

## KMAP による水中ビークルの制御 (3) – ラダー操舵応答

2017 (H29). 12. 17 片柳亮二

【問題】前資料「KMAP による水中ビークルの制御 (1) – エレベータ操舵応答」において求めた運動方程式を用いて、水中ビークルの横・方向系の運動を解析せよ。ただし、水中ビークルのデータは前資料「KMAP による水中ビークルの制御 (1) – エレベータ操舵応答」と同じとする。

### 【解】

前資料「KMAP による水中ビークルの制御 (1) – エレベータ操舵応答」を用いて、横・方向系の運動を KMAP で解析する。

KMAP (バージョン 114 以降) を起動して、

- ① 「KMAP\*\*\*解析内容選択画面」⇒ “3” キーイン
- ② 「データファイル利用方法」⇒ “3” をキーイン
- ③ 「3:機械システム制御の実際の例題」⇒ “3” キーイン

例題のインプットデータ ⇒ CDES. WAT8. 2-3. DAT

- ⑤ 「新しいファイル名入力してください」と表示されるので、以下、次のようにキーイン

0 0 0 0 0 0 0 0 18 1 0 0 4 5

これで解析計算が実行されて、安定解析結果が次のように表示される。

```
..... (釣り合い飛行時のデータ) .....
S = 0.70000E+01 (m2)   CBAR = 0.19191E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.10000E+05 (kgf) qbarS= 0.37786E+05 (kgf) ROU = 0.10200E+03 (kgf·s2/m4)
V = 0.10288E+02 (m/s) VKEAS= 0.20000E+02 (kt)  b = 0.40000E+01 (m)
Ix= 0.32000E+03 (⇒)  Iz = 0.33927E+04 (⇒)  Ixz = 0.00000E+00 (kgf·m·s2)
//// 浮力を考慮 ////
CL= 0.14691E+00 (－)  α = 0.21877E+01 (deg)  CG = 0.25000E+02 (%MAC)
(この CL は初期釣合 G に必要な CL です)
T = 0.90234E+03 (kgf)  δ f = 0.00000E+00 (deg)  δ e = 0.61230E+01 (deg)
CL α = 0.5297E-01 (1/deg)  Cm α = -0.3976E-02 (1/deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn=(0.25-Cm α /CL α)*100= 0.32506E+02 (%MAC)
脚 Δ CD= 0.20000E-01 (－),   スピードブレーキ Δ CD= 0.40000E-01 (－)
脚-UP,   スピードブレーキ クロス,   初期フラップ角 δ fpilot= 0.00000E+00 (deg)
(微係数推算用フラップ δ f = 0.20000E+02 (deg))

(CG=25%)           (CG= 25.00%)           (フライト 有次元)
Cy β = -0.135771E-01   Cy β = -0.135771E-01   Y β ' = -0.280018E+01
Cy δ r = 0.174261E-02   Cy δ r = 0.174261E-02   Y δ r ' = 0.359403E+00
Cl β = -0.229264E-02   Cl β = -0.229264E-02   L β ' = -0.620485E+02
Cl δ a = -0.593198E-03   Cl δ a = -0.593198E-03   L δ a ' = -0.160544E+02
Cl δ r = 0.134047E-03   Cl δ r = 0.134047E-03   L δ r ' = 0.362788E+01
Clp = -0.206308E+00   Clp = -0.206308E+00   Lp ' = -0.189433E+02
Clr = 0.720909E-01   Clr = 0.720909E-01   Lr ' = 0.661942E+01
```



