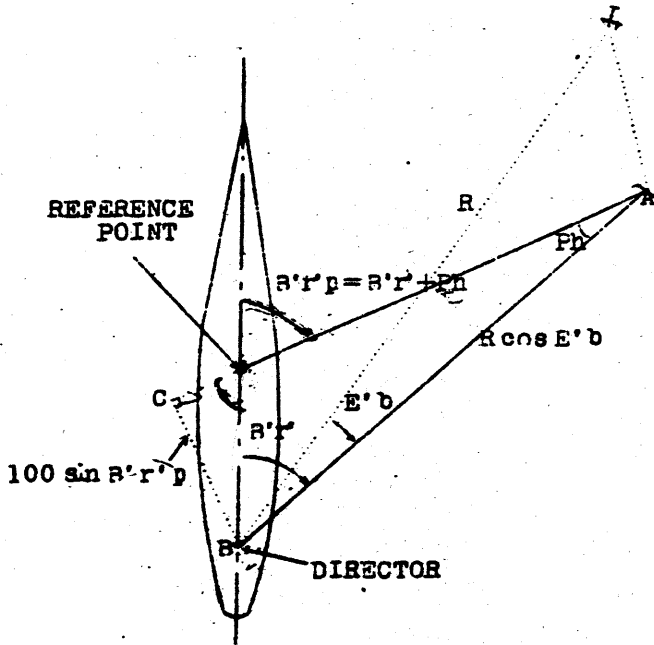


Fig 23-1 ユニットパララックスの誘導

$$= \frac{100 \sin \theta' r' p}{R \cos E' b} \quad (37)$$

通常 Ph は小さな値であるから

$$Ph (\text{radians}) = \frac{100 \sin \theta' r' p}{R \cos E' b}$$

Ph を分で表わすと

$$Ph (\text{min}) = \frac{100 \sin \theta' r' p}{R \cos E' b} \left(\frac{180}{\pi} \right) 60$$

右辺の係数を整理すると

$$Ph (\text{min}) = \frac{3.438 \times 10^5 \sin \theta' r' p}{R \cos E' b}$$

実際の公式としては、 $K14 = 3.438 \times 10^5$ とし

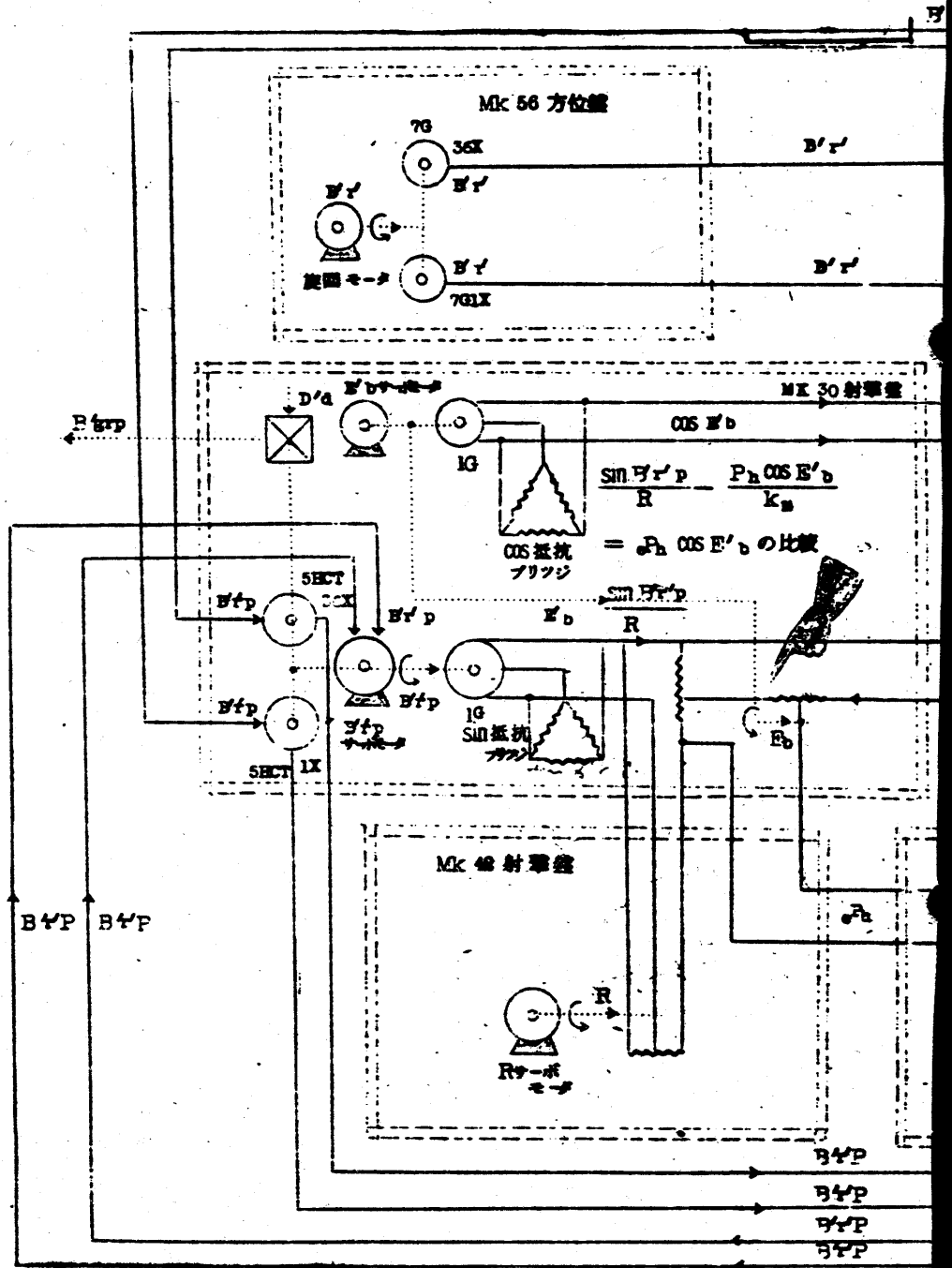
$$Ph = \frac{K14 \sin \theta' r' p}{R \cos E' b} \quad (38)$$

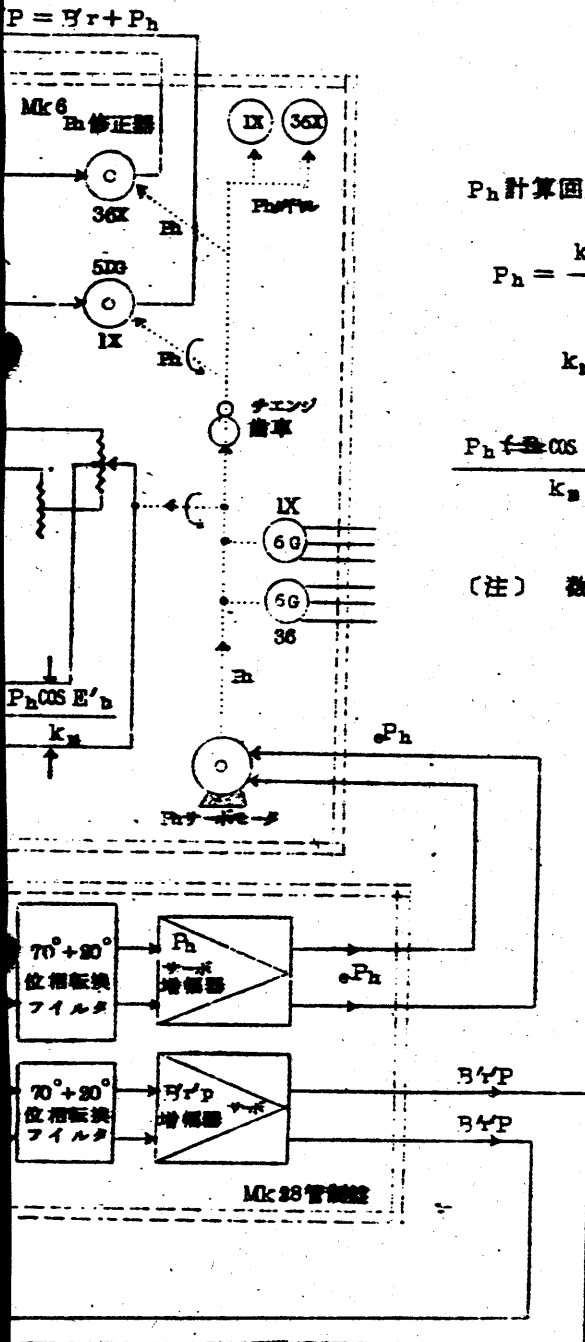
とする。ユニットパララックスの符号は目標が右舷にあるときは $\sin \theta' r' p$ の値が正であるから正であり、左舷にあるときは $\sin \theta' r' p$ が負となるから負となる。方位盤が reference point の後方にあるときはユニットパララックスより導かれた修正値を代数的に $\theta' r'$ に加えることにより $\theta' r' p$ が得られ、前方にあるときは $\theta' r'$ から修正値を代数的に引いて $\theta' r' p$ が得られる。例えば

方位盤の位置	目標の位置	R'r' と R'r' p との関係
reference pointより後方	右舷	$R'r' p = R'r' + \left \frac{h}{100} P_{\text{ph}} \right $
"	左舷	$R'r' p = R'r' - \left \frac{h}{100} P_{\text{ph}} \right $
"	前方	$R'r' p = R'r' - \left \frac{h}{100} P_{\text{ph}} \right $
"	左舷	$R'r' p = R'r' + \left \frac{h}{100} P_{\text{ph}} \right $

ここに h は reference point と方位盤の中心線の間隔 (yds) とする。

HP「海軍砲術学校」公開資料





P_h 計算回路説明図

$$P_h = \frac{k_n \sin E' P}{R \cos E' b}$$

$$k_n = 3.438 \times 10^5$$

$$P_h \left(\frac{R \cos E' b}{k_n} \right) = \frac{k_n \sin E' P}{R} = P_n \cos E' b$$

(注) 数学的式の差に

$P_n \cos E' b$ がつくのに注意

Fig 23-2 P_h 計算回路の説明図

8 信管秒時の問題

(1) 問題の一般について

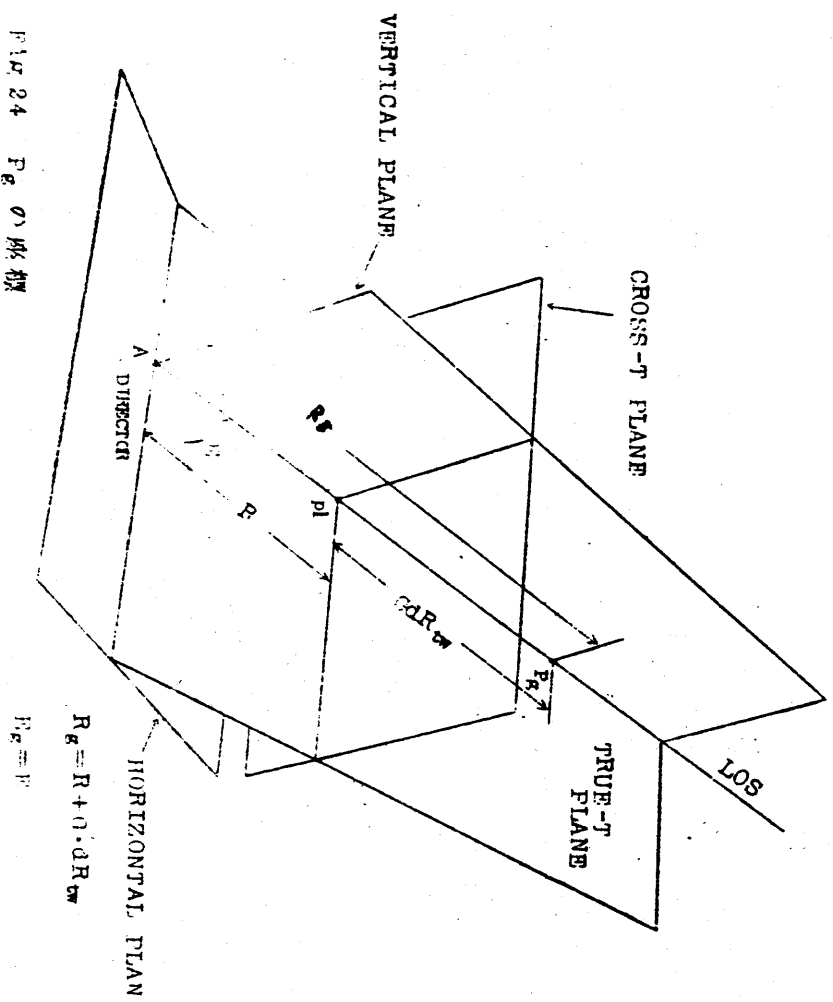
信管秒時 F とは弾丸が砲から未来位置まで飛行する時間のことである。未来位置は砲が発射される瞬間における目標の位置をもとに計算されるが、信管秒時は信管が調定される時間をもとにしなければならない。この時間は通常砲の発射の時刻より数秒前である。したがって信管秒時の計算のための未来位置は信管を調定する時刻における目標の現在位置をもとに計算する必要がある。

この計算のために入つて来る信管調定と発射の間の時間を装填費消時 (dead time) T_g という。 F の計算は GFCS Mk 56 の mods の相違により、他の諸元の計算器に比して、かなりの相違がある。一般には実際の目標のレンジレート \overline{dR}_{tw} に等しいレートで LOS に沿つて運動する目標として限定された飛行秒時 G を計算することで出発する。

Fig 35 は、目標位置と距離との関係を図示したものである。 G は点 P_g までの飛行秒時である。 P_g までの直線距離は、 $R_g = R + G \cdot \overline{dR}_{tw}$ その水平面に対する仰角 E_g は P_1 に対する仰角 E に等しい。今目標が LOS 上を飛行していると仮定すると目標運動の Cross 成分 dBs 、及び dE は 0 であるから、 G は R 、 E 、 dRw 、 IV 及び気圧にのみ関係し射表か又は機械的計算によつて導くことができる。

次の計算段階は、 $F - G$ の式を導くことで、これに G を加えて F が得られる。 $F - G$ の値は G に比較して小さいから $F - G$ の式には比較的大きな誤差が許容される。 $F - G$ は飛行秒時の間における目標運動の Cross 成分や風力の影響による距離の増加、費消時 T_g 間の目標距離の変化

FIG. 24 F_g の座標



HP「海軍砲術学校」公開資料

を考慮したものである。

T_g はこの目的のために、その平均見積値が手動でシステムに導入される。目標運動のクロス成分及び風力の影響は、コンピュータ Mk 30 のポール・クリエツジ・ユニットのクリエツジによつて駆動される第2のポテンシヨメータから導かれる $\cos^2 D$ 及び $\sin^2 V$ に比例した電圧で処理される。

$F - G$ の計算は点 P_g までの距離と、飛行秒時 F 秒後の目標位置 P_f までの距離の比較に基礎をおいている。Fig 25 は、 P_f の座標の誘導を図示したもので、これから P_f までの直線距離 R_f が計算される。

P_1 は目標の現在距離であるが信管秒時の計算に用いられるデータは信管を調定した時刻におけるものでなければならないから、この場合の P_1 は、砲の射撃時でなく信管調定時における目標の現在位置で定義されなくてはならない。砲は信管秒時が調定されてから T_g 秒後に発射され、この時目標は P_4 の位置にある。それから F 秒の間に目標は、 P_4 から P_5 まで運動し、弾丸は砲がこの点まで飛行して目標に命中しなければならない。

目標のスピードを S とすれば、 P_1 から P_5 までの距離は、 $S(F + T_g)$ である。風力の影響がもしなければ信管秒時の問題における距離は、 P_5 までの距離によつて決定されるが、風がある場合は飛行時間中にある作用を及ぼし、かつ風力修正の $Rd\theta_{gw}$, RdE_w 及び dR_w からその偏倚直線距離を計算して、 P_5 の座標に加えなければよい。

$$\begin{aligned}
 X_g &= (RdB_0 + RdB_{sw}) (F + T_g) \\
 Y_g &= (RdE + RdE_{sw}) (F + T_g) \\
 Z_g &= (dR + dR_{sw}) (F + T_g) \\
 &= dR_{sw} (F + T_g)
 \end{aligned}$$

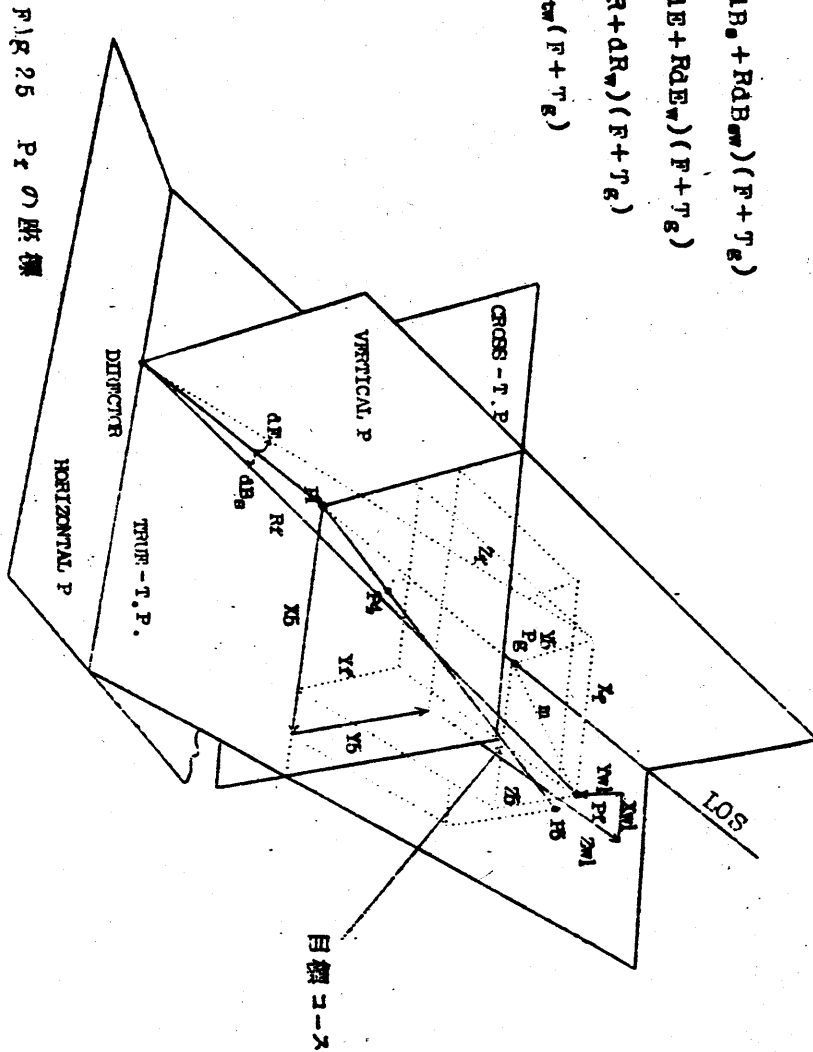


Fig. 25 P_r の座標

HP「海軍砲術学校」公開資料

この結果より点 P_f の座標が得られる。信管秒時の計算においては風力の外、他の二つの弾道修正のファクターである重力降下及び定偏は小さいか又はほとんど影響がないことは注意すべきである。

Fig 25 に示すとおり P_f の座標 X_f, Y_f, Z_f は、 P_5 の座標 X_5, Y_5, Z_5 と風力による項 X_w, Y_w, Z_w の関数である。目標運動による項 X_5, Y_5, Z_5 を求めるための速 S は、リードアングルの問題と同様に RdB_s, RdE 及び dR の3つの成分に分解される。

ウィンドレイト RdB_{sw}, RdE_w 及び dR_w は、リードアングルを求めたときのそれと同じものである。 P_f の座標は、以上のリニアレイトに飛行秒時 $(F + T_g)$ を掛ければ得られる。すなわち、

$$X_f = (\overline{RdB_s} + RdB_{sw}) (F + T_g) \quad (39)$$

$$Y_f = (\overline{RdE} + RdE_w) (F + T_g) \quad (40)$$

$$Z_f = (\overline{dR} + dR_w) (F + T_g) = \overline{dR}_{tw} (F + T_g) \quad (41)$$

$$(R_f)^2 = (R + Z_f)^2 + (X_f)^2 + (Y_f)^2 \quad (42)$$

R_f はまず、

$$m^2 = (X_f)^2 + (Y_f)^2$$

とし次に、

$$(R_f)^2 = (R + Z_f)^2 + m^2$$

の順序で導かれる。

HP 「海軍砲術学校」 公開資料

(39), (40) から

$$(R_f)^2 = (R + Z_f)^2 + \left[(\overline{RdB_g} + RdB_{gw})(F + T_g) \right]^2 + \left[(\overline{RdE} + RdE_w)(F + T_g) \right]^2 \quad (43)$$

上式は次のように変形される。

$$(R_f)^2 = (R + Z_f)^2 + \underbrace{\left[(\overline{RdB_g} + RdB_{gw})^2 + (\overline{RdE} + RdE_w)^2 \right]}_{(RdQ)^2} (F + T_g)^2 \quad (44)$$

(44) 式を簡単に表わすため (Fig 26 参照)

$$(\overline{RdQ})^2 = (\overline{RdB_g} + RdB_{gw})^2 + (\overline{RdE} + RdE_w)^2 \quad (45)$$

として新たに RdQ なる量を導入すると (44) 式は、

$$(R_f)^2 = (R + Z_f)^2 + (\overline{RdQ})^2 (F + T_g)^2 \quad (46)$$

$$R_f = (R + Z_f) \sqrt{1 + \frac{(\overline{RdQ})^2 (F + T_g)^2}{(R + Z_f)^2}}$$

上式の右辺の第 1 項は通常第 2 項に比べて極めて大きいので、

$$R_f \approx R + Z_f + \frac{(\overline{RdQ})^2 (F + T_g)^2}{2(R + Z_f)} \quad (47)$$

$$(註) \quad (1 + X^2)^{\frac{1}{2}} \approx 1 + \frac{1}{2} X^2 - \frac{1}{8} X^4$$

(47) 式は R_f の算定に使われる式である。

次のステップは、 $(R_f - R_g)$ を表わす式を求めることで、定義によ

り

$$R_g = R + G \cdot \overline{dR}_{zw} \quad (48)$$

(4) 式より

$$\begin{aligned}
 R+Z_r &= R+\overline{dR}_{tw}(F+T_g) = R+F \cdot \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} \\
 &= R+F \cdot \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} + G \cdot \overline{dR}_{tw} - G \cdot \overline{dR}_{tw} \\
 &= R_g + (F-G) \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} \quad (49)
 \end{aligned}$$

上式を(4)式に代入して、

$$R_r = R_g + (F-G) \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} + \frac{(RdQ)^2 (F+T_g)^2}{2(R+Z_r)}$$

R_g を左辺に移項して、

$$\begin{aligned}
 R_r - R_g &= (F-G) \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} + \frac{(RdQ)^2 (F+T_g)^2}{2(R+Z_r)} \quad (50) \\
 &= (F-G) \overline{dR}_{tw} + T_g \overline{dR}_{tw} + k_{13} T_g \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2
 \end{aligned}$$

上式は一般にすべて GFCS Mk 56 に適用できる信管秒時の問題の最終の式を示すもので、これ以降の問題はシステムによつてコントロールされる砲の弾道特性によつて問題の中に含まれる飛行秒時が異なつてくる。

(2) 5"/38 砲に対する信管秒時問題の解法

前項に説明した G 及び $(F-G)$ の計算式、特に式中において許容される近似のやり方は使用される砲の種類によつて異なつている。以下は GFCS Mk 56 Mod 15 又は 19 によつてコントロールされる 5"/38 砲の場合を例によつて問題解法の仕方について述べる。

HP「海軍砲術学校」公開資料

ア 距離差 $R_f - R_g$ の近似値

6)式で表わされる距離差 $R_f - R_g$ は R_f, R_g に比して極めて小さく、ことに最後の項は一層小さな値で、ことに自艦に向つて攻撃してくる目標の場合には零と考えてよい。したがつてこの最後の項は1つの近似式が用いられ、5°/38 砲の場合は下の式が使われる。

$$\frac{(\overline{RdQ})^2 (F+T_g)^2}{2(R+Z_f)} = k_{13} \cdot T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \quad (51)$$

上式の常数 k_{13} は実験的に決められ、 $k_{13} = 1550 \text{ yds/sec}$ とした場合大抵のコースの目標に対し満足された値となる。すべての方向よりの目標に対し精度をあげるために6)式の第2項は、常数 $k_{12} = 1.05$ が掛けられる。したがつて6)式の最終の形は、(52)式で示すものとなる。

$$R_f - R_g = (F-G) \overline{dR_{tw}} + k_{12} \cdot T_g \cdot \overline{dR_{tw}} + k_{13} \cdot T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \quad (52)$$

イ 弾丸の速度

G及びF-Gの計算は下の一般式によつて定義される平均弾道速度 (average Projectile velocities) を基礎としている。

$$U_a = \frac{R_a}{T_a} \quad (53)$$

ここに、 U_a : 砲から直線距離が R_a である任意の点 P_a までの弾丸の平均速度

T_a : P_a までの飛行秒時

である。

U_a は弾丸の経路に沿った弾丸の速度ではなく、砲から点 P_a までの直線上を弾丸が飛行すると仮想した場合の平均速度であることに注意する必要がある。 U_a は射表から距離を飛行秒時で割って決めることができる。この値は距離や飛行秒時の変化に対しそれ程大きくは変わらない。

5"/38 砲の場合 U_a の式として、信管秒時の計算には下に示す式が用いられる。この式は射表のデータを十分に満足するように決められる。

$$U_a = f_8(Sf) - k_1(R_a - R_0) + f_2(R_a, E_a) \quad (54)$$

上式において、 $R_0 = 3854$ yds で $f_8(Sf)$ は、砲が仰角 0 で射撃したときの R_0 までの弾丸の平均速度を表わす。これは又砲が仰角 0 で射撃した場合、1000 yds から 3000 yds までの弾丸の平均速度である。この値は I·V 及び気圧を組合わせた Sf (気圧の修正を行なつた I·V) によつて決まる。5"/38 砲の Sf と $f_8(Sf)$ との関係を表 1 に示す。

(54) 式の第 2 項は距離が R_0 より増減するときの平均速度の増減を表わす。常数 $k_1 = 0.0402 \text{ sec}^{-1}$ は射表のデータに最も一致するように経験的に定めたものである。最後の項は砲仰角の U_a に及ぼす影響を表わす項で R_a 及び E_a によつて変るが、この値は小さいのでそれを決めるための R_a, E_a は概略値で差支えない。

たとえば現在距離 R 及び現在仰角 E の値は、(56) 式から (59) 式に示される R_f, E_f, R_g, E_g の代りに用いて差支えない。 $R \cdot E$ と $f_2(R, E)$ との関係は第 2 表に示すとおりである。

HP 「海軍砲術学校」 公開資料

ウ G の計算

G は砲から現在仰角 E に等しい仰角 E_g で直線距離 $R_g = R + G \cdot \overline{dR}_{t,w}$

なる点までの飛行秒時として定義されている。したがって (53) 及び

(54) 式から

表 1 5"/38 砲の $fR(Sf)$ —— Sf

Sf (ft/sec)	$fR(Sf)$ (yd/sec)	Sf (ft/sec)	$fR(Sf)$ (yd/sec)	Sf (ft/sec)	$fR(Sf)$ (yd/sec)	Sf (ft/sec)	$fR(Sf)$ (yd/sec)
2200	587.7	2350	631.8	2500	677.5	2650	726.1
10	590.6	60	634.8	10	680.6	60	729.5
20	593.5	70	640.8	20	683.8	70	732.9
30	596.4	80	640.8	30	686.9	80	736.3
40	599.4	90	643.8	40	690.1	90	739.7
2250	602.3	2400	646.8	2550	693.3	2700	743.2
60	605.2	10	649.9	60	696.5		
70	608.1	20	653.9	70	699.8		
80	611.1	30	655.9	80	703.0		
90	614.0	40	659.0	90	706.2		
2300	617.0	2450	662.0	2600	709.5		
10	620.0	60	665.1	10	712.8		
20	622.9	70	668.2	20	716.1		
30	625.9	80	671.3	30	719.4		
40	628.8	90	674.4	40	722.7		
2350	631.8	2500	677.5	2650	726.1		

HP「海軍砲術学校」公開資料

$$U_g = \frac{R_g}{A} = f_8(Sf) - k_1(R_g - R_0) + f_2(R_g, E_g)$$

$$= f_8(Sf) - k_1 \left(R + G \cdot \frac{dR_{tw}}{A} - R_0 \right) + f_2(R_g, E_g)$$

又 $G \cdot U_g = R_g = R + G \cdot \frac{dR_{tw}}{A}$

$$\therefore G \cdot U_g - G \cdot \frac{dR_{tw}}{A} = R$$

$$\therefore G = \frac{R}{U_g - \frac{dR_{tw}}{A}}$$

以上から

$$G = \frac{R}{f_8(Sf) - k_1 \cdot A + f_2(R_g, E_g) - \frac{dR_{tw}}{A}} \quad (55)$$

ここに、

$$A = R + G \cdot \frac{dR_{tw}}{A} - R_0$$

としたものである。

HP「海軍砲術学校」公開資料

表 2 57口径の $f_2(R \cdot E)$ —— R及びE

R (ヤ)	E (度)						
	0	10	20	30	40	50	60
0	+1.7	+1.1	+0.3	-0.3	-1.8	-2.5	-2.5
1000	+1.0	+0.3	-0.9	-2.5	-4.7	-6.4	-7.1
2000	-0.6	-1.2	-2.5	-4.5	-6.8	-8.6	-9.5
3000	-2.1	-2.7	-4.3	-6.3	-8.5	-10.3	-11.1
4000	-3.4	-4.2	-5.7	-7.6	-9.7	-11.4	-12.2
5000	-4.3	-5.2	-6.5	-8.3	-10.4	-12.1	-12.9
6000	-3.9	-4.8	-6.3	-8.1	-10.3	-12.2	-13.2
7000	-1.9	-2.8	-4.6	-6.7	-9.2	-11.4	-12.7
8000	+2.7	+1.1	-0.6	-2.1	-6.5	-9.3	-10.9
9000	+11.6	+10.0	+6.8	+3.2	-1.2	-5.3	-7.5
10000	+27.1	+24.7	+20.1	+13.7	+7.2	+1.5	-1.6

注：2表の $f_2(R \cdot E)$ は 57/38 砲に対し、コンピュータ-Mk42 より実際に算定された値で、射表からの値ではない。

(55) 式の $f_2(R_g, E_g)$ の R_g, E_g は代りに $R \cdot E$ を用いてほとんど精度に影響はない。本式の右辺の分母の第2項の G を除いてその他の量はすべて観測できる値で手動又はサーボ入力によつてコンピュータ-Mk42 のリンク機構の中に入力される。これらの入力から計算された出力値は入力にフィードバックされ、コンピュータ-Mk42 のリンク機構は (55) 式の解を得る。

HP「海軍砲術学校」公開資料

エ 秒時差 F - G の式の誘導

Fuze Difference F - G の式は、前項までの諸式から次の計算及び近似式によつて求められる。

(53) 及び (54) 式から

$$\begin{aligned} \frac{R_g}{G} = U_g &= f^8(Sf) - k_1(R_g - R_0) + f^2(R_g \cdot E_g) \\ &= \underbrace{f^8(Sf) + k_1 \cdot R_0 + f^2(R_g \cdot E_g)}_{U_0} - k_1 \cdot R_g \quad (56) \end{aligned}$$

$$\frac{R_f}{F} = U_f = \underbrace{f^8(Sf) + k_1 \cdot R_0 + f^2(R_f \cdot E_f)}_{U_0} - k_1 \cdot R_f \quad (57)$$

(56), (57) 式の $f^2(R_g \cdot E_g)$ 及び $f^2(R_f \cdot E_f)$ は、前述したように $f^2(R \cdot E)$ を用いて差支えない。したがつて (56) 及び (57) 式の第 3 項までの和は U_0 として、

$$U_0 = f^8(Sf) + k_1 \cdot R_0 + f^2(R \cdot E) \quad (58)$$

とおくことができ、(56) 及び (57) はそれぞれ

$$\frac{R_g}{G} = U_g = U_0 - k_1 \cdot R_g \quad (59)$$

$$\frac{R_f}{F} = U_f = U_0 - k_1 \cdot R_f \quad (60)$$

上式を變形して、

$$R_g = \frac{G \cdot U_0}{1 + k_1 \cdot G} \quad (61)$$

HP 「海軍砲術学校」 公開資料

$$\frac{R_g}{G} = \frac{U_0}{1+k1 \cdot G} \quad (62)$$

同様に、

$$R_f = \frac{F \cdot U_0}{1+k1 \cdot F} \quad (63)$$

$$\begin{aligned} \frac{R_f}{F} &= \frac{U_0}{1+k1 \cdot F} = U_0 - k1 \cdot R_f = U_0 - k1 \cdot R_g - k1(R_f - R_g) \\ &= \frac{R_g}{G} - k1(R_f - R_g) = \frac{U_0}{1+k1 \cdot G} - k1(R_f - R_g) \quad (64) \end{aligned}$$

(63) から (61) を引いて、

$$\begin{aligned} R_f - R_g &= \frac{F U_0}{1+k1 \cdot F} - \frac{G U_0}{1+k1 \cdot G} \\ &= \frac{F U_0 (1+k1 \cdot G) - G U_0 (1+k1 \cdot F)}{(1+k1 \cdot F)(1+k1 \cdot G)} = \frac{F U_0 + F U_0 k1 \cdot G - G U_0 - G U_0 k1 \cdot F}{(1+k1 \cdot F)(1+k1 \cdot G)} \\ &= \frac{F U_0 - G U_0}{(1+k1 \cdot F)(1+k1 \cdot G)} = \frac{U_0}{1+k1 \cdot F} \cdot \frac{F-G}{1+k1 \cdot G} \end{aligned}$$

(64) より、

$$R_f - R_g = \left[\frac{U_0}{1+k1 \cdot G} - k1(R_f - R_g) \right] \cdot \frac{F-G}{1+k1 \cdot G} \quad (65)$$

上式の右辺の $R_f - R_g$ に (52) を代入して、

$$\begin{aligned} R_f - R_g &= \left[\frac{U_0}{(1+k1 \cdot G)^2} - \frac{k1}{1+k1 \cdot G} \left\{ (F-G) \overline{dR_{tw}} + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. k12 \cdot T_g \times \overline{dR_{tw}} + k13 \cdot T_g \left(\frac{R_{dg}}{U} \right)^2 \right\} \right] (F-G) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &= \left[\frac{U_0}{(1+k_1 \cdot G)^2} - \frac{k_1}{1+k_1 \cdot G} \left\{ (F-G+k_{12} \cdot T_g) \overline{dR_{tw}} \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + k_{13} \cdot T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right\} \right] (F-G) \\
 &= \left[\frac{U_0}{(1+k_1 \cdot G)^2} - \frac{k_1}{1+k_1 \cdot G} (F-G+k_{12} \cdot T_g) \overline{dR_{tw}} \right. \\
 &\quad \left. - \frac{k_1 \cdot k_{13} \cdot T_g}{1+k_1 \cdot G} \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right] (F-G) \quad (66)
 \end{aligned}$$

上式の () 内の 2、3 項は小さな値なのである近似値を使い、
 (66) を下式のように定義する。

$$f_4(G) = \frac{1}{(1+k_1 \cdot G)^2} \quad (67)$$

しかるとき (66) は、

$$R_f - R_g = \left[U_0 \cdot f_4(G) - 0.13 \overline{dR_{tw}} - k_{11} \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right] (F-G) \quad (68)$$

k_{11} の値は 248 yds/sec である。

(68) と (52) の右辺はそれぞれ相等しいから

$$\begin{aligned}
 &\left[U_0 \cdot f_4(G) - 0.13 \overline{dR_{tw}} - k_{11} \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right] (F-G) \\
 &= (F-G) \overline{dR_{tw}} + \left[k_{12} \overline{dR_{tw}} + k_{13} \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right] T_g
 \end{aligned}$$

HP「海軍砲術学校」公開資料

右辺の第1項を移項し、

$$k10 = 0.13 + 1 = 1.13$$

とすれば、

$$F-G = \frac{\left[k12 \cdot \overline{dR_{tw}} + k13 \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right] T_B}{U \cdot r + (G) - k10 \overline{dR_{tw}} - k11 \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2} \quad (69)$$

上式は5"/38砲に対する秒時差 (Fuze Difference) F-Gを計算する最終の式であるが、なお $(RdQ/U)^2$ の値が不明である。

$$(RdQ)^2 = (RdB_s + RdB_{sw})^2 + (RdE + RdE_w)^2$$

$$\left(\frac{RdQ}{U}\right)^2 = \tan^2 D + (\tan V - k26)^2$$

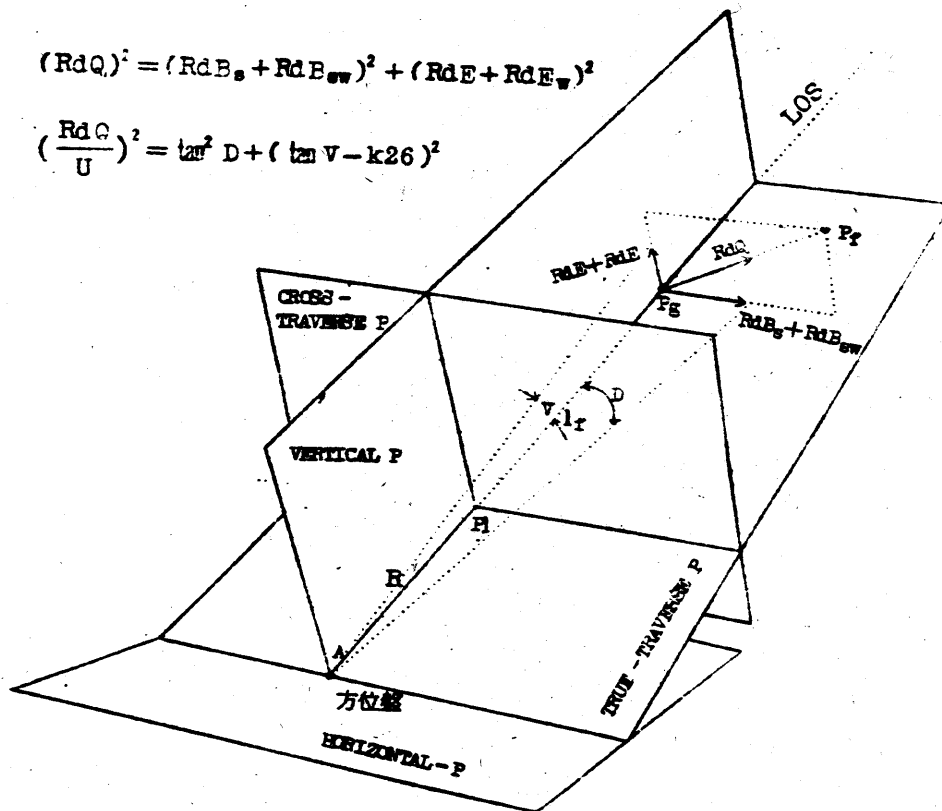


Fig 26 RdQ の成分

HP「海軍砲術学校」公開資料

(46) の RdQ の定義から (Fig 26 参照)

$$\left(\frac{RdQ}{U}\right)^2 = \left(\frac{\overline{RdB}_s + RdB_{sw}}{U}\right)^2 + \left(\frac{\overline{RdE} + RdE_w}{U}\right)^2 \quad (70)$$

ドリフト及び Gravity Drop の影響を除けば上式の右辺は、 $\tan^2 D + \tan^2 V$ に極めて近い値であり、ドリフトの影響を無視した上式の右辺の第1項は $\tan^2 D$ である。

この値は Ball-carriage Unit によつて駆動される $\tan^2 D$ ポテンシヨメーターから得られる。同様に $\tan^2 V$ ポテンシヨメーターから右辺の第2項が得られる。 $\tan^2 V$ における重力降下量 (Gravity Drop) による影響を考慮して $\tan^2 V$ ポテンシヨメーターから得られる電圧は、 $(\tan^2 V - k26)^2$ に比例した電圧が得られるように、ポテンシヨメーターの零点はオフセットされている。k26 の値は 0.0333 である。したがつて

$$\left(\frac{RdQ}{U}\right)^2 = \tan^2 D + (\tan^2 V - k26)^2 \quad (71)$$

以上によつて (69) のなかで未知量は F のみとなる。

G, U_0 の $f4(G)$ の値は、コンピュータ-Mk42 のリンクージ機構で計算され、 dR_{tw} はレンジレートサーボの出力から得られる。

$(RdQ/U)^2$ は今説明したようにボール・ケリエッジの $\tan^2 D$ 及び $\tan^2 V$ ポテンシヨメーターから得られ、 T_5 は手で調定される。Fサーボのレスポンスはリンクージ機構に加えられ $G-F$ を表わす機械的出力と比較される。

T_6 手動入力、 $U_0 \cdot f4(G)$ 及び $G-F$ の機械入力、抵抗回降によつ

て $(RdQ/U)^2$ 電圧と接続しているそれぞれのポテンシヨメータの位置を定める。この計算回路には最後に (69) の分母に比例した電圧と、分母に $F-G$ を掛けた値に比例した電圧の 2 つの交流電圧が生じ、これを差動変圧器に加えて比較される。F のレスポンスが式を満足する値であれば 2 つの電圧は相等しく互にキャンセルして差動変圧器の出力は 0 となるが、そうでない場合はある出力電圧が生じエラシグナルとして F サーボに加えられる。F サーボによつて決められた正しい F の値は砲に伝送される。

注：(70) 及び (71) の $(\overline{RdQ}/U)^2$ は、CPI600C その他の functional diagram の計算では $(\overline{RdQ}/U_s)^2$ となつている。リードアングルの方程式に対するレスポンス電圧は W に対する修正が含まれている。信管秒時計算回路のポテンシヨメータの摺動子はリードアングル回路によつて駆動されるので、これらの式の F にもこの修正が含まれているので U_s と書いて区別している。

オ 信管秒時計算のまとめ

5"/38 砲の信管秒時 F の計算は (69) によつて計算される。

$$F-G = \frac{\left[k12 \cdot d\overline{R}_{tw} + k13 \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right] T_g}{U_s \cdot f + (G) k10 d\overline{R}_{tw} - k11 \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2} \quad (69)$$

上式において、

$$G = \frac{R}{f8(Sf) - k1 \cdot A + f2(R_g \cdot E_g) - d\overline{R}_{tw}} \quad (55)$$

HP「海軍砲術学校」公開資料

ここ $A = R + G \cdot dR_{\text{w}} - R_0$ である。

$$\left(\frac{R_0 Q}{U}\right)^2 = \tan^2 D + (\tan^2 V - k_{26})^2 \quad (71)$$

$$U_0 = f_8(Sf) + k_{11} \cdot R_0 + f_2(R \cdot E) \quad (58)$$

$$f_4(G) = \frac{1}{(1 + k_{11} \cdot G)^2} \quad (67)$$

$f_8(Sf)$ は第1表、 $f_2(R \cdot E)$ は第2表に示してある。式中の常数は下記のとおりである。

$$k_{11} = 0.0402 \text{ sec}^{-1}$$

$$k_{10} = 1.13$$

$$k_{11} = 248 \text{ yds/sec}$$

$$k_{12} = 1.05$$

$$k_{13} = 1550 \text{ yds/sec}$$

$$k_{26} = 0.0333$$

$$R_0 = 3854 \text{ yds}$$

$$F - G = \frac{\left\{ k_{12} \overline{dR_{tw}} + k_{11} \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right\} \cdot T_g}{U_0 r_0(G) + k_{20} \overline{dR_{tw}} - k_{21} \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2}$$

$$\therefore (F - G) \left\{ U_0 r_0(G) - k_{20} \overline{dR_{tw}} - k_{21} \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right\}$$

$$- T_g \left\{ k_{12} \overline{dR_{tw}} + k_{11} \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right\} = eF$$