ここで、「1」，「2」とキーイン/Enterすると，極・零点，操舵応答が次のように Excel で表示することができる．

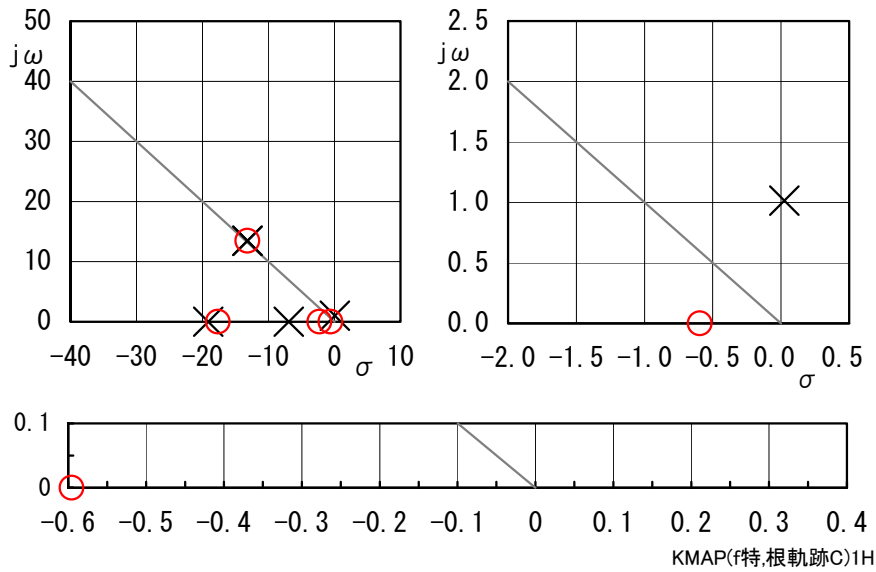


図 1  $r/\delta r$  の極・零点配置 (CDES. WAT8. 2-3. DAT)

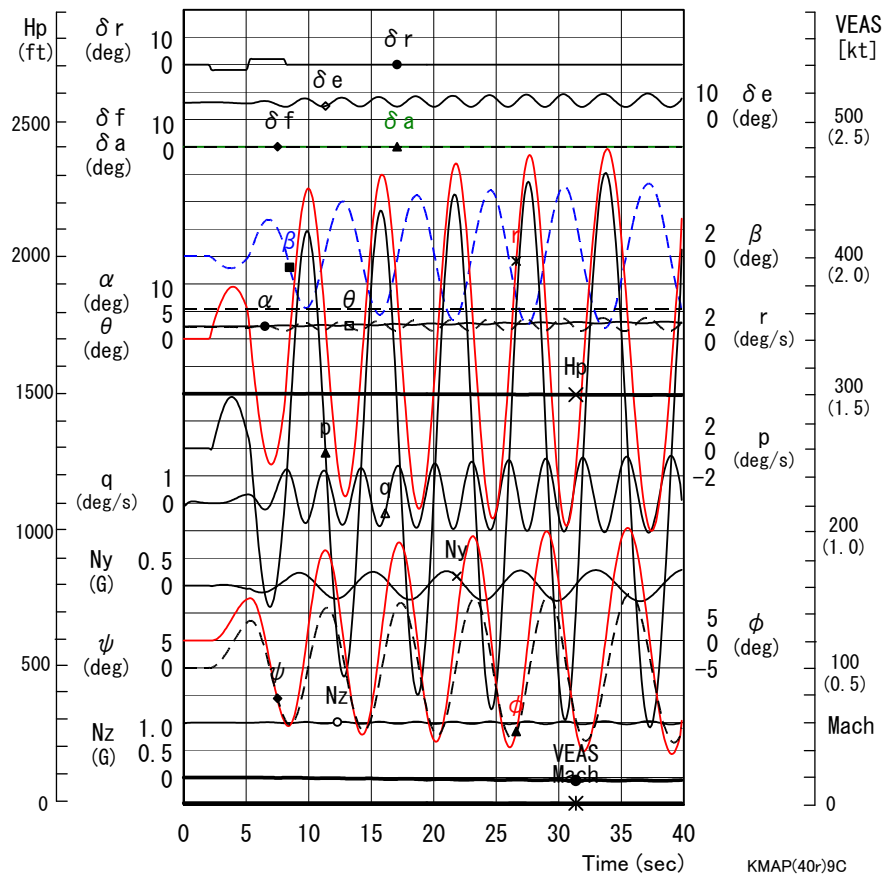


図 2 ラダー操舵応答

図 1 は，横・方向系  $r/\delta r$  の極・零点配置である．振動根が 1 組と実根 2 個であるが，振動根が不安定であることがわかる．図 2 にラダー操舵による応答シミュレーション結果を示すが，周期約 6 秒で発散しているこ