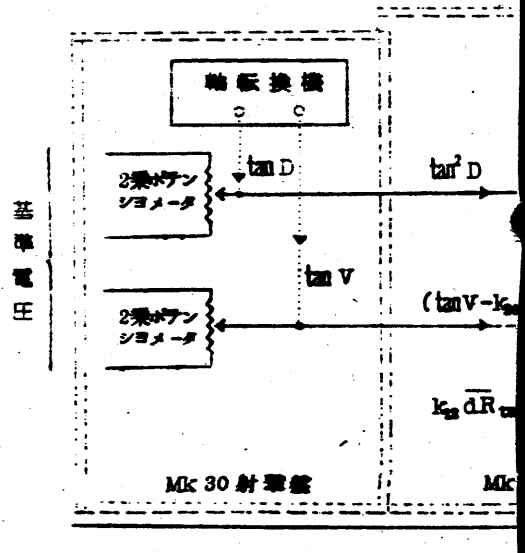
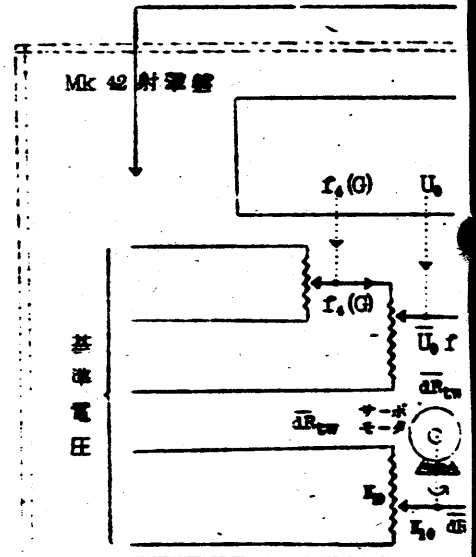
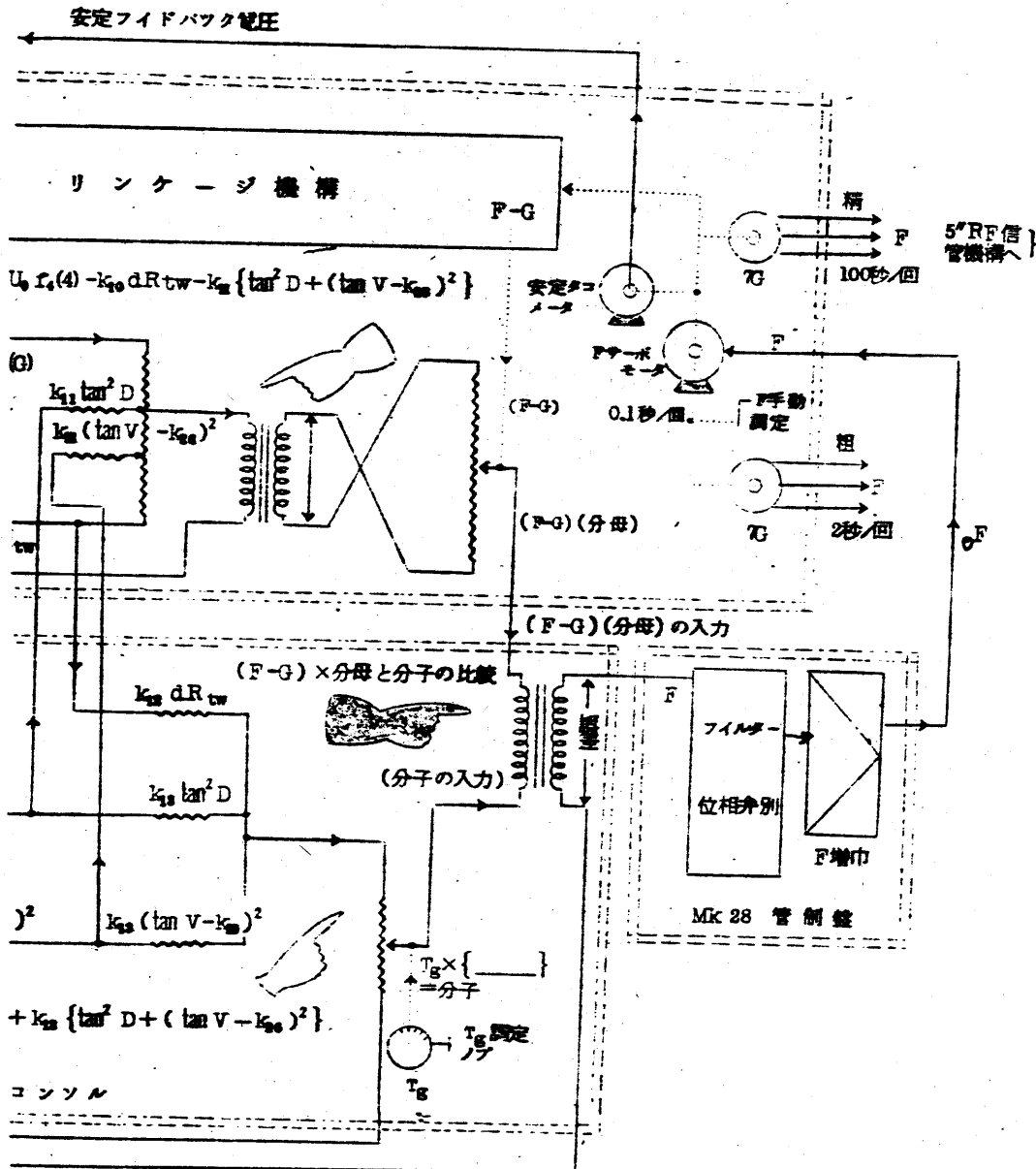


Fig 27 信管計

119-1



算回路説明図

1 弾道修正量

定偏 } 無関係である。
重力効果量 }

弾道風のみ考える。

風力成分 X_w } を考える。
 Y_w }
 Z_w }

$$2. X_r = (\overline{RdB_s} + RdB_{sw})(F + T_g)$$

$$Y_r = (\overline{RdE} + RdE_w)(F + T_g)$$

$$Z_r = (\overline{dR} + dR_w)(F + T_g) = \overline{dR}_{tw}(F + T_g)$$

$$\therefore (R_r)^2 = (R + Z_r)^2 + (X_r)^2 + (Y_r)^2$$

$$m^2 = (X_r)^2 + (Y_r)^2 \quad \text{をおけば、}$$

$$(R_r)^2 = (R + Z_r)^2 + m^2$$

$$\begin{aligned} \therefore (R_r)^2 &= (R + Z_r)^2 + \left[(\overline{RdB_s} + RdB_{sw})(F + T_g) \right]^2 \\ &\quad + \left[(\overline{RdE} + RdE_w)(F + T_g) \right]^2 \\ &= (R + Z_r)^2 + \left[(\overline{RdB_s} + RdB_{sw})^2 + (\overline{RdE} + RdE_w)^2 \right] (F + T_g)^2 \\ (\overline{RdQ})^2 &= \left[(\overline{RdB_s} + RdB_{sw})^2 + (\overline{RdE} + RdE_w)^2 \right] \quad \text{とおく。} \\ &= (R + Z_r)^2 + (\overline{RdQ})^2 (F + T_g)^2 \end{aligned}$$

$$R_f = (R + Z_f) \sqrt{1 + \frac{\overline{RdQ}^2 (F + T_g)^2}{(R + Z_f)^2}}$$

$$R_f \approx R + Z_f + \frac{(\overline{RdQ})^2 (F + T_g)^2}{2 (R + Z_f)} \quad (47)$$

$$R_g = R + G \overline{dR}_{tw}$$

$$\begin{aligned} R + Z_f &= R + \overline{dR}_{tw} (F + T_g) = R + F \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} \\ &= R + F \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} + G \overline{dR}_{tw} - G \overline{dR}_{tw} \\ &= R + (F - G) \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} + G \cdot \overline{dR}_{tw} \\ &= R_g + (F - G) \overline{dR}_{tw} + T_g \overline{dR}_{tw} \end{aligned}$$

∴ (47) に代入して、

$$R_f = R_g + (F - G) \overline{dR}_{tw} + T_g \overline{dR}_{tw} + \frac{(\overline{RdQ})^2 (F + T_g)^2}{2 (R + Z_f)}$$

$$\therefore R_f - R_g = (F - G) \overline{dR}_{tw} + T_g \cdot \overline{dR}_{tw} + k13 T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2$$

$$\frac{(\overline{RdQ})^2 (F + T_g)^2}{2 (R + Z_f)} = k13 \cdot T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2$$

5"/38口径砲 k13 = 1550 ヤ - F/秒

右辺の第2項には、k12 = 1.05

(すべての目標の針路に対して精度をあげるため)

$$R_f - R_g = (F - G) \overline{dR}_{tw} + k12 T_g \overline{dR}_{tw} + k13 \cdot T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \quad (52)$$

4 F - E の計算

$$\begin{aligned} \frac{R_g}{F} = \bar{U}_g &= f_8(Sf) - k_1(R_g - R_o) + f_2(R_g \cdot E_g) \\ &= \underbrace{f_8(Sf) + k_1 R_o + f_2(R_g \cdot E_g)}_{U_o} - k_1 R_g \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{R_f}{F} = \bar{U}_f &= f_8(Sf) + k_1 R_o + f_2(R_f \cdot E_f) - k_1 R_f \\ &= \underbrace{f_8(Sf) + k_1 R_o + f_2(R \cdot E)}_{U_o} - k_1 R_f \end{aligned}$$

$$\frac{R_g}{F} = \bar{U}_g = U_o - k_1 R_g$$

$$\frac{R_f}{F} = \bar{U}_f = U_o - k_1 R_f$$

$$R_g = \frac{GU_o}{1+k_1G} \quad (61)$$

$$R_f = \frac{FU_o}{1+k_1F} \quad (63)$$

$$\frac{R_g}{U_o} = \frac{U_o}{1+k_1G}$$

$$\frac{R_f}{F} = \frac{\bar{U}_o}{1+k_1F}$$

$$\frac{R_f}{F} = \frac{U_o}{1+k_1F} = U_o - k_1 R_f = U_o - k_1 R_g - k_1 (R_f - R_g)$$

$$= \frac{R_g}{G} - k_1 (R_f - R_g) = \frac{U_o}{1+k_1G} - k_1 (R_f - R_g) \quad (64)$$

(62) - (61)

$$\begin{aligned}
 R_f - R_g &= \frac{FU_0}{1+k_1F} - \frac{GU_0}{1+k_1G} \\
 &= \frac{FU_0(1+k_1F) - GU_0(1+k_1F)}{(1+k_1F)(1+k_1G)} \\
 &= \frac{FU_0 + FU_0 k_1G - GU_0 - GU_0 k_1F}{(1+k_1F)(1+k_1G)} \\
 &= \frac{FU_0 - GU_0}{(1+k_1F)(1+k_1G)} = \frac{U_0}{1+k_1F} \cdot \frac{F-G}{1+k_1G}
 \end{aligned}$$

(64) を代入して

$$R_f - R_g = \left[\frac{U_0}{(1+k_1G)} - k_1(R_f - R_g) \right] \times \frac{F-G}{1+k_1G}$$

(52) 式を代入

$$R_f - R_g = (F-G) \overline{dR_{tw}} + k_{12} T_g \overline{dR_{tw}} + k_{13} \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2$$

$$\begin{aligned}
 R_f - R_g &= \left[\frac{U_0}{(1+k_1G)^2} - \frac{k_1}{1+k_1G} \left\{ (F-G) \overline{dR_{tw}} + k_{12} T_g \cdot \overline{dR_{tw}} \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + k_{13} T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right\} \right] (F-G) \\
 &= \left[\frac{U_0}{(1+k_1G)^2} - \frac{k_1}{1+k_1G} \left\{ (F-G + k_{12} T_g) \overline{dR_{tw}} \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + k_{13} T_g \left(\frac{\overline{RdQ}}{U} \right)^2 \right\} \right] \times (F-G)
 \end{aligned}$$

$$= (F-G) \left[\frac{U_0}{(1+k1G)^2} - \frac{k1}{1+k1G} (F-G+k12Tg) \overline{dR_{tw}} \right. \\ \left. - \frac{k1k12}{1+k1G} Tg \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right]$$

$$r4(G) = \frac{1}{(1+k1G)^2}, \quad F-G+k12Tg=0.13 \quad \frac{k1k2Tg}{1+k1G}=k11$$

$$Rr - Rg = \left[U_0 r4(G) - 0.13 \overline{dR_{tw}} - k11 \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right] (F-G) \quad (68)$$

$$k11 = 248 \text{ 秒} - F/\text{秒}$$

(52) と (68) より

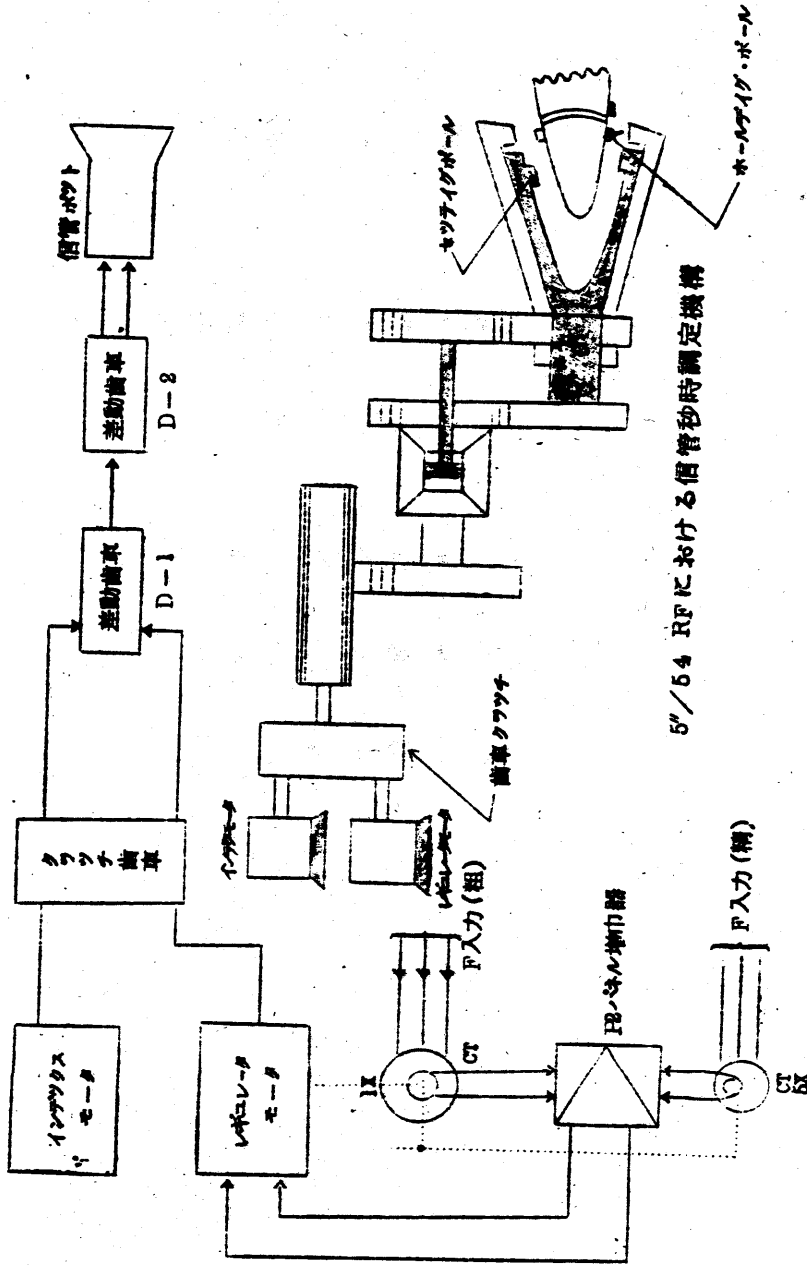
$$\left[U_0 r4(G) - 0.13 \overline{dR_{tw}} - k11 \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right] (F-G) \\ = (F-G) \overline{dR_{tw}} + \left[k12 \overline{dR_{tw}} + k13 \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right] Tg$$

$$k10 = 0.13 + 1 = 1.13$$

$$F-G = \frac{\left[k12 \overline{dR_{tw}} + k13 \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 \right] Tg}{U_0 r4(G) - k10 \overline{dR_{tw}} - k11 \left(\frac{RdQ}{U} \right)^2} \quad (69)$$

$$\left(\frac{RdQ}{U} \right)^2 = \left(\frac{Rd\beta_s + Rd\beta_{sw}}{U} \right) + \left(\frac{RdE + RdE_w}{U} \right)^2$$

$$= \tan^2 D + (\tan V - k26)^2$$



第 4 章

対空射撃問題の解法と計算機構の一般

1 対空問題の解法

2 基礎的な計算機

と計算回路

第4章 対空射撃問題の解法と計算機構の一般

1 対空射撃問題の解法

本資料においては先に出図した資料「GFC5 MK56による対空射撃問題の解析^{*}」で述べた本システムの問題の解法の実際について Single ballistic system と dual ballistics system の primary ballistic 回路をもとにして説明する。secondary ballistic system については必要な場合並行して付加する。

(※ IDS HD-64008)

(1) 解法の要約

ア 第1段階

問題解法の第1歩は自艦に関する目標の現在位置を決定することである。目標位置は LOS の方位、仰角及び LOS に沿った距離の3つによって決まる。2つの角度は方位艦により $B'r'$ 及び $E'b$ として、距離は射撃用レーダにより yds で測定される。

イ 第2段階

第2のステップは的針及び的速を決定することである。このために方位艦はレーダー又は光学により連続的に目標を追尾して、目標仰角のレート dE 、目標方位角のレート dBs 及レンジレート αR を測定し、これよりの的針及び的速を決定することが出来る。

ウ 第3段階

第3は弾丸の飛行秒時を決定することである。これは前2項の2つより目標未来距離を決めることにより可能である。システムで計算さ

れる飛行秒時の近似値と前項より求められたレートを加えたものは未来位置を得るために現在位置に加える諸量を与えるが実際の計算では未来位置 P2 でなく仮想未来位置 P3 の計算が行われる。

エ 第4段階

最後は砲のねらうべき点を決めることである。弾丸の軌道は直線でないから砲の照準点は未来位置 P2 ではない。軌道のコースは重力、風力、ドリフトに影響される。システムはこれらの影響による修正値を計算し未来位置に加えて、仮想未来位置 P3 を決定する。この点が砲の照準する点である。P3 の位置を計算するには先づ angular rate $dBs \cdot d\alpha$ に R を掛けてこれをリニアレートに直しこれに動力、風力、ドリフトの修正値を加えて修正リニアレートにする。安定座標系における修正リニアレートは甲板面座標におけるリードアングルに変換され現在位置に加えられて仮想未来位置を砲がねらうためのガンオーダーとなる。

(2) 目標現在位置の測定

方位盤旋回角及び仰角 $B'r'$ 及び $E'b$ は方位盤にあるシンクロ発信機に発生するシグナルによつて表わされる。この発信機は甲板面に関する方位盤の旋回及びレーダアンテナ又はオプティカルサイトの俯仰に対応する角度でそれぞれ駆動される。方位盤旋回角を座の reference point に関するものに修正するため $B'r'$ にパララックス修正を行つて $B'r'p$ が得られる。

方位盤の旋回及び俯仰は動力操縦で、これによつて方位盤は自動的にレーダービームと方位盤ジャイロユニットの中にあるレートジャイロの

スピン軸とが常に平行になるように駆動される。ジャイロユニットの中でレーダービーム又はオプティカル サイトの方向はレートジャイロのスピン軸の方向と常に比較され、その旋回及び俯仰方向に差のある場合はトラバースエラー電圧 e_{Bs} 及びエレベーションエラー電圧 e_E が生じて動力操縦回路に送られ、レーダービームはレートジャイロのスピン軸と一致するように方位盤を動かす。即ちレーダービームの方向はレートジャイロのスピン軸の方向によつてコントロールされる。

レートジャイロのスピン軸は差の動揺に無関係に空間のある一定の方向を保持しようとする傾向があるから、レーダービームがレートジャイロのスピン軸に平行を保つということはその方向が差の動揺によつて影響されないということである。差の動揺は両者の平行を絶えず乱さうとするが、動力操縦装置によつてこの平行性が保持されるのである。

目標距離の測定はレーダーによつて行われる。この機能については OP 1600 A Vol 3 に記載されているので別の資料とする。

(3) 的針及び的速の決定

安定座標における目標仰角及び方位角の変化のレートについての情報はレートジャイロの作動に関係している。前述したようにレーダービームの方向はレートジャイロのスピン軸の方向によつて変えられるからである。レートジャイロのスピン軸の方向はジャイロを保持するジンバルにあるトルクを加えて才差運動を起すことによつて変化する。本システムではレートジャイロの才差運動は2つの小さな直流トルクモーターによつて生じ、ジャイロのスピン軸は安定座標系のトラバース及びエレベーション方向に運動する。従つてレーダービームはジャイロのトルクモ

HP「海軍砲術学校」公開資料

ーターに供給される電流の値によつてのみ運動が決まる。

トルクモーターの電流はジャイロプレセツション回路に生じ、この電流はレーダーからの1つのエラーシグナル e (Bs . E) によつてコントロールされレーダーの自動追尾を行う。レーダーからのエラーシグナルには距離の相異と方向の相違の2つがある。(エラーシグナルの発生については OP1600A Vol 3 に記載されているので説明は別の資料にゆづる。) レーダービームが正しく目標を指しているときはエラーシグナルは0であり、目標上から外れているときは、レーダービーム及びレートジャイロのスピン軸を目標上に戻すのに必要なだけの電流の値及びその極性を変えるようにエラーシグナルが生ずる。目標の運動に従つてレーダービームはその angular rate と等しいレートで運動し目標を保持するために必要なトルクモーター電流が生ずるようにエラーシグナルが生じてレーダービームを動かす。

光学追尾の場合はレーダービームのエラーシグナルの代りに手動操作される方位盤内のコントロールユニットからのシグナルによつてトルクモーター電流をコントロールするようにジャイロプレセツション回路は切換わる。この場合追尾手は把手によつてテレスコープ上に目標を保持することにより変化する。追尾シグナルによつてトルクモーター電流の大きさ及び方向が決められ目標を LOS 上に保持する。

スルーイングシグナルはレーダービーム及びオブティカルサイトを任意の方向に任意のレートで動かすように回路をコントロールする。同様に回路の切換えにより自動目標指示シグナル (TDSシグナル) によつてレーダービームを任意の指示する方向に向けることが出来る。

ア dBs 及び dE の測定

トルクモーターによつてジャイロが才差を起すときの角速度はトルクモーター電流に比例する。従つてあるトラバーストルクモーター電流及びエレベーショントルクモーター電流によつてレーダービームが目標を正確に追尾している場合その電流は目標運動のアンギュラートラバースレート dBs 及びアンギュラーエレベーションレート dE の正確な測定値を与える。このジャイロをレートジャイロと命名しているのは以上の理由によつている。

dBs 及び dE が安定座標系で測定されたものであるためには、レートジャイロのジンバルシステムの軸は安定座標軸とある一定の関係にあることが必要である。fig 1 に示すようにレートジャイロのアウトージンバル軸はレーダービームと平行でなければならず、そのインナージンバル軸は水平面と平行を保持するように安定化されなければならない。

アウトージンバルはジャイロケースに取り付けられ fig 2 に示すようにアンテナと連結されていて、エレベーション動力操縦によつてアンテナを動かした場合これと同様の俯仰をする。同様に旋回動力操縦によつてアンテナとジャイロ ユニットの同じ角度の旋回運動をする。アウトージンバル軸とレーダービームが互に平行に一度セットされたらば以後は動力操縦の如何なる方向においてもこの平行は保持される。アウトージンバル軸は動力操縦装置によつてのみ駆動するものであること、ジャイロスピ軸はトルクモーター電流によつてその指示する方向に自由に動くものであることは注意する必要がある。

動力操縦装置は単にジンバル軸とレーダービームをスピ軸に追従さ

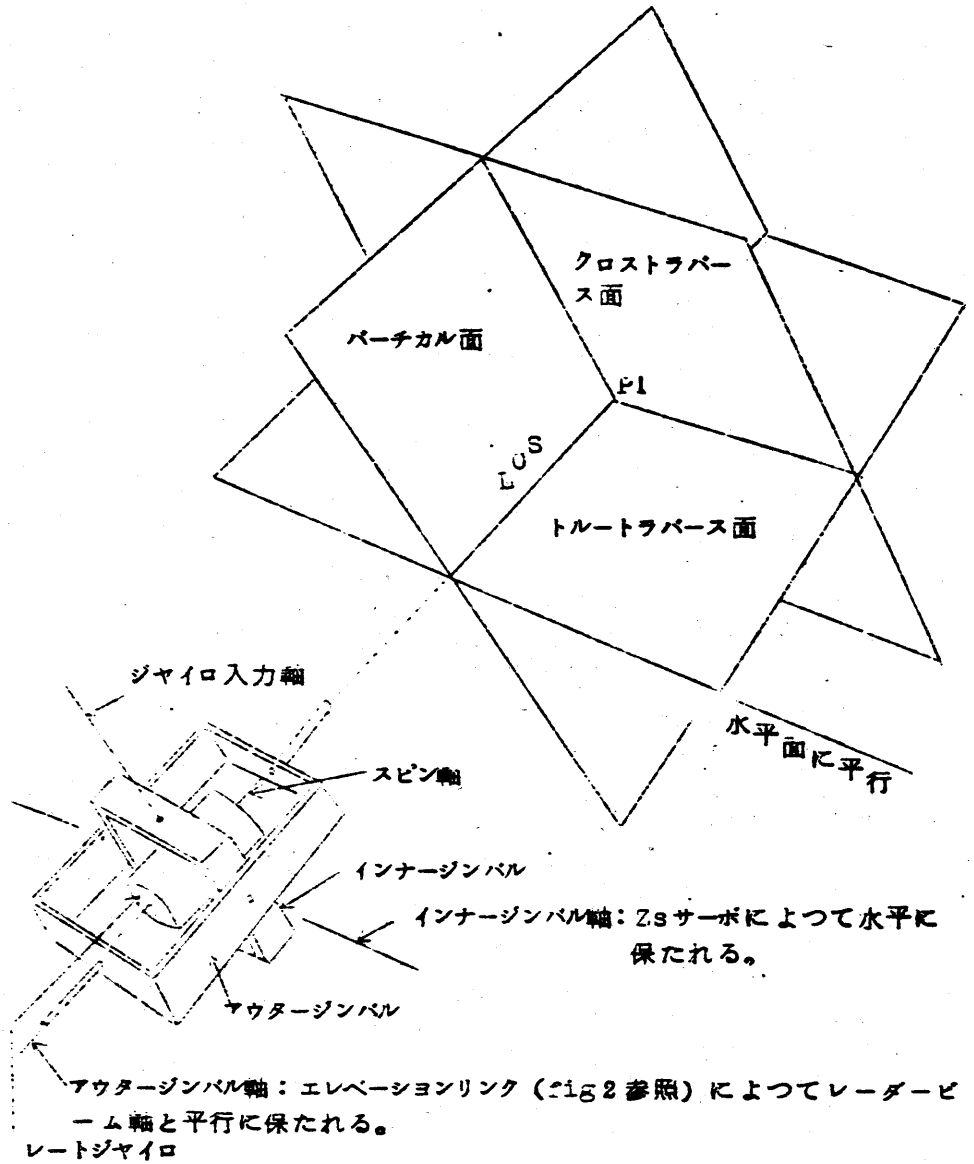


fig 1 レートジャイロ軸と安定座標軸との関係

せる働きをするものである。

インナージンバル軸はZsサーボによつて安定化されアウトージンバルをクロスラベース面内に角Zsだけ傾ける作用をする。

イ dRの測定

目標の的針、的速の情報を確実にするにはレンジレートdRを測定しなければならない。目標距離の変化のレートはレンジサーボより得られる。このサーボ系がレダーレンジと整合したならば以後は自動的に整合は保持される。この

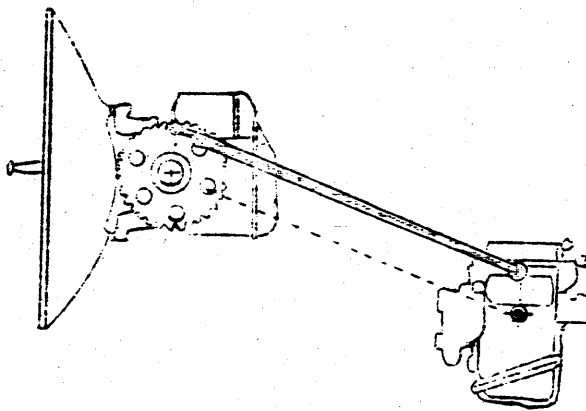


fig 2 ジヤイロユニットとアンテナとの間のエレベーションリンケージ

整合状態に於ける指示値の変化に従つて駆動するサーボ系のスピードはレンジレートに比例するからこれによつて駆動するタコジェネレーターよりdRに比例した電圧が得られる。

(4) 目標未来位置の解法

飛行秒時の近似値を求める式は未知数が弾丸の平均速度Uのみが未知量である1つの式に分解される。

ア U及びdHfpCooEの計算

弾丸の平均速度Uはリードアングル方程式の分母の主要なる項であり、 R 、 \overline{dRtw} 、 E 及び S_{ρ} （気圧修正）を入力としてコンピューターMK42のリンク機構によつて計算される。この計算の中には当然風力及び重力による影響が含まれている。風力の影響は \overline{dRtw} を計算することによつて得られ、次にリンク機構の中でUの式の中に含まれる1項である $dHfpS \sin E$ が計算される。リンク機構は同時に $dHfpCooE$ を計算し重力のエレベーション方向の影響及びドリフトの影響の計算に用いられる。

Uの値はガンオーダー変換回路の乗算ポテンシオメータへ機械的回転として伝送され、 $dHfp CooE$ はポテンシオメータ電圧としてエレベーション及びトラバース回路に送られる。

イ Zs及びEの測定

クロストラバース角Zs及び真仰角Eはジャイロユニットのステアブルエレメント ジャイロ（バーテカルジャイロ）によつて測定される。このジャイロはそのスピン軸を陸の動揺にかゝらず鉛直方向に保持する。

従つてこのスピン軸はZs及びEの測定の場合の基準となるものである。この目的のためジャイロのジンバル装置はレートジャイロの場合と同様な動作が必要である。即ちfig 3に図示するようにステアブルエレメントジャイロのアウトージンバル軸はレーダービームと平行でインナージンバル軸は水平でなければならない。

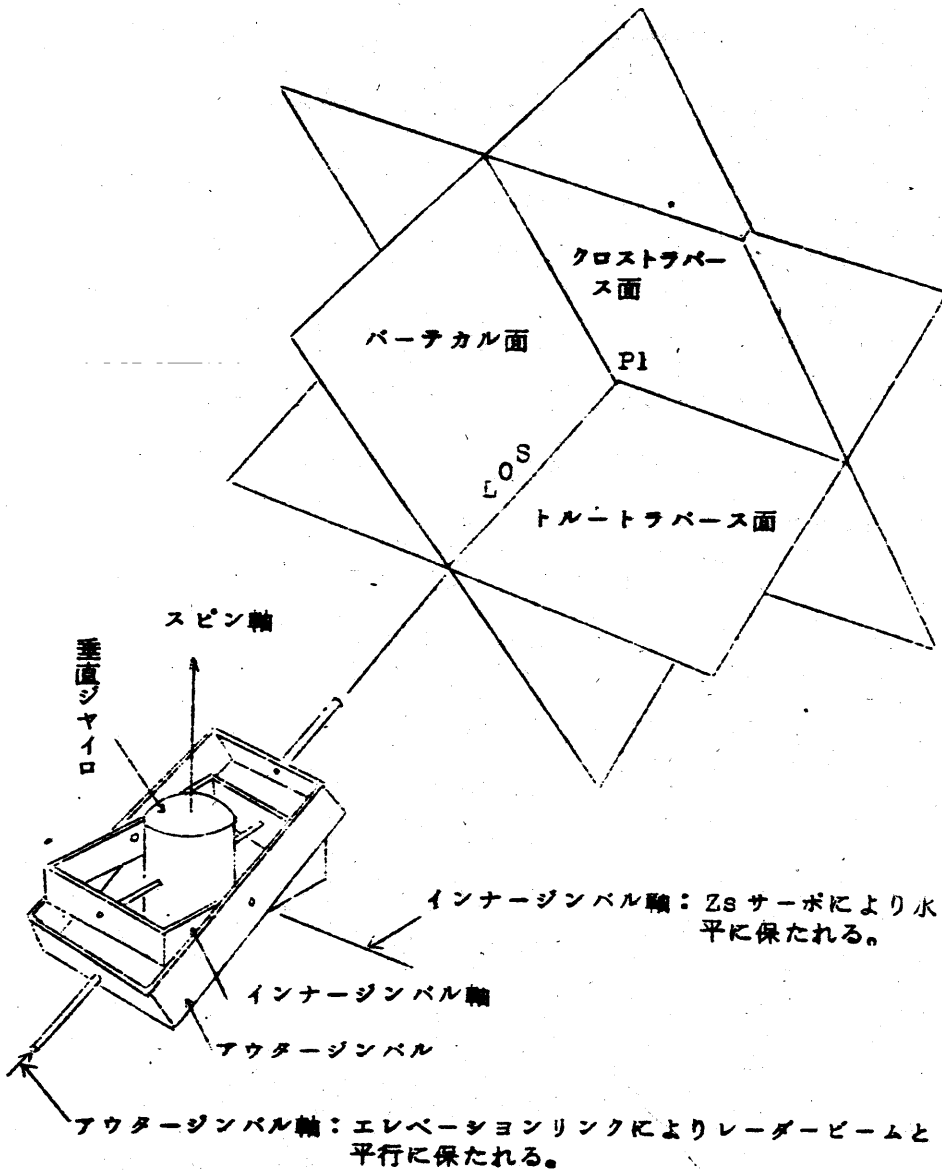


Fig 3 ステアブルエレメントジャイロ軸と安定座標軸との関係

ジンバル装置を処定の位置に向けるのはレートジャイロと同様な方法でエレベーション リンケージ及び Zs サーボによつて行われる。Zs サーボによつて決められた位置が正しい Zs の値であるときは、ステープルエレメントジャイロのインナージンバル軸は水平となりジャイロの鉛直スピン軸と直角となる。

ジンバル装置には一種の電氣的ピックアップ装置が取付けられインナージンバル軸とスピン軸との直角関係の偏倚を検出して1つのエラーシグナルを発生しこのエラーをなくすようにサーボを駆動する。

ジンバル装置の幾何学的構造からこのエラーシグナルは $eZs / \text{Sec } E$ の形で現われるので eZs を得るためにエラーシグナルに $\text{Sec } E$ を掛ける必要がある。この演算は Eサーボモータによつて駆動される Zs サーボ系内の Sec アツテネータによつて行われる。エラーシグナル eZs が 0 の時サーボ系は正しい Zs となり2つのジャイロのジンバル装置を安定化する。

Zs サーボはその出力をガンオーダーコンバーターと動力操縦回路にも伝送し、Zs サーボモータによつて駆動される種この交流ソルバーが安定座標系から甲板座標系へのシグナルの変換又は逆の変換に用いられている。

真仰角 α はステープル エレメントジャイロのアウトタージンバル軸とインナージンバル軸の間の角度として決定され、電氣的なピックアップによつて測定される。これはシンクロ発信機でそのオーダーシグナルは Eサーボ系に伝送される。

ウ \overline{dR}_{tw} の計算

レンジレート dR をスムーズし且つ風力による修正を行った \overline{dR}_{tw} の値は未来位置予測の問題の種との段階に必要な量であり、レンジレート回路で計算される。レンジ回路から受ける dR 電圧はレンジレートの測定値を表わし、ウィンド レゾリューション回路から受ける電圧は、風力による dR の修正値 dR_w を表わす。2つの電圧は加算されレンジレート回路でスムーズされて \overline{dR}_{tw} 電圧となりレンジレートサーボをコントロールする。このサーボ系によつてコンピュータMK42のリンケージ機構を駆動して、エレベーション及びトラバース回路、ヒューズオーダー計算回路で使われる \overline{dR}_{tw} の関数を作るポテンシオメーターの位置を定める。

(5) 仮想未来位置の解法

仮想未来位置 P_3 を得るためには先づ未来位置 P_2 を計算しこれに弾道修正値を加えるという方法をとる代りに、風力、重力、ドリフトはトラバース及びエレベーション レートを変えるものと考えて直接 P_3 の計算を行う。

ア 風力修正の計算

トラバース、エレベーション及びレンジ方向の風力修正 Rd_{Bsw} 、 Rd_{Ew} 及び dR_w はウィンド レゾリューション回路で計算される。この回路の入力はレンジサーボよりの R 、エレベーションサーボよりの E 、シツァジャイロよりの C_0 、手動調定による B_w 及び S_w 、旋回動力操縦装置よりのシンクロシグナル $B'r'$ 、パララックス計算回路の $B'r'p$ 、ログよりの S_0 である。

この回路のトラバース及びエレベーション出力は夫々トラバース及びエレベーション回路へレンジ出力はレンジレート回路に伝送される。

イ $\overline{RdBstfw}$ と $\overline{RdEtftpw}$ の計算

$\overline{RdBstfw}$ 及び $\overline{RdEtftpw}$ は2つのリードアングル方程式の分母で、OP1600C Vol 8 or 9、OD12965 or 7等のfunctional diagramに示されているエレベーション及びトラバースレート回路で計算される。この計算にはR、E、dBs、dE及びdRの諸量が必要であるがレンジレートのこの計算に影響する割合は小さいので便宜上使用しやすい \overline{dRtw} を \overline{dR} の代りに使用する。トラバース及びエレベーションレートのSmoothingはこれらの回路で行われる。重力及びドリフトに必要なdHrp 300Eはリンケージ機構で出来る。2つの計算値は直接ガンオーダーコンバーター回路に送られる。

レートジャイロで測定されるトラバース及びエレベーションレートは安定座標系を基準としたものでガンオーダーを得るためには甲板面座標への変換が必要であるが、この変換はZsquサーボで駆動されるZsquリゾルバーで行われる。

ウ Zq 及び Zu の計算

クロストラバース修正Zg及びZuはエレベーション及びトラバース回路で計算される。

Zqの計算には入力としてE及びdBsが必要でありZuの計算にはR及びdBsが必要である。Zq、Zuに相当する電圧はクロストラバース回路に送られる。

エ Zsquによる修正

エレベーション及びトラバース回路で発生した Z_q 、 Z_u 電圧はコンバーテッド クロストラバース回路において Z_s サーボにより発生したクロストラバース電圧 Z_s と加えられて Z_{squ} 電圧となりこれによつて Z_{squ} サーボを駆動してその位置を定める。 Z_{squ} サーボはball-carriage unitを駆動してガンオーダー変換回路への交換を与える。

オ Ph及び $B'rp$

パララックス計算回路は入力 $B'rp$ 、 $E'b$ 及び R からユニットパララックス Ph を決定する。

$B'rp$ 及び $E'b$ はシンクロ入力として計算回路に入り、 R は $\sin B'rp/R$ の割算を行うように R サーボによつて割算ポテンシオメータを駆動する入力として入る。出力 Ph はシンクロシグナルとして直接砲側へ送られると共に $h/100 \times Ph$ (h は方位盤とreference pointとの首尾線方、何の距離で符号を含む)が $B'r'p$ を作る。

カ $D'd$ 及び $V'd$ 計算

$D'd$ 及び $V'd$ の計算はOP1600Cその他のgun order converter circuit、 $V'd$ and $D'd$ サーボに図示してあるように、機械的計算機構である軸轉換機構と電気的なガンオーダー変換回路とによつて行われる。ball-carriage unitの非線形ポテンシオメータにはaxis converterに入つて来た入力 $D'u$ 、 $V'd$ 、 $E'b$ をもとに計算された $C \tan D$ 、 $C \tan V$ に比例した電圧が発生し、ガンオーダー変換回路で、この2つの電圧に夫々 U が掛けられて第2章が空射撃問題の解析(35)及(36)の左辺を示す電圧となり、右辺の

\overline{RdEtfw} , $\overline{RdEtgpw}$ に比例した電圧はエレベーション及びトラバースレート計算回路より受ける。以上の2組の電圧は夫々相加わつて $U \tan D$, $U \tan V$ のエラー電圧となる。このエラー電圧は Zsqc サーボで駆動されるリゾルバーで甲板面座標に変化された後 U で割算され、且つトラバースエラー電圧は $\sec E'g$ アツテネーターでトレンエラー電圧に変換される。以上によりシグナルは軸転換機構 axis converter に最初入つた $D'd$, $V'd$ と正しい $D'a$, $V'a$ とのエラー電圧 $eD'd$, $eV'd$ を表わす電圧となる。

キ $B'grp$ 及び $E'g$ の計算

砲命令角 $B'grp$ はデフアレンシャルにより機械的に $B'r'p$ に $D'd$ を加えて得られ、シンクロシグナルとして砲に送られる。同様に砲仰角も機械的に $E'b$ に $V'd$ を加えて得られ同じくシンクロシグナルとして砲に送られる。以上によつて砲は仮想未来位置 P3 をねらうことになる。

(6) 信管秒時の解法

ヒューズオーダーの計算式は GFCS MK56 の異つた Mods では異つた式が用いられるが、シグナルの計算はすべてコンピューター MK30 及びコンピューター MK42 で行われる。接填費消時 Tg はコンソールの左ダイヤルパネルにある手動ノブで問題の中に調定される。スポットも同じパネルにあるコントロールによつてセットされる。

5°/38 砲に対する式の誘導は第3章-8に示してある。

手動による入力 Sf 、現在位置入力 R 、 E とコンピューター MK42 の中のサーボ入力 $dRtw$ とからリンクージ機構は G 、 Uo 及び $f4(B)$ を計算し、

この量はヒューズオーダー計算回路のそれぞれのポテンシオメータを駆動する。Gはヒューズサーボよりのレスポンス C_F と比較されてG-Fポテンシオメータの位置を決める。G、 U_G 、 $f_4(G)$ の3つのポテンシオメータとレンジサーボによつて駆動される他のポテンシオメータ、T δ 手動ノブこれらに加えられるアキシスコンバータよりの $\tan^2 D$ 及び $\tan^2 V$ 電圧が第3章-8の(69)式に示すヒューズオーダーの式を解くために必要な入力である。

ヒューズオーダーの計算回路では以上のポテンシオメータ入力から2つの電圧が作られる。1つは(69)の右辺の分子に相当する電圧であり、他は分母にG-Fを掛けた値に相当する電圧である。

2つの電圧の差は e_F で表わされる1つのエラー電圧で、この電圧はFサーボをコントロールする入力となる。

エラー電圧 e_F が0の時FサーボのレスポンスG-Fは(69)式を満足しFサーボは正しい位置を示し正しいヒューズオーダーFを砲に伝送する。

2 基礎的な計算機構と計算回路

(1) 一般概説

GFCS MK 56は1つのアナログコンピュータである。アナログ方式は大別して機械的アナログと電気的アナログとに分けられる。GFCS MK 56の中にある機械的アナログとは1つの機械的回転(Shaft rotation)から1つの機械的回転又は直線運動を起させる様式のものである。

この機械的回転は手動ノブ、サーボ、ジャイロジンバルの運動或はシンクロモーターの運動等として生ずる。手動ノブは問題の計算中全然変化しないか又はごく僅かしか変らないデータの導入にしか用いない。サーボは電氣的アナログを対応する機械的回転に変換する機構である。ジャイロジンバルは固定したジャイロのスピン軸と方位盤構造の可動部との間に保持されており盤の運動は、このジンバル装置の軸の周との回転を生じピックアップ装置の機械的回転を起す。シンクロモーターはシステムの各目盛板の駆動にのみ用いられる。

本システムの電氣的アナログは電流又は電圧の形で存在する。システム内の主要な電流アナログは目標のアンギュラレート dBs 及び dE である。電流アナログは、そこを流れる抵抗の両端における電圧として測定されて電圧アナログに変換される。電圧アナログは回転ポテンシオメーター、ピックアップ、タコメーター、シンクロ発信機、ソゾルバー等のシャフトの回転又はカードポテンシオメーターの直線運動によつて生ずる。

ア 直線形ポテンシオメータによるアナログ電圧

直線的な巻線をもつた回転形ポテンシオメーターはシャフトの回転からこれに比例した電圧を得るのに用いられる。fig 4 に図示するように1つの交流又は直流電圧 E_1 が全巻線の両端に加えられ出力電圧 E_0 はその回転子から取り出される。今シャフトの機械的回転は距離 R を表わし、 K_1 は距離 lyd についての回転角度、 R_1 をポテンシオメーターの全抵抗をオームで表わしたもの、 K_2 をシャフトの1度の回転に含まれる巻線の抵抗をオームで表わしたものとすれば

$$I = \frac{E_1}{R_1} \quad E_0 = \frac{E_1}{R_1} R$$

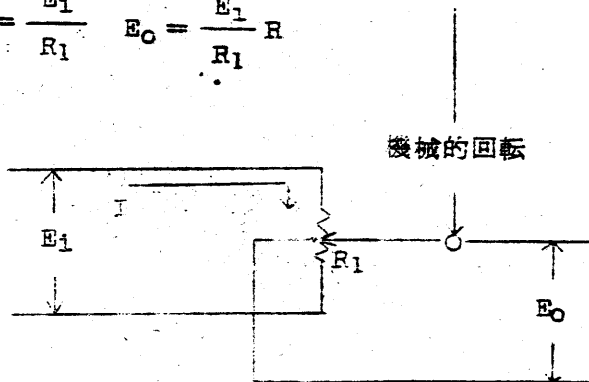


fig 4 E₀で表わされる正又は負の量を生ずる直線形ポテンシオメーター

$$E_0 = \frac{K_1 \cdot K_2 \cdot E_1}{R_1} R \approx K_3 \cdot R \text{ となり電圧 } E_0 \text{ は距離を表わし}$$

その比例常数は K_3 volt/yard である。(この場合回転子を通じて流れる電流はポテンシオメーター捲線を通れる電流に比べて極めて小さな値であるように設計される。) 量の正負は直流の場合は極性の反対により交流の場合は 180° の位相差によつて表わされる。

イ カード形ポテンシオメーターによるアナログ電圧

カード形ポテンシオメーターは機械的直線運動を対応する電圧に変換するもので連続な回転形ポテンシオメーターと同様である。捲線が直線的の場合は出力電圧は捲線のエッジに沿つた摺動子の移動距離に比例するが、カード形ポテンシオメーターはしばしば非線形のポテンシオメーターである場合が多い。fig 5 は非線形ポテンシオメーターの1例である。

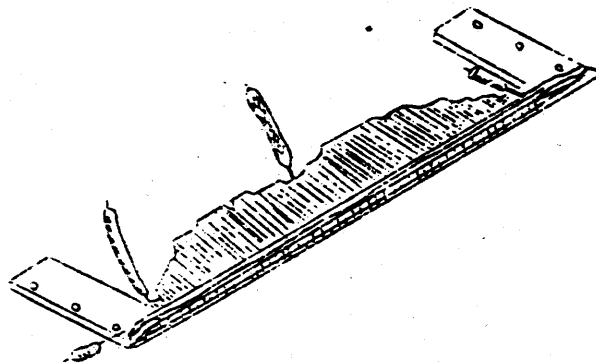


fig 5 非線形 カード形ポテンシオメーター

ウ タコメーターによるアナログ電圧

本システムの多くの場所で機械的回転の変化のレートを表わす電気的シグナルを発生させることが必要になる。レンジサーボの運動のレートからレンジレート電圧を導くのはその1例である。