とが確認できる。

なお、この横・方向系の特性が不安定になるのは、運動方程式の $\dot{r}$ の式において、 $\beta$ に関する次の項

$$\frac{(m_x - m_y)V^2 + I_z N'_\beta}{I_z + J_z} \quad (1)$$

の中の付加質量に関係する部分の存在のためである。

このケースのインプットデータは次のようである。  
(同様な問題では、例題ファイルをコピー利用して、数値を変更して解析を行っていくとミスを防ぐことができる)

#####(インプットデータ)#####  
CDES. WAT8. 2-3. DAT (水中ビークル横・方向系)

-----  
< 飛行機(M≤0.85) 新規設計時に利用するデータ >

1 乗員と乗客数	Npassen = 0.40000E+01 (名)
2 ペイロード	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	Range = 0.39424E+00 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.10000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数	M = 0.13500E-01 (-)
6 巡航推力比(999は36Mftで1/4の比例値)	ETO = 0.50000E+00 (-)
7 巡航時推力1kgfあたりの燃料消費率	bJ = 0.30000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	sT0 = 0.10505E+05 (m)
9 着陸滑走路長	Ld = 0.61371E+04 (m)
10 接地速度	VTD = 0.23346E+03 (kt)
11 CLmaxT0 計算用のフラップ角	δ fmaxT0 = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	δ fmaxLD = 0.40000E+02 (deg)

-----  
< DATCOM 空力推算用機体諸元データ >

(A) 入力データ (Ver. A) (Ver. B)

(A.1) 一般

1 CLmax 計算用高度	Hp = 0.15000E+01 (1000ft)
2 CLmax 計算用マッハ数(VKEASから計算)	M = 0.00000E+00 (-)
3 CLmax 計算用速度	VKEAS = 0.20000E+02 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.10000E+02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.50000E+01 (tf)
6 燃料量(1[リットル]=0.78[kgf]で計算)	Fuel = 0.58974E+01 (キロリットル)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.25000E+01 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax 読込み)	NFTYPE = 1 (-)
( NFTYPE=0--> なし, NFTYPE=1--> best 2-slot )	
( NFTYPE=2--> 1-slot, NFTYPE=3--> plane )	

.....  
(A.2) 主翼, フラップおよびエルロン関係

主翼面積	S = 0.70000E+01 (m2)
スパン(主翼)	b = 0.40000E+01 (m)
先細比(主翼)	λ = 0.30000E+00 (-)
前縁後退角(主翼)(999.0なら3個データ)	Λ LE = 0.45000E+02 (deg)
主翼上反角 (999.0なら3個データ)	Γ = 0.30000E+01 (deg)
胴体中心~expo 主翼根距離(翼が下が正)	ZW = 0.20000E+00 (m)
主翼断面後縁角	φ TE = 0.18000E+02 (deg)
主翼の前縁半径比	r0/C = 0.20000E-01 (-)
翼厚比(主翼)	t/c = 0.11000E+00 (-)

翼厚比(主翼)(t/c)の max 位置  $x_t = 0.30000E+02$  (%MAC)  
 フラップの chord extention 比  $c1/c = 0.13000E+01$  (-)  
 フラップ弦長比(せり出し後)  $cf/c = 0.30000E+00$  (-)  
 フラップのスパン方向開始位置  $\eta_i = 0.35000E+00$  (-)  
 フラップのスパン方向終了位置  $\eta_o = 0.70000E+00$  (-)  
 フラップ舵角  $\delta f = 0.20000E+02$  (deg)  
 エルロン弦長比  $ca/c = 0.25000E+00$  (-)  
 エルロンのスパン方向開始位置  $\eta_{iA} = 0.73000E+00$  (-)  
 エルロンのスパン方向終了位置  $\eta_{oA} = 0.95000E+00$  (-)  
 エルロン舵角(999 はエンジン取付ポート 23 個)  $\delta a = 0.20000E+02$  (deg)