この目的のため小形の発電機がシャフトに取付けられる。発電機の電圧はその回転速度に比例するからこの出力電圧はシャフトの回転速度を表わす。この目的に使われる発電機をタコメーター ジェネレーターという。タコメーター ジェネレーターは、ほとんどすべてのコンピュータサーボの安定化のフィードバック電圧を生ずるのに用いられている。又スルーイング シグナルや手動追尾シグナルの発生にも使われている。

(2) 機械的な計算機構

本システムで機械的に行う計算には加減乗除、正弦及び余弦関数の発

生、数式として表わすことの困難な弾道関数の発生等が含まれる。殆んどの機械的計算はコンピュータMK42のリンクージメカニズムで行なわれるが、簡単な加算はコンピュータMK30のディファレンシャルでも行われる。コンピュータMK30にあるaxis converterは種々の機械的計算要素の複合したものである。

リンクージ機構の中で問題に含まれる諸量は軸の回転、レバーの回転、スライダバーの直線運動、スライダバー又はレバーに付属したリンクの直線運動等として表わされる。リンクージ機構の各要素はこれらの機械的入力に数学的演算を行つた結果として表わされる機械的出力に変換する。

ア 機械的な加算及び減算機構

ウ 加算レバー

リンクージ機構での2つの量の加算はfig 6に示す加算レバーで行われる。例えば2つの量XとYが加算されるとすると2つの量はスライダバーの運動によつて表わされる。加算レバーは2のスライダレバーの中心にピボットされ両端はリンクを通じてX、Yスライダに連結されている。

和を表わす中央目盛の縮尺はX、Yスライダの $\frac{1}{2}$ である。

今Yスライダが固定しXスライダのみが移動するとこれに伴うセンタースライダの移動はこの半分であるが目盛が $\frac{1}{2}$ の縮尺であるからXの移動量と等しい指示値を与える。Yスライダのみが移動した場合も同様である。同様にX、Yが同時にスライドした場合センタースケールの目盛は $X+Y$ を表わす。常数の加減はX、Yスライダと

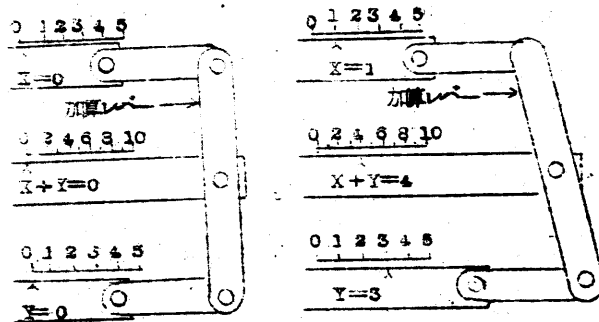


fig 6 加算レバー

加算レバーを連結しているリンクによりX、Yスライドの零位置をアジャスタブルにすることによつて可能である。

(4) 差動函車

機械的な差動函車は多くのGFCSに使われているので改めて説明は省略する。本システムではコンピューターMK30にのみ使われている。

イ 機械的な積算及び割算機構

1方が常数の場合の積算はコンピューターMK42で簡単な乗算レバーによつて行われている。2つとも変数の場合の積算は1つのリンク機構が必要である。コンピューターMK42の種々のModSにおいて2つのタイプのリンク機構が用いられている。1つは2の量の何れか又は両方が正負のいずれをもとる場合のもので、今1つは2つの量が何れも0にならない場合のものである。割算は逆数を積算するもので同じタイプのリンク機構で行われる。

(7) 積算レバー

一方が常数の積算は fig 7 に示す積算レバーで行われる。例えばある量 X を $1.5X$ に交換するような場合である。

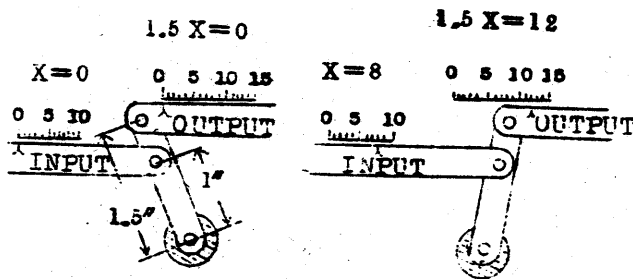


fig 7 積算レバー

積算レバーの一方の端はコンピューターの固定部にピボットされ、入力及び出力リンクは1つのレバーの異つた点に連結されアームの長さの比は常数の比に等しい両者の目盛の縮尺は同じである。

(4) O型積算リンケージ

fig 8 は2つの変数 X 及び Y の積算の出来る1つのリンケージを示す。 X 、 Y の何れか又は両方とも0を通つて正負の何れもとりに得る量である。

このような種々のリンケージがコンピューターMK42の中では用いられている。レバーコンピューターの固定部にピボットされたレバー AB と DE はリンク BC と CD とで連結されており、 BC 、 CD のその長さは AB と正確に等しい。入力 X は B で連結されているか又は、レバー AB の他の何れかの点に連結されている1つのリンク

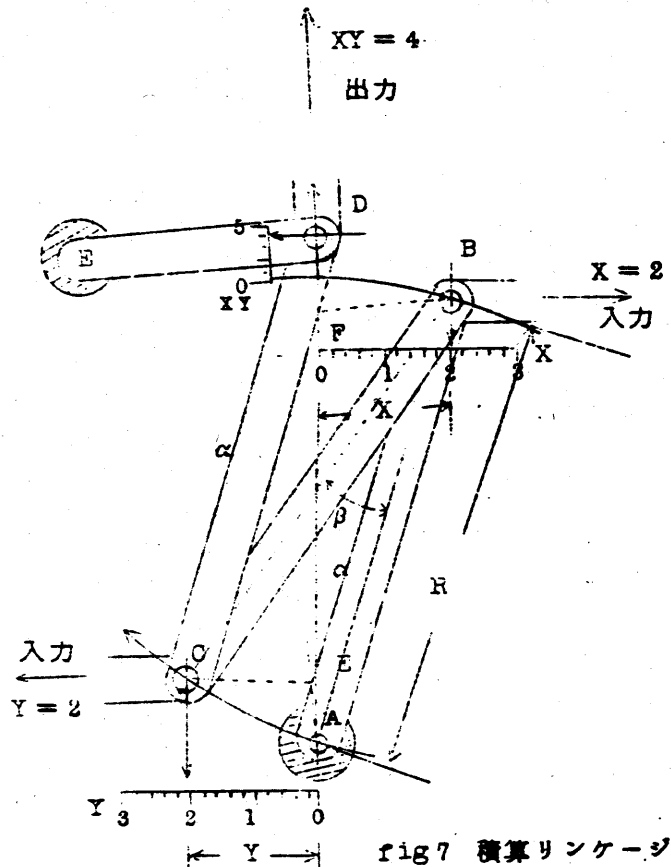


fig 7 積算リンケージ

によつて加えられ、入力 Y は C で連結されているリンクによつて加えられる。

出力 XY は D からとり出される。このリンケージは又割算にも使うことが出来る。この場合2つの入力はfig 7の B と D に相当する点に加えられ出力は C から取り出される。0型積算リンケージで得られる結果は数学的には誤差を含んでいるがある限定された入力の

範圍では実用に耐える。又リンクージは実際に使用される範圍でもよい結果を得るように設計される。

(ウ) ノン0型積算リンクージ

fig 8 は今1つのタイプの積算リンクージで2つの変数が0になつたり、又は著しく0に接近することがない場合に使われる。

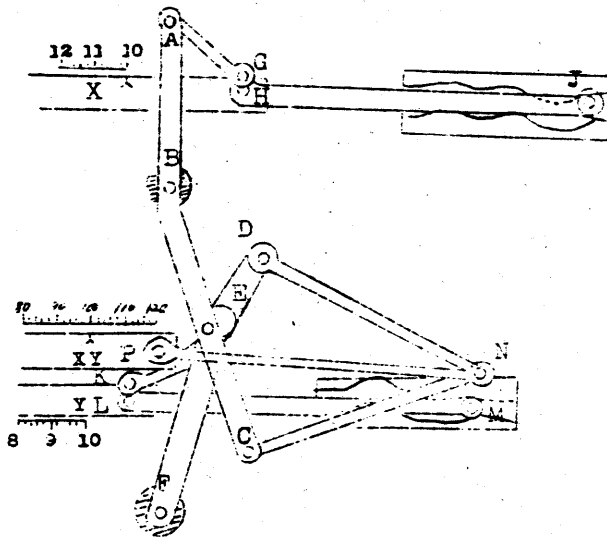


fig 8 ノン0型積算リンクージ

このような場合には0型よりも精度がよい。この型のリンクージは5"/38砲用のコンピューターには使われていないが5"/54砲及び6"/47砲には使用される。又3"/50砲にはこの変形したものが使われている。このリンクージは割り算器としても使われる。この場

合入力はXY及びYスライドに入れ、出力はXスライドから出る。
但し積算器として使用するのが正規である。

積算される2つの量はレバーABC及びDEFを動かすスライドパーにより夫々導入される。XスライドとレバーABCとの連結はリンクAJとベルクランクGHJを通じてなされる。ベルクランクはHでスライドにピボットされ、カム溝内を滑べるボールベアリングローラーJを動かす。

同様にYスライドとレバーDEFとの連結もリンクEK、ベルクランクKLMとによりローラーM及びカムを介してなされる。2つのレバーABCとDEFはリンクCNとDNによりNで結ばれ更にXYスライドを動かすリンクPNに連結されXYスライドの運動は略々XとYとの積を表わす。

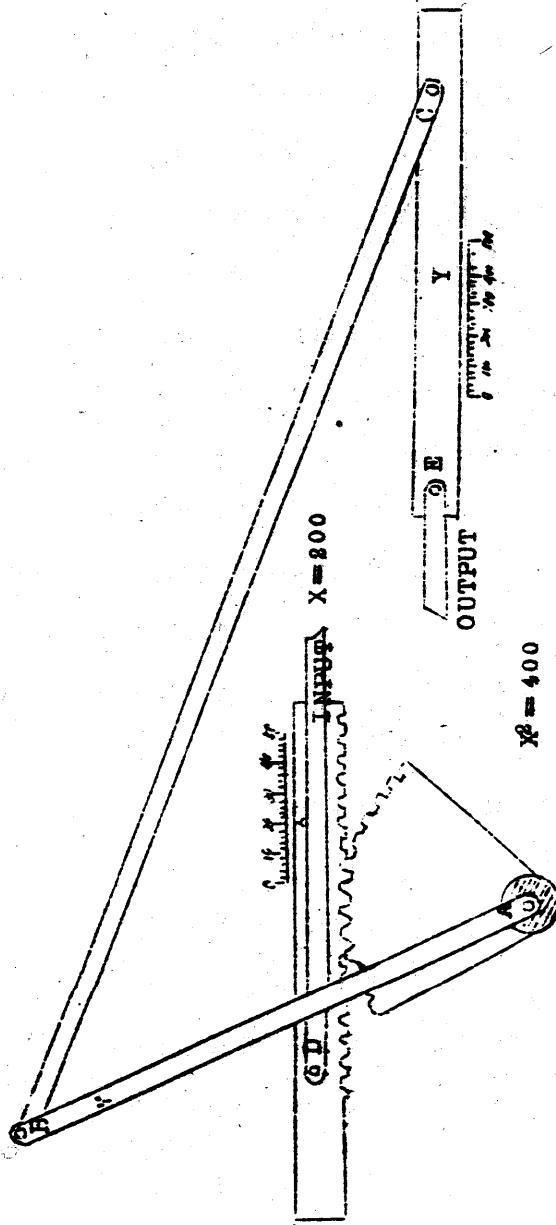
然しながら2つのカムはスライドの移動の間に連結点G及びKの位置を変化する作用をし、レバーの運動にこの分が加減されるのでカムの形状はこの付加運動によつてXY出力の誤差が生じないように考慮されなければならない。

(H) 目乘リンクージ

fig 9にこのリンクージを図示する。入力Xは1つのリンクによつてDで連結されている入力スライドに加えらる。入力スライドはAの周りにギアセグメントとこれに連結されているレバーABを回転しABの回転はリンクBCを動かしこれによつて出力スライドECは X^2 に比例した距離を移動する。

この出力はEでスライドに連結されているリンクによつて外部にと

り出される。



1110 自來リンクー

6) 自乗形積算リンケージ

コンピュータMK42 Mods 15及び16には特殊な形の自乗リンケージが使われている。fig 10に示すこの積算器はこのModsのコンピュータMK42はレンジの計算に対して 1^0 以内の誤差の精度が必要なためである。リンケージはfig 6に示す2つの加算レバーと2つの自乗リンケージとから出来ている。fig 10において、2つの乗算されるべき2つの量 X 、 Y が加算レバーFEGHのF及びGに夫々入る。増加する量に対する運動の方向は図の矢印に示す方向である。2つの量の差 $X - Y$ はリンクDEの位置で示される。加算レバーより取り出された $X - Y$ はリンクABCを通じて下部自乗リンクに加えられる。又 $X + Y$ がリンクHJの位置に計算され、この値はリンクKLMによつて上部自乗リンクに伝えられる。下部自乗リンクで計算された $(X - Y)^2$ はSにおいて加算レバーPRSに、 $(X + Y)^2$ は同じ加算レバーの反対点Pに加えられてこの加算レバーは $Z = (X + Y)^2 - (X - Y)^2 = 4XY$ の演算を行う。この出力 $4 \times Y$ はRにて加算レバーに連結されている1つのリンクからとり出される。

fig 10において $X = 4$ 、 $Y = 2$ の場合を例示してあり、Rより $4 \times Y = 32$ がとり出されるこの目盛は積 XY の常に4倍を示しスケールの縮尺を適宜にすれば比例常数が異なる各種の XY に比例した量を出力にすることが出来る。又ZとXを入力としYを出力とすれば割算器となる。

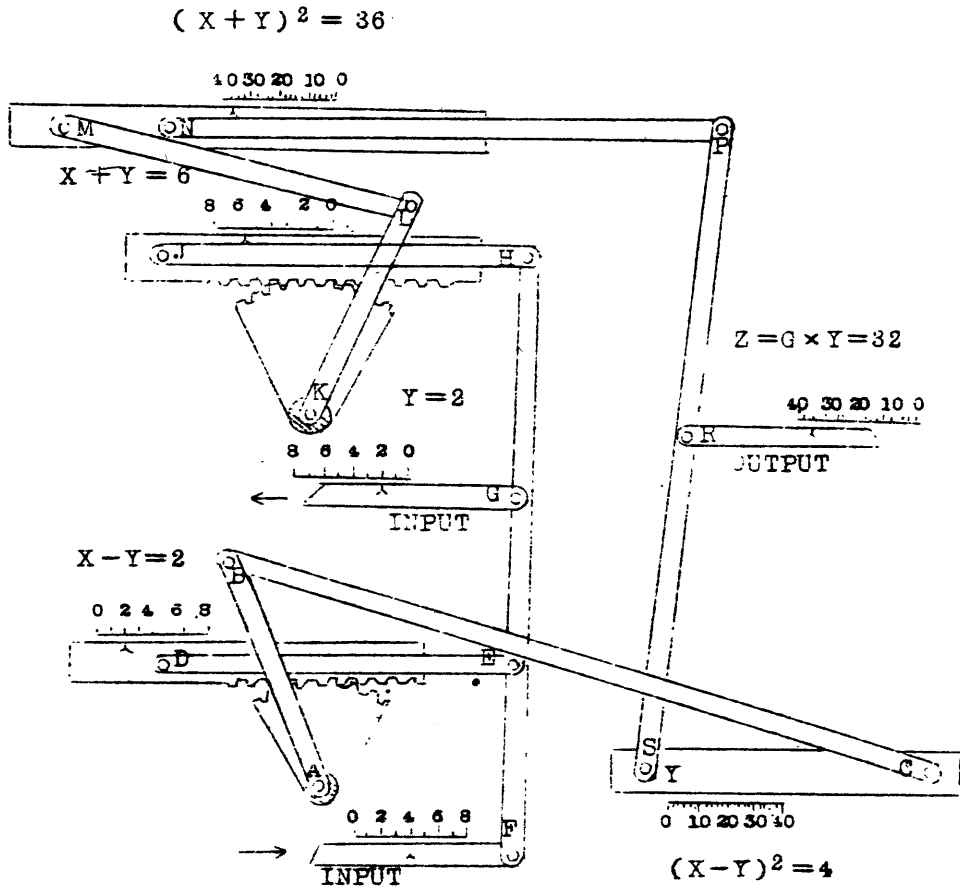


fig10 自乗形乗算器

ウ 機械的な三角函数演算機構

コンピュータMK42のリンクージ機構によつて解かれる式の中に出て来る三角函数で表わされる量は $\sin E$ 及び $\cos E$ である。これらは機械的なリゾルバーで計算されるがコンピュータのModsによつて2つの形がある。

(ウ) シンプル メカニカル ソルバー

コンピュータMK42で使われる機械的なリゾルバーの3つのタイプはfig 11に示すシンプルリゾルバーを基礎にしたものである。この装置には \sin 及び \cos 函数用のクランクピンがクランク盤上にあつて夫々の長いクランクによつてスライドバーに連結されている。盤がその0位置から角 E だけ回転したとき、盤の鉛直中心線からクランクピンまでの距離は夫々 $\sin E$ 及び $\cos E$ に比例した量を表わす。スライドに伝えられる運動はほぼこれらの距離に等しいが角度 E の変化による連結リンクの角位置の変化は近似的なものである。この誤差は連結リンクを長くすることによつて少くすることが出来るがMK42で使われる実際のリンクの長さの程度では、誤差の減少は充分でないので本システムに実際に使われるリゾルバーは当然変形されたものとなる。

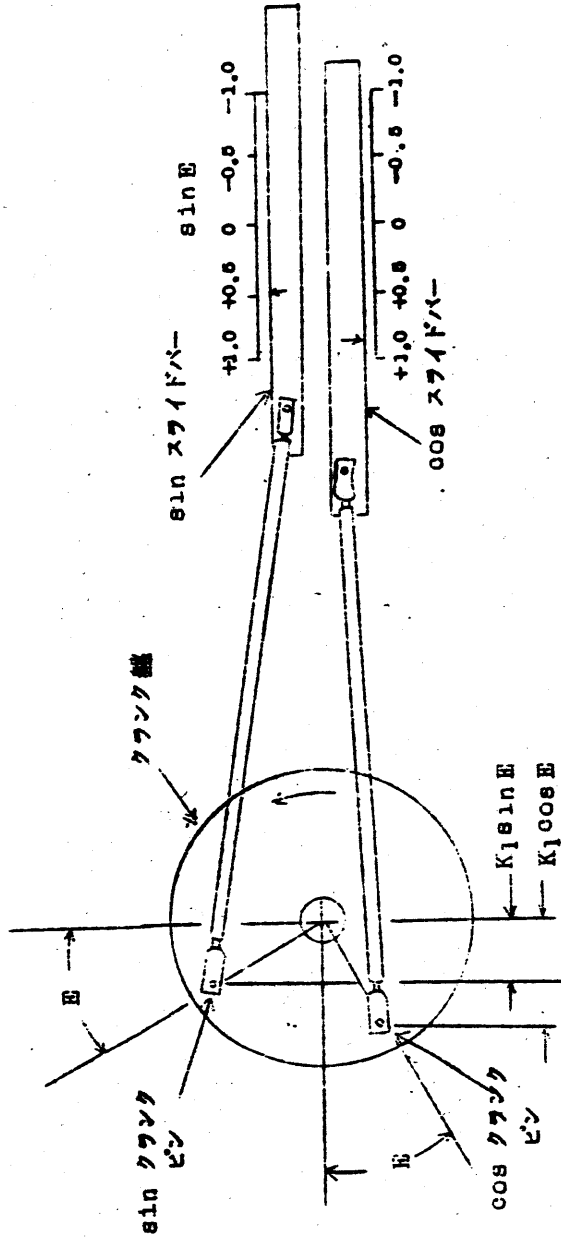


Fig. 11 最も簡単な機械的リゾルバー

HP「海軍砲術学校」公開資料

(イ) 5"/38 砲用のメカニカルソルバー

fig 12 に 5"/38 砲弾道用の計算に使われる。変形されたメカニカルソルバーを示す。クランクピンはクランク盤に固定する代わりに遊星歯車によつて回転する大きなピンの上に偏心的に取付けられる。クランク盤が回転すると fig 11 に示したと同様にクランクピンは盤とともに移動するが、遊星歯車は静止した太陽歯車上をころがるのでピンは盤に関してある回転をする。

このピンの偏心的回転のためにスライドの移動は fig 11 のシンプレリソルバーに比べてより正確な Sin 及び Cos 関数を表わす。

(ウ) 3"/50 . 5"/54 . 6"/47 各砲用のメカニカルリソルバー

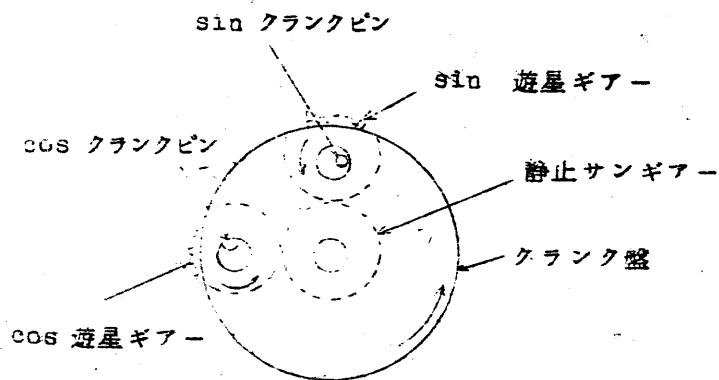


fig 12 クランクピンを偏心的に取付けた機械的リソルバー

fig 13 は 5"/54 砲用に使われるメカニカルソルバーの主要部を示したもので 6"/47 及び 3"/50 砲用にも用いられる。このソ

HP「海軍砲術学校」公開資料

ゾルバーはfig 12に示したものと異り理論的に正しい計算を行う機構となつている。E軸はクランク盤を動かす代わりにクランクアームを動かす。

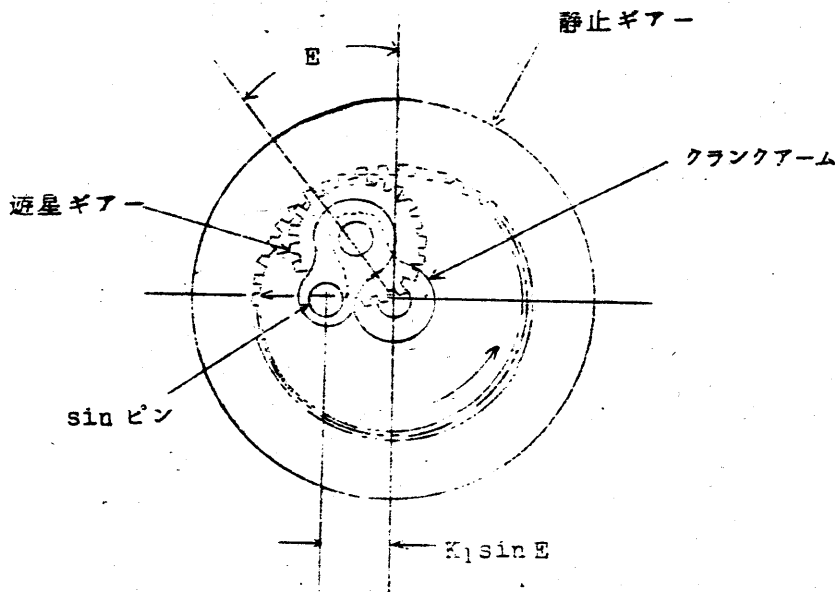


fig 13 クランク盤の代りにクランクアームとした機械的リゾルバー

このクランクの外側の端には内側に歯の切つてある静止ギアと噛み合つている遊星ギアが取付けられている。Sin ピンは遊星ギアに取付けられた第2のアームによつて動く。クランクアームの軸中心からギア中心迄の有効長と第2のアームのギア中心からピン中心迄の有効長は等しく遊星ギアの直径の半分である。軸の回

転に従つて、ピンは以上の寸法によつて軸の中心線から1つの直線上を運動しその軸中心線からの距離は $\sin E$ に比例する。この直線運動は \sin スライドバーに伝えられ正確な \sin 関数の計算値を与え、短いリンクによつてこの運動を正確にスライドバーに伝えることが出来る。

このリゾルバーは1つで \sin 又は \cos の何れか1つを計算するもので \sin 及び \cos 関数を計算するには2組のリゾルバーが必要である。

(四) 4バーリンケージ

4バーリンケージは数式よりもむしろ射長から決定される量をメカニカル アナログとして計算機構に導入するために用いられる。
fig 14に示すようにこのリンケージは固定部にピボットされた2つのレバー AB 及び CD とこれを連結するリンク BC とから出来ている。A、Bの固定部はこのメカニズムの第4のバーと考えられる。入力点Bは加えられ点Cから出力が取り出される。ある場合には入力はBに連結するリンクによりA軸の回転として与えられ、出力はD軸の回転として取り出される。入力と出力との関係は4つのバーの相対的關係によつて決まつて来る。

これらの長さの關係によつて出力は相当巾広く変えることが出来又 fire control の問題に対して要求される精度を保つことが出来る。

4バーリンケージの入力に対する出力の關係は簡単な数式で表わせない関數關係のもので入力 X に対して $f(X)$ で表わす。

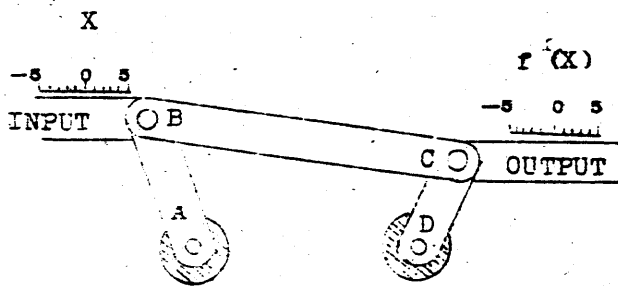


fig 14 4バーリンクージュ

異つた関数関係のものを区別する場合には $f_1(X)$ 、 $f_2(X)$ ……として区別する。但し本システムで使われる f_1 、 f_2 ……の1、2は何であるかは決められている。

例へばある4バーリンクージュは入力として $R - K_5 \overline{dRtw}$ に比例した量を受け、出力として $f_1(R - K_5 \overline{dRtw})$ に比例した量を出す。又ある場合には入力は2つあつて例えば R と E でありその出力は、 $f_2(R, E)$ で表わされるものとなる。此の場合、出力は R と E にの2つによつて変わる。

(3) 電氣的な計算回路とその機構

ア 電氣的加算及び引算回路

ある量の加算及び引き算は電氣的にDC又はACの電圧アナログによつて出来る。fig 15は2つの量の加算を行う抵抗回路を示す。2つの入力電圧 E_{i1} 及び E_{i2} は通常アースを用いるような共通な基準点に対する電圧で、 X 及び Y はヤードで測定された長さで入力電圧

と次の関係があるとする。

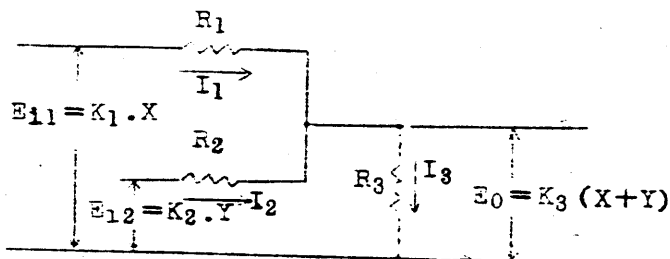


fig 15 2つの量の加算回路

$$E_{11} = K_1 \cdot X$$

$$E_{12} = K_2 \cdot Y$$

$K_1 \cdot K_2$ は volt/yd のジメンションを持つ常数である。オームの法則とキルヒホッフの法則から

$$E_{11} = I_1 R_1 + I_3 R_3 \quad (1)$$

$$E_{12} = I_2 R_2 + I_3 R_3 \quad (2)$$

$$E_0 = I_3 R_3 \quad (3)$$

$$I_3 = I_1 + I_2 \quad (4)$$

(1)(3)から $E_{11} = I_1 R_1 + E_0$

$$I_1 = \frac{E_{11} - E_0}{R_1}$$

(2)(3)から $I_2 = \frac{E_{12} - E_0}{R_2}$

(3)(4)から $E_0 = (I_1 + I_2) R_3 = R_3 \frac{E_{11} - E_0}{R_1} + \frac{E_{12} - E_0}{R_2}$

HP「海軍砲術学校」公開資料

$$= R_3 \frac{R_2 E_{i1} - R_2 E_0 + R_1 E_{i2} - R_1 E_0}{R_1 R_2}$$

$$R_1 R_2 E_0 = R_2 R_3 E_{i1} - R_2 R_3 E_0 + R_1 R_3 E_{i2} - R_1 R_3 E_0$$

$$E_0 (R_1 R_2 + R_2 R_3 + R_1 R_3) = R_3 (R_2 E_{i1} + R_1 E_{i2})$$

$$E_0 = \frac{R_3}{R_1 R_2 + R_2 R_3 + R_1 R_3} (R_2 E_{i1} + R_1 E_{i2})$$

$$= \frac{R_3}{R_1 R_2 + R_2 R_3 + R_1 R_3} (K_1 R_2 X + K_2 R_1 Y)$$

出力端に接続されるインピーダンス計算回路網のインピーダンスに比べて極めて大きくとられる。通常は電子管のグリッドとカソードの間に出力電圧は加えられ、出力インピーダンスは非常に大きい。出力電圧 E_0 が $X + Y$ に比例したものとするには K_1 と K_2 は等しくする必要があり、又 $R_1 = R_2$ とすればよい。このとき

$$E_0 = K_3 (X + Y)$$

となり K_3 は $K_1 \cdot K_2 \cdot R_1 \cdot R_2$ 及び R_3 によつて決まるが以上の関係から K_3 の値を決めるには R_3 の選定のみとなる。

2つ以上の量の加算も同様に fig 16 に示すような回路によつて行うことが出来る。引算は fig 15 又は 16 の回路の入力電圧の極性を反対にすればよい。

以上の回路は DC にも AC にも使用することが出来るが、AC に使用する場合は各入力電圧の周波数は正確に一致し且つ位相は加算の場合は同相、引き算の場合は 180° 正確に位相差が異ならなければなら

各入力電力は同一の電源から導かれたものでなければならぬ。

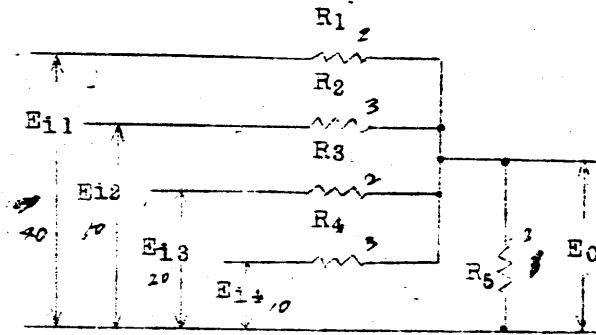


fig 16 4つの量の加算回路

電氣的積算回路

電氣的な積算回路において掛け算のうちの1つの量は通常直線形ポテンシオメータのフィンガーに加えられる機械的な回転として与えられる。今1つはポテンシオメータの巻線に電圧又は電流の形で加えられる。

2つの量XとYを掛ける最も簡単な回路はfig 17に示してある。

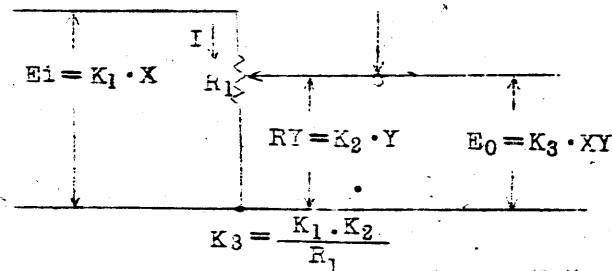


fig 17 簡単な積算回路

量 X は電圧 $E_1 = K_1 \cdot X$ で表わされポテンシヨメーターの両端に加えられ、 K_1 は volt/ X の単位量のジメンションを持つ。量 Y は $R_y = K_2 \cdot Y$ で表わされる機械的回転でポテンシヨメーターのフィンガーに加えられる。 R_y はフィンガーとポテンシヨメーターの電圧基準線との間の抵抗のオーム K_2 は Ohm/ Y の単位量のジメンションを持つ常数である。出力電圧は次の通りとなる。

$$I = \frac{E_1}{R_1} = \frac{K_1 X}{R_1}$$

$$E_0 = Y R_y = I K_2 Y = \frac{K_1 X}{R_1} K_2 Y = \frac{K_1 K_2}{R_1} X Y = K_3 X Y$$

出力端に接続されるインピーダンスは R_1 に比べて大きくとられ、出力電圧は比例常数 K_3 で X と Y の積に比例したものとなる。

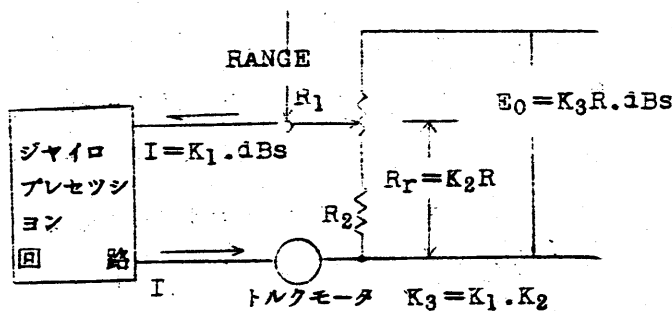


fig 18 トルクモーター ループに使われる積算回路

fig 18 はポテンシヨメーターに加えられる電氣的アナログが例えばトラススロウイング ラーレート dBs と距離 R の積算のように電流アナログの場合の積算回路を示している。目標のアンギユラーレートはジャイロ プレセッション回路で発生しジャイロトルクモーターに加えら

れる電流の大ききで測定される。トラバースレートの場合

$$I = K_1 \cdot dBs$$

で I はアンペアで測つたトルクモータ電流であり、 dBs は radian/sec で比例常数を与えるように選定される。

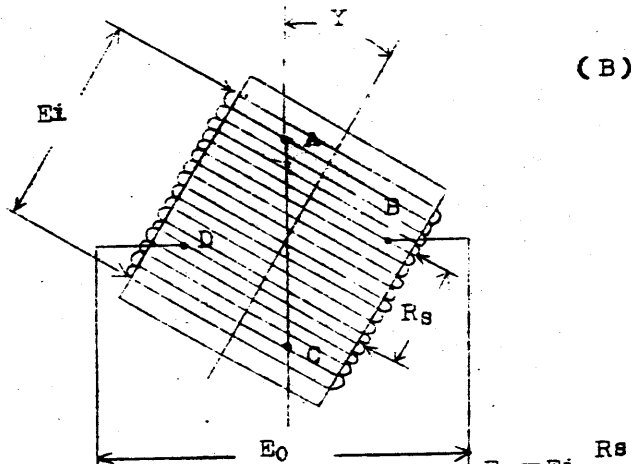
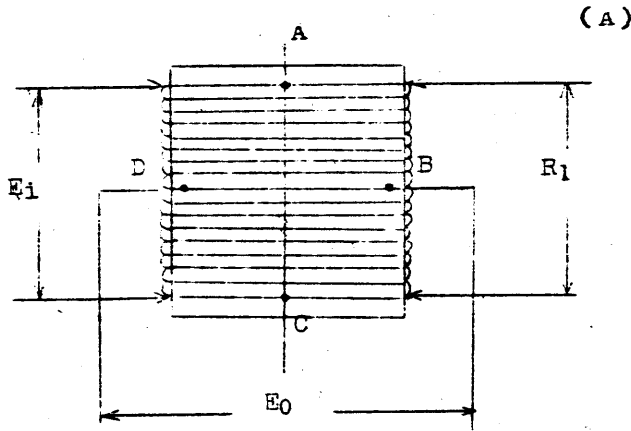
ウ 電氣的な三角函数計算機構

電氣的に行われる三角計算とは変数角度の三角函数又はこれにある量を扱った函数を計算することで、パララックス回路、風力修正回路、動力操縦回路はすべて電氣的三角計算装置を使つている。これらの回路の詳細はそれぞれ各論において述べるが、大別してカードリゾルバー、回転変圧器形リゾルバー及びアツテネーターの3つの装置が使われている。

ア) カード形リゾルバー

カードリゾルバーはある1つの量とある角度の Sin 又は Cos の積を求める場合に使用するもので AC 又は DC の何れも使用することが出来るが本システムでは DC のみが用いられる。fig 20 はある量 X とある角度 Y の Sin の積を行うリゾルバーを示したものである。このリゾルバーは薄い正方形のポテンシオメータカードに全抵抗 R_1 を持つた細い巻線が多数巻かれたもので量 X は $E_1 = K_1 \cdot X$ なる電圧で表わされる。 K_1 は volt/X の単位量のジメンションを持つ比例常数である。

入力電圧 E_1 は図に示すように全巻線の両端に加えられカードは角度 Y により回転し固定した2つのブラツシエ D、B から出力電圧 E_0 がとり出される。



$$E_i = K_1 \cdot X$$

$$E_0 = E_i \frac{R_s}{R_1} = K_1 \cdot X \sin Y$$

$$\frac{R_s}{R_1} = \sin Y$$

fig 20 カード形リゾルバー

図(A)に示すようにカードが $Y=0$ の位置にあるときはDとBとは短絡され出力電圧0である。図(B)に示すようにカードが角 Y の回転をするとブラッシュD、Bの間には抵抗 R_s が現われる。巻線が均一に巻かれていれば R_s/R_1 はカードの回転角 Y の \sin に等しい。従つて出力電圧は

$$E_0 = E_1 \frac{R_s}{R_1} = K_1 \cdot X \sin Y$$

fig 20と同じ構造のレゾルバーでブラッシュA、Cから出力電圧をとり出すようにすれば

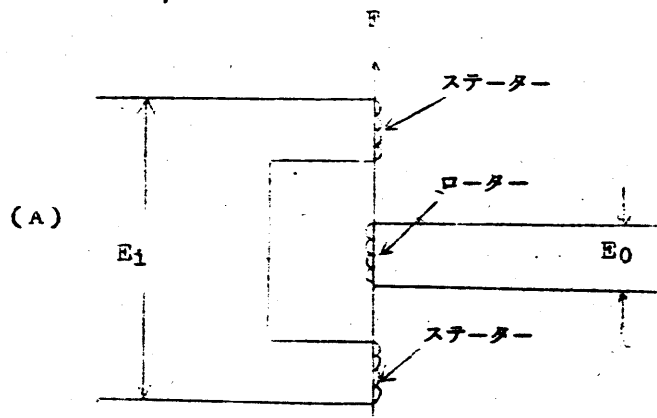
$$E_0 = K_1 \cdot X \cos Y$$

となる。

(4) 回転変圧器形レゾルバー

回転変圧器形レゾルバーはカード形レゾルバーと同じ用途に使用出来る。この装置の特別の形のものはある量の1つの座標系の2つの成分を表わす1組のシグナルを受けて、これを他の座標系の各成分を表わす2つのシグナルに変換することが出来る。但しこのものはAC専用である。

回転変圧器形レゾルバーはモーターと同様な構造で1つ又はそれ以上の固定子巻線と1つ又はそれ以上の回転子巻線とよりなり回転子巻線はスリップリングを通じて外部回路に接続される。



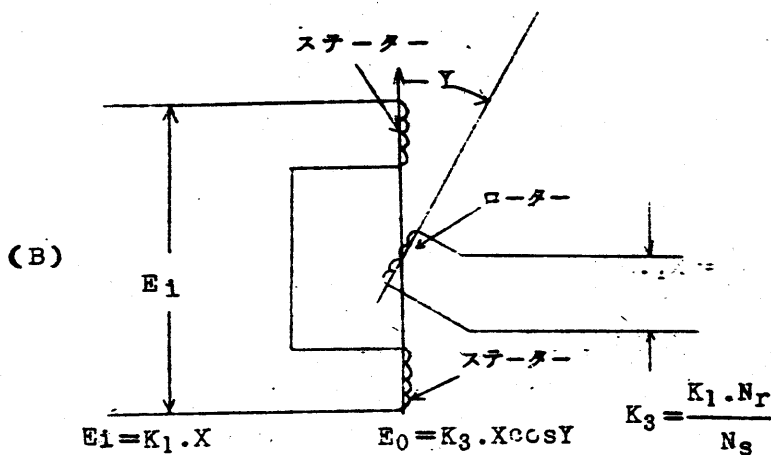


fig 21 最も簡単な回転変圧器形リゾルバー

fig 21 は最も簡単な回転変圧器形リゾルバーを示すものでステーターの相対する側に 2 つの固定子巻線があり変圧器の 1 次巻線として働き回転子巻線は 2 次巻線として働く。

固定子巻線を通れる交流は変圧器と同様に磁束 F を起しローター巻線にある電圧を誘導する。今ローターとステータコイルの軸が平行になれば fig 21 に示すように固定子巻線に発生した磁束はすべてローター巻線を通して出力及び入力電圧との関係は両者の巻線比によつてのみ決まる。即ち

$$E_0 = \frac{N_r}{N_s} E_1$$

N_r はローター巻線の巻数、 N_s はステーター巻線の巻数である。

ローターが 0 位置から 90° 迄回転するとローター巻線を共通する

磁束は除々に減少して0となる。fig 21の(B)に示すような任意の中間の位置ではローター巻線を鎖交する磁束は $F \times \cos Y$ となる。出力電圧は、この磁束の鎖交数に比例するから

$$E_0 = \frac{N_r}{N_s} E_1 \cos Y$$

今 $E_1 = K_1 \cdot X$ ならば

$$E_0 = \frac{N_r}{N_s} K_1 \cdot X \cos Y = K_3 X \cos Y$$

となり出力電圧 E_0 は K_3 を比例常数とする $X \cos Y$ に比例した電圧となる。上記のリゾルバーの 90° の位置を0位置とすれば $X \sin Y$ の演算を行うリゾルバーとすることが出来る。

シンクロ電機はその巻線及び磁気的な構造から1つのリゾルバーと考えることが出来、パララックス回路では実際に1Gシンクロ発信機はリゾルバーとして使われている。

fig 21のリゾルバーのローター巻線に直角に第2のローター巻線を付加すると同時に $X \sin Y$ と $X \cos Y$ に比例した出力電圧を得ることが出来る。fig 22に示すように更に第2のステーター巻線を加えれば安定座標系に関する量を甲板面座標に関する量に変換するような座標変換の計算出来る。図の(A)は各2組の固定子及びローター巻線を持つたリゾルバーの巻線のアレンジを示すものでローター巻線(1次巻線)は E_1 及び E_2 のAC入力電圧を受ける。ローターは Z_s サーボによりクロストラバー角 Z_s だけ回転される。

HP「海軍砲術学校」公開資料

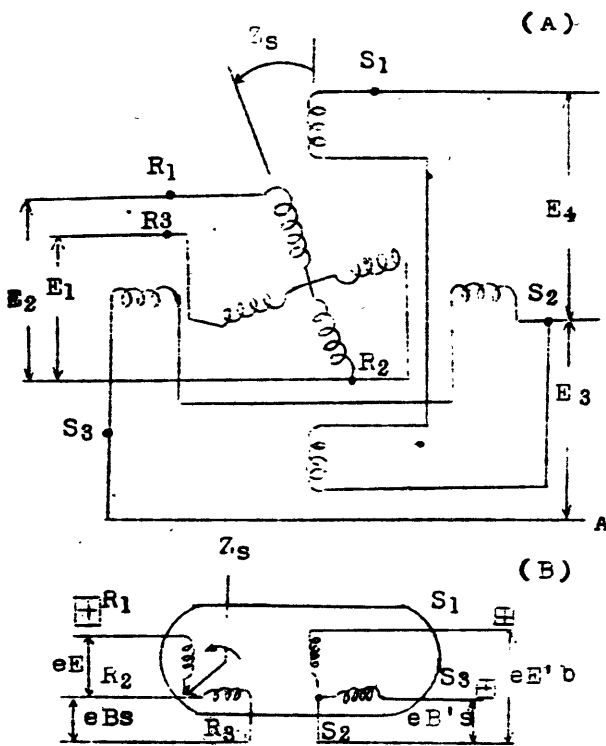


fig 22 座標変換に使われる回転トランス
形リゾルバー

ローターを流れる電流によつてステータ巻線にはある電圧が誘導する。

E_1 及び E_2 は同相で角 Z_s は反時計方向に測つたときを正の値とすれば固定子巻線に誘起する2つの出力電圧は fig 23

に示すベクトルによつて表わすことが出来る。R3-R2の巻線に流れる電流によつて S3-S2 巻線に誘起する電圧は

$E_1 \cos Z_s$ に比例し R1-R2 巻線の電流により同じ巻線に誘起する電圧は $E_2 \sin Z_s$ に比例する。これらの電圧は fig 23 に示すベクトルによつても表わすことが出来る。図においてこの2つの電圧はベクトルの方向に加えられる。

若し2つの巻線の巻数が等しく変圧器のロスが無視出来るならば S3-S2 の全電圧 E_3 は

$$E_3 = E_1 \cos Z_s + E_2 \sin Z_s$$

HP「海軍砲術学校」公開資料

同様にして S1-S2 に誘起される全電圧 E_4 は

$$E_4 = E_2 \cos Z_s - E_1 \sin Z_s$$

となる。

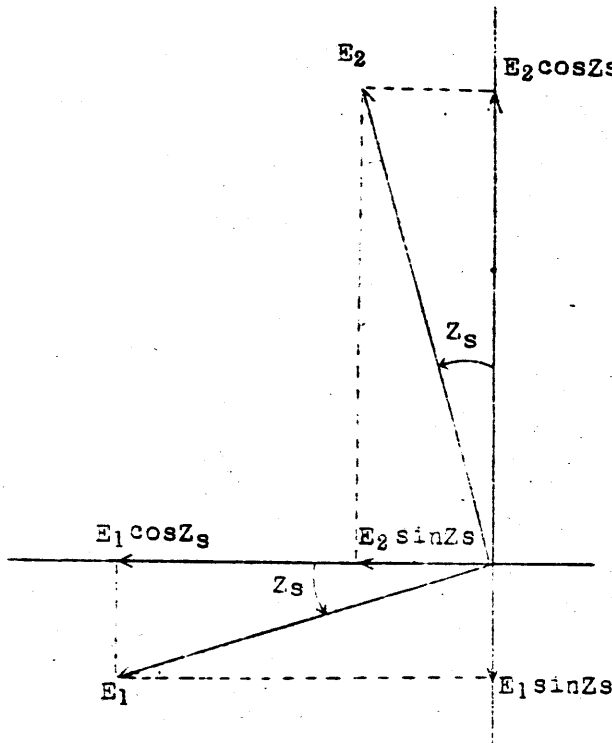


fig 23 E_1, E_2 が同相で Z_s が正の場合のベクトル表示

今 E_1 の位相が上記の仮定と 180° 異なる場合は電圧の関係は fig 24 に示すようになる。

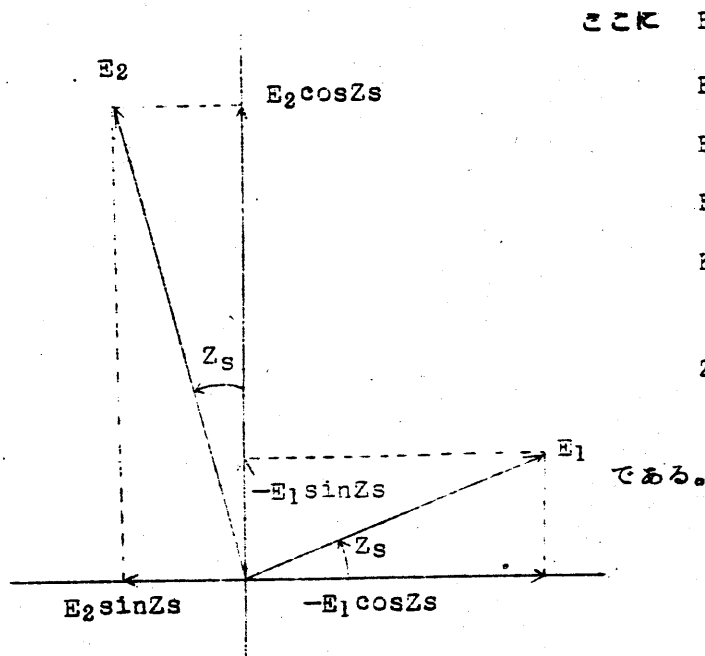
180° 位相の異なる電圧一記号によつて表わされ、S3-S2 巻線に誘起される2つの電圧は方向反対で S1-S2 巻線に誘起する2つの電圧は相加わる。

fig 22 (B) は動力操縦回路にあるリゾルバを表わしたもので安定座標系におけるエラーシグナル eBs 及び

eE を対応する甲板面座標のエラーシグナル $eB's$ 及び $eE'b$ に交換するもので数式の関係は次の通りである。

$$K_1 eB's = K_1 eBs \cos Z_s + K_1 eE \sin Z_s$$

$$K_1 eE'b = K_1 eE \cos Z_s - K_1 eBs \sin Z_s$$



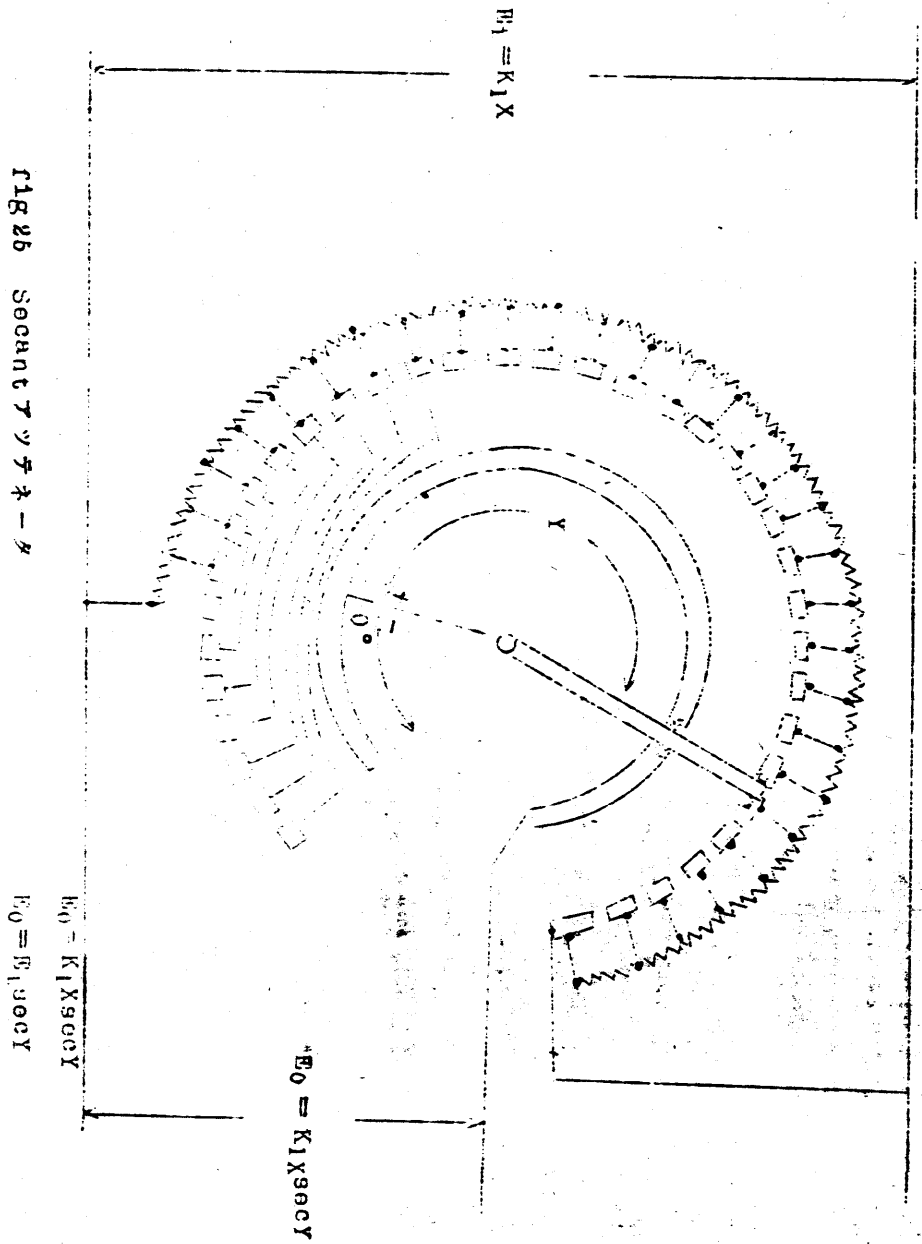
ここに $E_3 = K_1 e^{P's}$
 $E_1 = K_1 e^{Bs}$
 $E_2 = K_1 e^E$
 $E_4 = K_1 e^{E'b}$
 $K_1 =$ 共通の比例
 常数
 $Z_s =$ クロストラ
 パース角

である。

fig 24 Z_s が正で E_1 と E_2 の位相が 180° 異なる場合のベクトル表示

(ウ) アツテネータ

アツテネータは元来はある変数がある角度の \cos で割るのに使われるものであるがこの演算はある角度の \sec の積算と同じであるから、この目的に使われるアツテネータは本システムのダイアグラムでは \secant アツテネータと呼んでいる。 \secant アツテネータは fig 25 に示すような簡単な1つの非線形ポテンシオメータの1種で、フィンガーからとり出される電圧はフィンガーの0位置よりの回転角 Y の \sec に比例するように作られている。



HP「海軍砲術学校」公開資料

本システムに使われているアツテネータは図の如くコムミュテータを備えたもので、可動フィンガーによつて結ばれる1つのコムミュテータのセグメントの間には各々分離した巻線抵抗が接続されている。アツテネータの抵抗はfig 26に示すように段階状に略々 Secant 関数をとるようにならされているので出力電圧は連続的な Secant 関数でなくステップ関数となるが、アツテネータはゲインコントロールとしてのみ用いられるのでステップによつて誤差は導入されない。

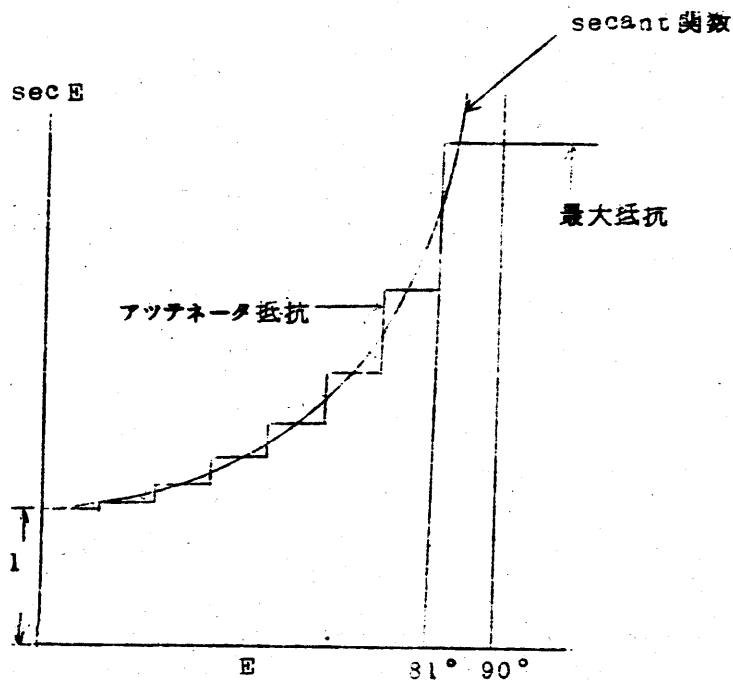


fig 26 Secant 関数とアツテネータ抵抗との比較

エ 計算サーボ機構

サーボ機構は本システムの各所において電気信号をそれに対応する機械的回転に変換するために使用されている。本節ではGFCSMK56の計算回路で使われているサーボ機構の基礎的事項について述べる。Single-ballistic systemにおいて次に示す12ケのサーボコンピュータ機構が使われている。

- 1 コンピューターMK42のリンケージ機構の機械的入力を駆動する4つのサーボ機構
- 2 コンピューターMK30の機械的入力を駆動する5つのサーボ機構
- 3 クロストラバース回路に属しジャイロジンバル機構の位置をきめる1つのサーボ機構
- 4 パララックスシステムにおける1つのサーボ機構
- 5 風力計算システムにおける1つのサーボ機構

dual-ballistic systemではコンピューターMK42のリンケージ及シャフトとコンピューターMK30のシャフトを駆動するために更に9つのサーボ機構が加わり合計21ケとなる。

(7) サーボ機構の基礎

fig 27はサーボループの基本を示すブロック図である。各サーボの出力は1つの機械的回転で、fire control problemの解の中の1つの変数を表わしている。各サーボには出力軸が位置すべきところを指示する電気的又は機械的なオーダーシグナルと出力軸の実際にある位置を示す電気的又は機械的なレスポンスシグナルとがある。各サーボにはオーダーシグナルとレスポンスシグナルとを比

HP「海軍砲術学校」公開資料

較し実際の軸の位置と軸が位置しなければならない位置との差又はエラーを表わすエラーシグナルを発生する装置がある。このエラーシグナルは増幅されてエラーをなくす方向に出力軸を駆動するようにサーボモータを連続的にコントロールする。又サーボには安定装置があつて出力軸がオーバーランする傾向を減少させてハンチングを防止する。以上によりサーボ系は常にエラーをなくするように働き出力軸は、この系に入つて来るオーダーシグナルによつて示される位置に出力軸を回転させる。然ながらオーダーシグナルが絶えず変化する量であるときその出力は常にこの入力シグナルと一致はしない。出力シグナルが対応して変化するためにサーボモータを駆動するあるエラーシグナルの存在が必要である。然し良好に設計されたサーボ機構はこのエラーは極めて小さく実用上出力は対応する入力を表わす。

サーボ機構はACとDCとに分類される。本システムのサーボ機構はFサーボ及びプライマリーヌサーボを除き以下に述べる一般に使われるAC及びDCサーボ機構が採用されている。

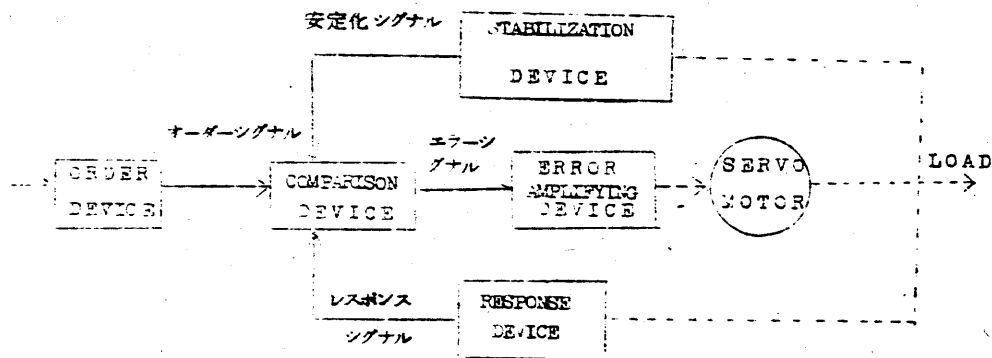


fig 27 サーボループの基本的なブロック図

(4) 代表的な交流サーボ

fig 28 は代表的な AC サーボのブロック図で、 Sws, Ph, E
 $E'p, E, Es, E'b$ 及びセコンダリー R はこのサーボ機構である。
 AC サーボのオーダー装置はシンクロ発信機か、シンクロ発信機と
 して作用する 1 つのピックアップである。シンクロ発信機のロータ
 ーは AC 電圧で励磁され入力量を表わすある角度だけその 0 位置か
 ら回転される。オーダーシグナルとは入力量の測定値を表わす位置
 にサーボ系を動かすために導入された 1 つの位置信号である。シン
 クロコントロールトランス (CT) は比較装置と応答装置の組合わ
 ざつたものでエラーシグナルを起す。

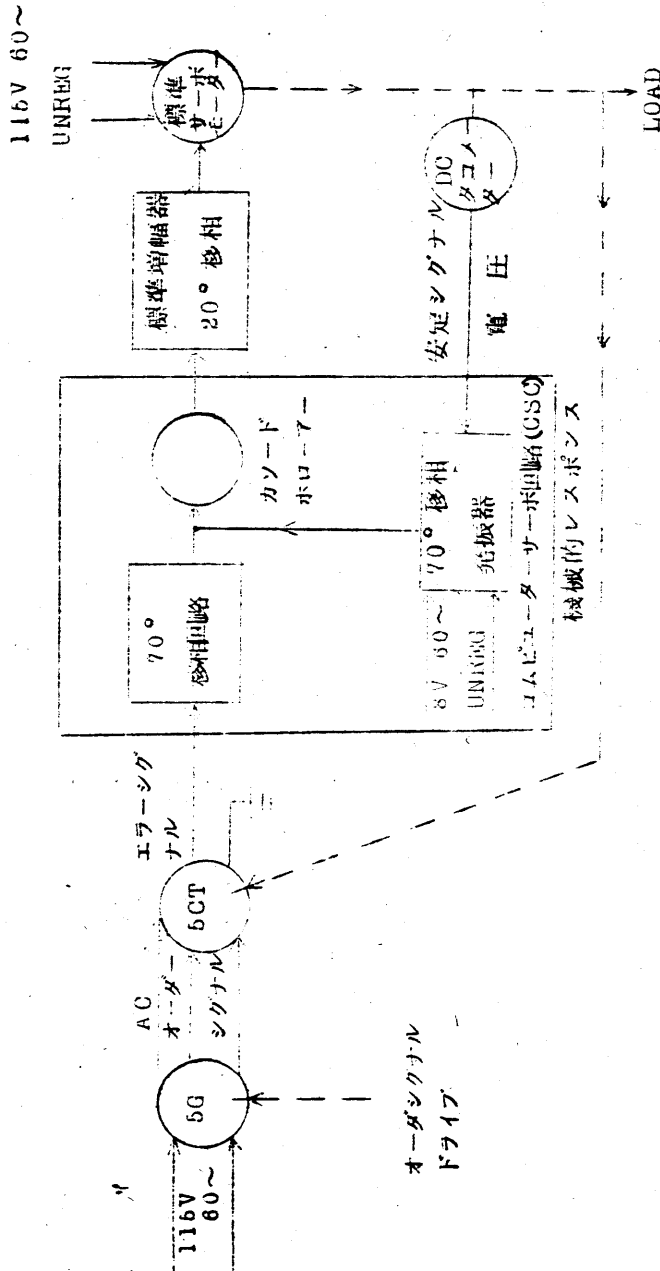


fig.28 代表的 AC サーボのブロック図

HP「海軍砲術学校」公開資料

オーダーシグナルはCTのステータに加えられローターはサーボモーターにより駆動される。従つてローターの位置はサーボ系の実際の位置を表わすレスポンスシグナルに対応する位置となりローター巻線にはシンクロ発信機のローターを励磁している電源と同じ周波数の単相交流電圧のエラーシグナルが発生し、その大きさは入力量のオーダー値とサーボ系の位置との差に比例する。供給電圧とエラー電圧との位相関係は、同相か 180° の位相差かの何れかでありエラーを消すためにサーボ系が駆動する方向に対応する。

エラーシグナルはこれによつてサーボモーターを駆動するために 90° 移相することとモーターの駆動に十分なパワーレベルに増幅する必要がある。先づエラーシグナルは約 70° の移相が行われる。これは抵抗とキャパシターよりなる移相回路で行われる。サーボのあるものは次のステージはカソードホローアーによる電圧増幅部である。これは標準サーボ増幅器の入力回路に対し低い出力インピーダンスを用意する必要があるからである。これは増幅器に結線されるケーブルの心線を流れる電流によつて相互の心線に誘導される小電圧が増幅器に入るのを防ぐためである。カソードフローアーはアースに対して約 $500\ \Omega$ の特性インピーダンスを持つているが、これに対し入力インピーダンスはアースに対し約 $270000\ \Omega$ でありこのため誘導電圧が増幅器に入るのを防止することが出来る。他のサーボではこの点において電圧増幅は必要でなく単にカソードホローアーだけのものもある。これらの回路はコンピューターサーボ回路(CSC)と呼ぶシースに含まれている。あるサーボ系ではCSCシ

HP「海軍砲術学校」公開資料

ースの中に60サイクル フィルター回路、パイプレーター、アツテネーターその他の装置が含まれているものがある。これらは個々のサーボ系において特有の機能の必要上設けられるものである。殆どどのサーボ系のCSCシースは相当な容積を占めサーボループに必要な殆どの電子回路はこの中に含まれている。

CSCの出力は標準サーボアンプの入力となり電力増幅と残りの20°移相が行われ、サーボモーターを駆動するのに十分なパワーレベルと正規の位相を持つた出力電圧となる。

サーボモーターは2相インダクションモーターで固定相は位相の一定のAC電圧であり制御相はサーボアンプよりの変化する電圧で位相は固定相より90°進むか遅れている電圧である。サーボモーターのトルク方向はこの電圧の位相の進み、遅れにより又トルクの大きさはこの電圧の大きさによつて決まり、この電圧の位相関係及び大きさはサーボ系がそのエラーをなくそうとするエラーの大きさ及び方向によつて決まる。

サーボ系の機械的出力はサーボモーターの回転軸からとり出される。この負荷の他にサーボモーターはレスポンス装置と安定装置を駆動しなければならない。通常のACサーボではCTのローターはサーボモーターに機械的にカップルされ閉じたループが完成される。安定電圧はサーボモーターで駆動されるDCタコメーターで起している。このDC電圧はパイプレーターによりACシグナルに変換され、固有の位相関係でエラーシグナルと組合わされる。又安定化にはACタコメーター又はZ-回路網と呼ばれる抵抗とキャパシター、

よりなるフィルター回路による場合もある。

⑦ 代表的な直流サーボ

a 作動の概要

代表的な DC サーボループのブロック図を fig 29 に示す。これらのサーボは Zsqu、V'd、D'd 及び dRcw サーボに使われている。F サーボは DC エラーシグナルを AC シグナルから整流して得られる点を除けばこれらと同様である。プライマリリー R サーボはノーマルの mod においてはこれらのサーボと同じであるが TDC mod のときは F サーボのような動作をする。DC サーボと AC サーボの相違点は主としてオーダー、比較及びレスポンス装置に用いられる要素である。

DC サーボではオーダー及びレスポンス装置として通常精密ポテンシオメーターが使用される。

加算回路を形成する精密抵抗が比較装置として使われ CSC シースに収められる。fig 29 はサーボ系が同期したときの状態を示すもので出力軸は正しい位置にある。

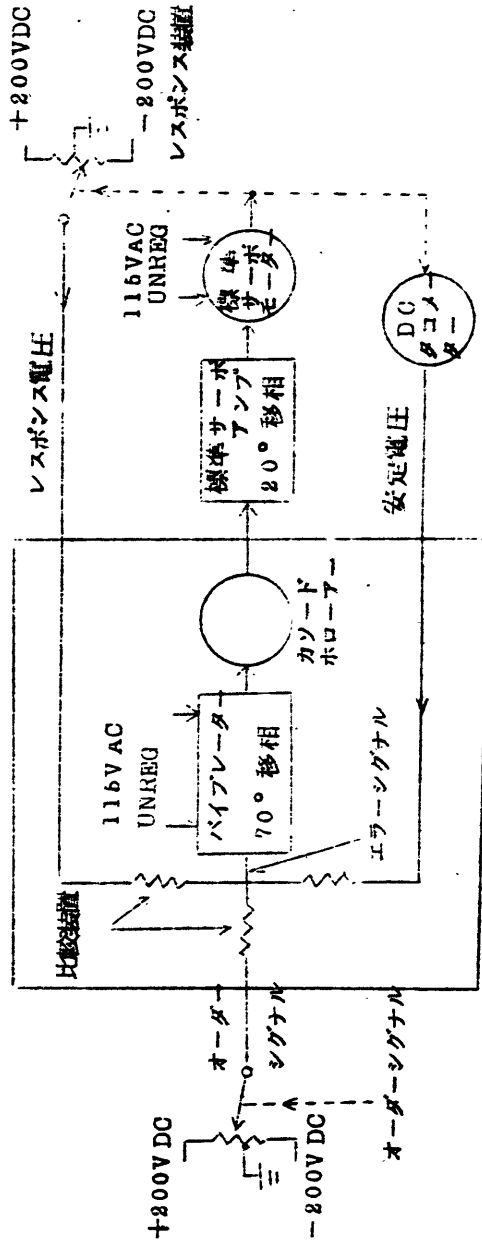


fig 20 代表的DCサーボのプロック図

HP「海軍砲術学校」公開資料

オーダーシグナルは今+30Vでレスポンスシグナルは-30Vである。比較装置を形成する2つの抵抗が正確に等しければ2つの抵抗の接続点におけるエラーシグナルは0Vである。エラーシグナル回路はfig 30に示す。

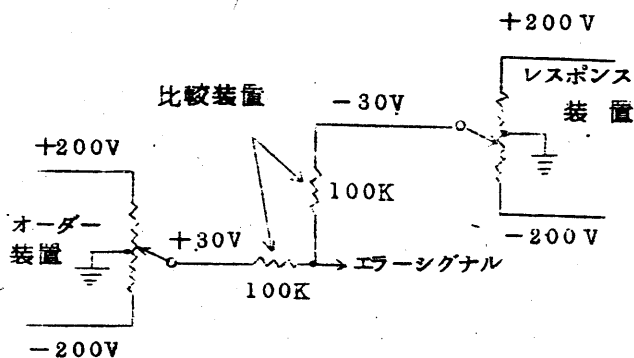
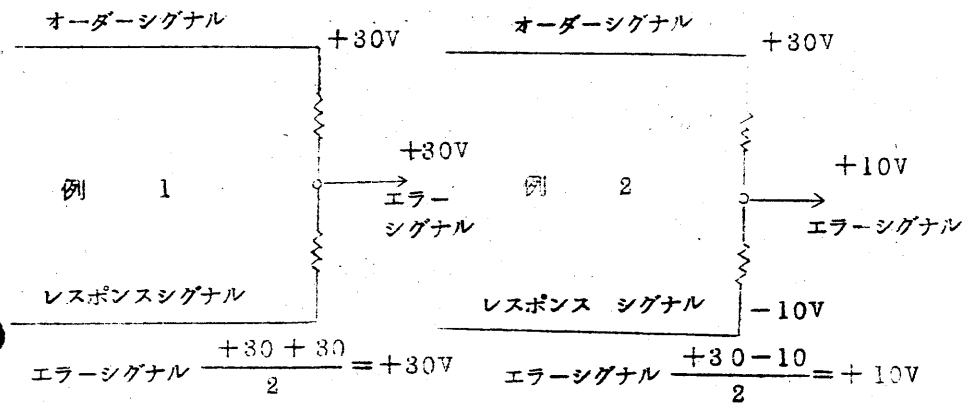


fig 30 代表的なDCサーボのエラーシグナル回路

オーダーシグナルとレスポンスシグナルとが異るときはそれに応じてエラーシグナルが生じ、2つの抵抗が等しいときはエラーシグナルはオーダーシグナルとレスポンスシグナルの代数的和となる。

fig 31に1つのオーダーシグナルに対してレスポンスシグナルが異るときのエラーシグナルの変化の2つの例を示す。



注：図の電圧値はアースに対する値である。

fig 31 代表的な DC サーボのオーダー及びレスポンスシグナルの変化によるエラーシグナルの変化

エラーシグナルは DC であるからサーボモータを駆動するために必要な AC 電圧を得るためにバイブレータが用いられる。サーボループに用いられるすべてのバイブレータ回路は UNREG 60 ~ 供給電源より約 70° 移相された AC 電圧を発生する。バイブレータの出力はカソードホローアークのグリッドへの入力となる。

DC サーボのこれから後の部分は既に述べた代表的な AC サーボと同じである。

D バイブレータチョッパーの作動

バイブレータ (又はインバータともいう) はプラグインタイプのユニットで CSC に収められている。

この電源は AC 6V 60 ~ で UNREG 115V 60 ~ の 1 次電源で

HP「海軍砲術学校」公開資料

励磁される小さな移相変圧器の2次側からとられる。パイプレータにDCシグナルに変換する装置で移相変圧器の働きにより入力DCの極性により移相変圧器の1次AC 115V電圧に対して位相が70°進むか或は遅れたACシグナルとなる。サーボモータの固定相には同じAC 115V電源より供給され制御相は、パイプレータよりの出力が増幅段で更に20°移相されて加わる。

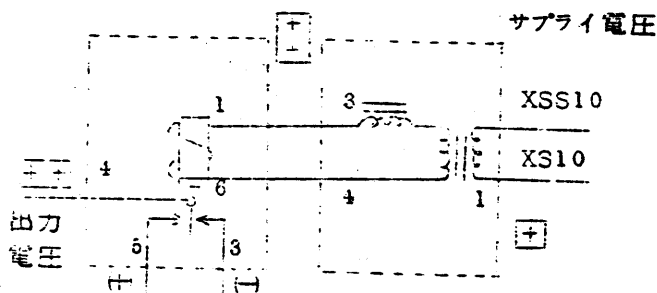


fig 32 パイプレータ及び変圧器回路

パイプレータと変圧器との間の位相関係はfig 32に示す通りである。変圧器により移相されるのでパイプレータの端子1における電圧はトランスの端子1の電

圧より位相が遅れる。この関係はfunctional circuit diagramでは2つの端子のところへ $\boxed{+}$ 及び $\boxed{++}$ の記号をつけて注意してある。

AC電圧がパイプレータのコイルに加えられるとパイプレータは、この電圧の交番に従って振動し端子1が正の半サイクルは端子5と負の半サイクルの間は端子3と接続する。この間パイプレータの振動により若干の位相遅れが加わり、端子5よりの出力は半サイクルは端子5のポテンシャル、他の半サイクルは端子3

HP「海軍砲術学校」公開資料

ポテンシャルを持つた矩形波シグナルとなり、端子5に正のDC電圧が加えられているとき端子4の出力電圧はAC供給電圧より約70°位相が遅れたものとなる。図の記号は、パイプレータの端子1に $\boxed{++}$ の記号があるとき端子4には端子5よりの入力が出力として現われ、端子6に $\boxed{++}$ の記号がついているときは端子3よりの入力が出力として4に現われることを示すものとする。

(E) スタンダードな計算サーボ増幅器

注： 本節の説明の中にある端子番号はSerial No 192又はこれより古いものの場合でNo 191及びこれより若いNoのものでは若干異っている。

a. 作動の概要

各計算サーボには1つのサーボアンプがあり、入力ACエラー電圧に応じてサーボモータの制御相2のコントロール電圧を供給する。V'd及びD'dサーボには更に $\tan V$ 及び $\tan D$ のエラーシグナル用のプリアンプが追加される。これらの機器は本システムのModes 15, 16, 39及び40ではすべて同一の標準品である。他のモードのものはORDAL 7のやり方によつて同一か、今一つの異つた形の2種類より出来る。

標準サーボアンプの結線図はCP1600Cその他のfunctional circuit diagramsの中に示してある。増幅器は3つの電圧増幅ステージ(V1及びV2の2つのセクション)とプッシュプル電力増幅ステージ(V4及びV5)よりなり、V3は電力増幅

HP「海軍砲術学校」公開資料

燈を動作するカソードホーローアとして働く。

16の第1のセクション又はヘースインバーターとしても作動し、第2のセクションをプッシュプル操作に必要な固有の位相関係に保つ。出力トランス T3は250オーム又は500オームの何れの負荷にも連続出来るようにタップされている。これはシステムの中に2種のサーボモータが使われているのでこれに応ずるためである。即ち25ワの冷却ファン付のサーボモータの場合は250オーム負荷用、10ワのサーボモータには500オーム負荷用のタップに接続される。

ゲインコントロールは出力電圧デバイダー（R31及びR27）からとり出される負帰還電圧によつて行われR47を通じてV1のカソードに加えられる。端子E2-3はなおこの外に帰還電圧を加える場合のために用意されているが本システムでは用いていない。

増幅器の動作の安定を保つためにあるステージからそれ以前のステージへ正の帰還を防ぐ必要があるこのため最初の2つのプレート電圧はREG. 300V電源からとり、以後のステージの450Vプレート電源とは独立になつている。第1段と第2段の共通のバイアス分圧器（R16、R45及びR46）とデイクップリングフィルタ（C3及びR3）を通じて第2段へのフィードバックが行われる。第1段と第2段のプレート回路間のR7、C6、C7及びC8はフィルターブロックである。第3段とカソードホーローアと同様なdecouplingはフィルターR14とC10及びR37、R36、R35、C13、C14

HP「海軍砲術学校」公開資料

によつて行われている。システム内の振動の原因となる高周波成分は第1段ではC11、第2段ではC21、第3段ではC19、C20及びC27、出力段ではC15及C16、出力60～の誘導を拾わないために入力電線は出来る限り短くし、ACラインは第1段のグリッド及びプレート回路の電線とはなしてシースの片側に布設する必要がある。出力回路の電線のルートも高周波による振動を防止するようにしなければならない。振動は循環アース電流が出力及び入力回路に流れこむことに原因するのですべての入力グランド線は端子E3-2に、又すべての出力グランド線は端子E2-9に接続される。他のグランドループからのトラブルを拾らことはV1のピン1におけるシールドを除きアース接続をシースに行わないことにより減少される。

(注： 本節の説明にはOD12967 GFCSMK56 Mods 39,40,41 functional circuit diagram : fig 27 Computer serve amplifierを参照されたい)

b 位相関係

標準アンプの各ステージで位相が逆転する外に全体として約20°の移相が生じる。最初の3つのステージでは出入力電圧の位相は逆転する。V3AはカソードホーローアであるからV3のグリッド1とV5のグリッド3との間に位相の逆転はないがV5のグリッドと出力トランスの端子3との間には逆転が生じる。従つて端子E3-3と出力トランスの端子3との間には4回の位相の逆転が起き、結局E3-3における入力電圧と出力トランスの端

子3における電圧とは略々同相である。V4えのチャンネル中にあるV3Bのグリッド4はV3Aのグリッド1と位相の逆転が必要である。これによつて出力トランスの端子1と端子3の位相は逆になる。出力トランスの1次側端子3と2次側端子6との位相は同相である従つてアンプの端子E2-11における出力は端子E3-3における入力と略々同相となる。

c サーボ増幅器のテスト

本システムの Mods 15、16、39、40 及び 43 と ORDAUT3181 を行つたすべての Mods のサーボアンプはその作動に対して自動的にテストが行われる方法が採用されている。これらのテスト用機器としては1つのテストスイッチ、コントロールパネルのドルワ-の前面にある各アンプ用のテストジャック及びアンプの450Vヒューズが熔断したことを指示するランプ等が含まれる。テストジャック及びスイッチはテストセットMK272と一緒に使用するよう設計されており、本システムの構成部品ではない。テストスイッチは2極双投瞬時接点形で、ノーマルの位置ではfig33に示すようにシステムのノーマルな入出力がアンプに接続され、テスト位置ではシステムの入出力は切られてテストセットから試験用の入力が入りアンプの入出力はテストセットのメーターで測定される。尚この場合サーボモータに接続される出力線はショートされる。テストセットの詳細はOP2175又はOP1600Cを参照されたい。

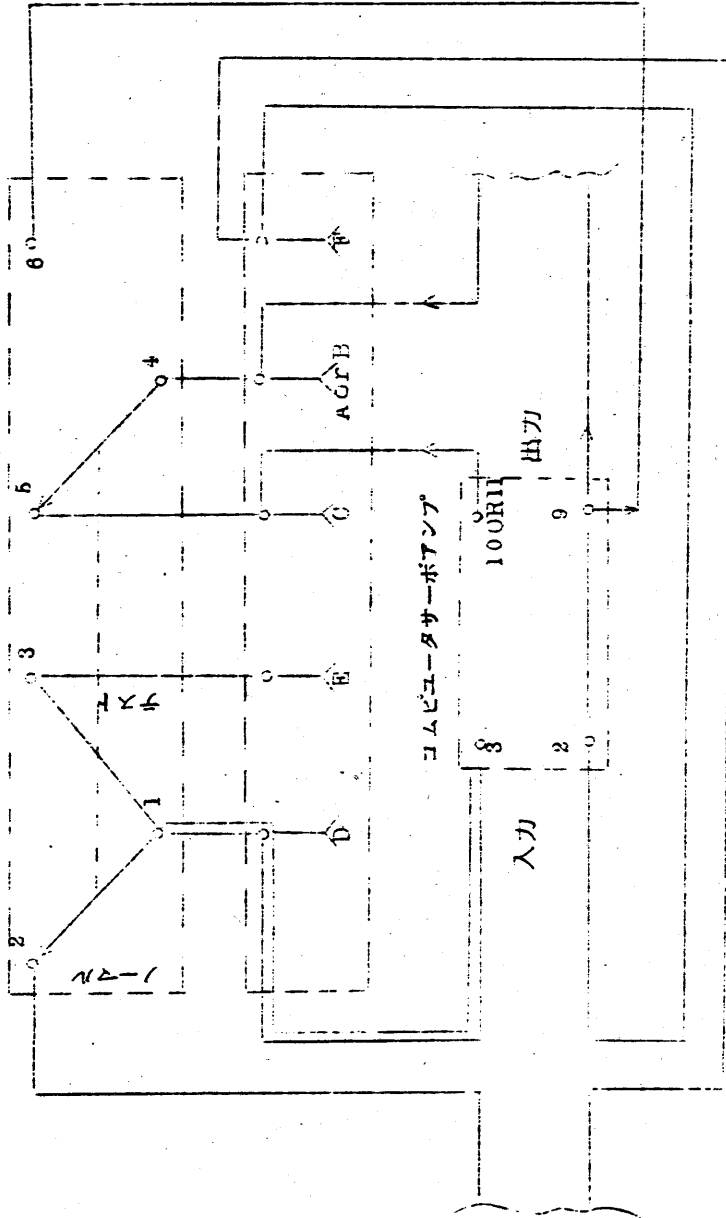


FIG. 33 サーボポンプテストスイッチ回路

サーボモータ

a 作動の概要

サーボモータは籠形回転子と2相固定子巻線をもつた2相60～誘導電動機で25Wの冷却ファン付のものと10Wのファンなしのものとの2つのものが用いられている。

この形のモータは元来定速度電動機で無負荷から定格負荷に向つて同期速度から僅かに速度が降下し、同期速度は電源周波数と固定子巻線の極数により決まる。本来の用法においては2つの固定子巻線には定まつたAC電圧が供給され1つの巻線は他より90°遅れた位相となる。

電力がサプライされるとモータは急速に加速されて負荷の変動に対して殆ど一定の速度で回転する。固定子巻線の何れかを逆につなぐことによりモータの回転を逆にする事は出来るがスピードは本来変化しない。今Zsquサーボを例にとつて以上の2相モータが何れの方角にも可変速度で駆動しなければならないサーボモータに使用出来るかを説明することにする。fig 34はZsquサーボの接続を示したもので1つの固定子巻線（固定相端子1及び3）UNREG電源から一定の115V 60～を受け、他の固定子巻線（制御相端子2及び4）はサーボアンプの出力を受ける。図の矢印はZsquの正の値が増加するときモータは時計方向に回転しなければならない方向を示す。端子1及び2における $\boxed{+}$ 及び $\boxed{++}$ の符号は図示の回転方向のためには端子2の電圧は端子1の電圧より90°位相が遅れていなければならないことを示

HP「海軍砲術学校」公開資料

固定ヘース電圧

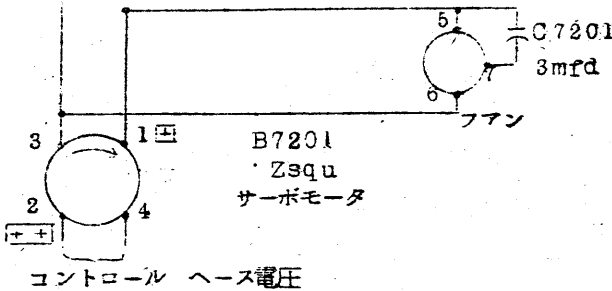


fig 34 Zsqu サーボモータ回路

すもので、若し端子4の電圧が1より90°遅れている場合はモータは矢印と反対方向に回転することになる。

今甲板面がZsquが正の方向に増加するように傾いているとしサーボモータはこの時のZsquの値にサーボ系が同期しないところで回

転しているとする、エラーシグナルはサーボモータが時計方向に回転するような位相関係の極性を持ち、この状態にあるうちはモータは時計方向に速度を増加する。然しサーボモータが加速してその同期速度に達する途か以前にサーボ系はそのオーダーシグナルZsquに対応する位置に来て、エラーシグナルは消失し制御相の電圧は0となりモータのトルクは0となつてモータは惰走するかシステムの摩擦によつて減速する。若しZsquが一定のレートで増加を続けるとサーボ系はシステムの摩擦のために絶えずある遅れをとり、Zsquの増加に追従する固有の速度に戻すようなインパルスは制御相は絶えず受けることになる。

然ながらZsquは一定のレートで増減することはなく、船のロール又はピッチに従つて、それがピークに到達するにつれて何れかの方向から徐々にレートは減少する。

この減少についてサーボ系が Zsqu の固有の位置を保持するにはモーターも減速されなくてはならない。系の制動はこの固有値にサーボ系を止める程に元来大きなものではないから系はこのオーダーシグナルに対応する位置を追い越してしまう。その結果制御相は逆の位相関係となるようなエラーシグナルを受けてモーターは反時計方向に回転させようとするトルクが働いてモーターはブレーキ或は減速されるがこれによつてサーボ系はまたオーダーポジションより遅れた位置に来て、新しいエラーシグナルによつて加速される。

以上によりサーボモーターのスピードはエラーシグナルによつて制御され、オーダーシグナル変化に追従するために遅すぎる間は加速され早すぎる間は減速されて、モーターは正規の定速度龍形モーターの作動のようにその同期速度に近い速度に接近する機会はないのである。

b 回転と位相関係

モーターの回転と位相との関係はサーボ系の出力によつて表わされる量が正の値で増加する場合について functional circuit diagram の vol に示してある。(注：例えば OD 12967 GFCS MK 56 Mod 39, 40 & 43 table 3) 例えば fig 34 に引用したように Zsqu サーボは Zsqu の正の増加に対しモーター時計方向に回転する。端子 2 の ++ の記号はこの方向の回転に対して端子 2 の電圧は + の記号のある端子 (図において端子 1) の電圧より 90° 位相が遅れていなければならないことを示

している。

サーボモーターの回転はサーボを駆動する終端からみたものとして表わされる。これらのモーターは軸の両端とも拡がり一方の端は直線であり他方はテーパされており何れの端もサーボ機構に連結することが出来る。従つて与えられた位相関係においてモーターの回転方向は何れの軸端から見るかにより反対方向になるが Zsq_u サーボのようなフアン付サーボモーターではテーパされた軸端から見た回転方向を以つて fig 34 に示す方向とする。フアンなしモーターの回転方向を示す矢印はテーパのない軸端からみた方向を表わす。従つて fig 34 に示すような位相関係の場合には反時計方向に回転する。

(カ) サーボ系の安定

すべてのサーボ系は系内の電氣的又は機械的なイナーシャによつて振動又はハンティングを起す傾向がある。可動部の重量が重い場合はオーダーシグナルとの同期位置を乗り越える傾向は大きくなる。この追い越しはサーボ系を逆転するエラーシグナルを発生し系を逆に戻す。以上の追い越しをコントロールする何等かの方法を欠いているときは系は無制限に同期点の前後に振動を繰り返しサーボ系は不安定であると言われる。これを防止することをサーボ系の安定化という。

安定化の一般的方法はフィードバックによつて行われるもので、エラーシグナルを助勢又は打消すシグナルを適当に加えることにより系の振動を防止することが出来る。Bws, B'r'p, 及び E'b

HP「海軍砲術学校」公開資料

サーボを除く本システムのサーボ系では振動防止のためにサーボモーターの速度に比例したフィードバックが用いられサーボモーターによつて駆動するタコメータジェネレータによつてサーボモーターの速度に比例したフィードバック電圧が供給される。

今クロスラバース サーボループの安定化に使われるタコメータジェネレータについて説明するとタコメータジェネレータの出力は1つのフィルター回路(微分回路)に加えられて微分される。従つてフィルター回路よりの出力電圧はサーボモーターの速度の増減によつてその入力電圧に変化がある場合にのみ存在する。サーボモーターが一定の速度で駆動している時は安定作用は生じない。サーボモーターが定速で駆動されることは殆んどないからこれで十分なのである。

セコンダリー ZSQ 11 サーボの入力装置はプライマリー コムピューター MK 30 の中にある R7252 で負の入力オーダーシグナルはサーボモーターを時計方向に増加するスピードで駆動しタコメータジェネレータと時計方向に駆動する。フィルター回路の出力はキャパシタをチャージすることにより入力オーダーシグナルに加えられる。この時安定電圧はオーダーシグナルを助勢するよりに加わる。又サーボモーターはポテンシヨメータ R7251 のアームを駆動し正の電圧がとり出される。この電圧はオーダーシグナルと比較されエラーシグナルを減少しオーダーシグナルによるサーボモーターの速度を減少させる。これによつて安定タコメータの出力は減少しフィルター回路の出力の極性は逆転してキャパシタをディスチャージさ

HP「海軍砲術学校」公開資料

せるので、安定電圧の方向は逆転しオーダーシグナルを打消し、レスポンスシグナルに加わる方向となる。

サーボ系がオーダーシグナルとの同期に近づくにつれて安定電圧とレスポンス電圧との和はオーダーシグナルより大きくなり、エラーシグナルの極性は逆転する。これによつてサーボモーターの回転磁界の方向が逆転しモーターが未だ時計方向に回転しているうちに、反対方向に回転するトルクが働いてサーボ系にブレーキ作用を起す。モーターは未だ時計方向に回転しているからレスポンス電圧はなお正の方向に増加しモーターはついに逆転するようになる。従つてタコメータも又逆転し安定電圧はサーボモーターを反時計方向に速度が増加するのを助勢する方向となる。レスポンス電圧はポテンシオメータアームの駆動によりその正の電圧値が減少しサーボモーターの速度は再び減少し、安定電圧はレスポンス電圧と反対方向となりオーダーシグナルに加わる方向となる。オーダーシグナルはこの安定電圧の助勢により再びサーボモーターの回転磁界を逆転させる。このプロセスはサーボ系がオーダーシグナルに同期するまで、同期位置よりの追い越しによる振動を減少しながら続ける。追い越しの回数や戻りの強さは安定回路の要素を適当に選定することによりコントロールすることが出来る。以上により安定シグナルはサーボ系の動作を改善するためにその固有なタイミングでエラーシグナルを助勢したり反抗したりする。Bws・B'r'p及びE'bサーボの安定化はコンピューターサーボ回路にセコンドZ回路(フィルター回路)を設けて行つている。