.....  
 (A.3) 水平尾翼およびエレベータ関係

水平尾翼面積  $S'' = 0.20000E+01$  (m2)  
 スパン(水平尾翼)  $b'' = 0.25000E+01$  (m)  
 先細比(水平尾翼)  $\lambda'' = 0.30000E+00$  (-)  
 前縁後退角(水平尾翼)  $\Delta LE'' = 0.40000E+02$  (deg)  
 水平尾翼上反角  $\Gamma'' = 0.50000E+01$  (deg)  
 胴体中心～水尾 CBAR/4 距離(翼が下が正)  $ZH = -0.30000E+00$  (m)  
 水平尾翼後端の胴体後端前方距離  $PERLWH = 0.10388E+01$  (胴体%)  
 後縁角(deg)(水平尾翼)  $\phi TE'' = 0.15000E+02$  (deg)  
 翼厚比(水平尾翼)  $t/c'' = 0.90000E-01$  (-)  
 エレベータ弦長比(全動は  $ce/c''=1.0$ )  $ce/c'' = 0.35000E+00$  (-)  
 エレベータスパン方向開始位置  $\eta_{i''} = 0.30000E+00$  (-)  
 エレベータスパン方向終了位置  $\eta_{o''} = 0.90000E+00$  (-)  
 エレベータ舵角  $\delta e = 0.20000E+02$  (deg)

.....  
 (A.4) 垂直尾翼およびラダー関係

垂直尾翼面積(胴体中心線まで)  $S_v = 0.15000E+01$  (m2)  
 スパン(垂直尾翼)  $b_v = 0.15000E+01$  (m)  
 先細比(垂直尾翼)  $\lambda_v = 0.30000E+00$  (-)  
 前縁後退角(垂直尾翼)  $\Delta LE_v = 0.40000E+02$  (deg)  
 垂直尾翼後端の胴体後端前方距離  $PERLWV = 0.10166E+00$  (胴体%)  
 後縁角(deg)(垂直尾翼)  $\phi TE_v = 0.15000E+02$  (deg)  
 翼厚比(垂直尾翼)  $(t/c)_v = 0.90000E-01$  (-)  
 ラダー弦長比  $cdr/c = 0.30000E+00$  (-)  
 ラダーのスパン方向開始位置  $\eta_{iV} = 0.40000E+00$  (-)  
 ラダーのスパン方向終了位置  $\eta_{oV} = 0.90000E+00$  (-)  
 ラダー舵角  $\delta r = 0.30000E+02$  (deg)

.....  
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ  $LB = 0.85000E+01$  (m)  
 機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ  $Ln = 0.12000E+01$  (m)  
 機首を除く前胴部(expo 主翼根先端)長さ  $Lf = 0.20000E+01$  (m)  
 胴体直径(主翼部)  $d = 0.10000E+01$  (m)  
 胴体直径(水平尾翼部)  $d'' = 0.51500E+00$  (m)  
 胴体最大上下幅(999 は胴体細部ポート 12 個)  $h = 0.10000E+01$  (m)  
 胴体後部 base 面の直径  $dbfus = 0.51500E+00$  (m)

.....<komaki Runway>.....

Latitude = 0.35140D+02  
 Longitude = 0.13700D+03  
 Yaw = 0.00000E+00

.....  
 Ix(kgf・m・s2) = 0.32000E+03  
 Iy(kgf・m・s2) = 0.32512E+04  
 Iz(kgf・m・s2) = 0.33927E+04  
 Ixz(kgf・m・s2) = 0.32000E+02

.....  
 Weight(kgf) = 0.10000E+05  
 S(m2) = 0.70000E+01  
 b(m) = 0.40000E+01

0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)

```

C. BAR (m)      = 0.19191E+01 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると De を直接力に)
CG (%)          = 0.25000E+02 0.42506E+02 (←主脚位置(近似) [%MAC])
RsenALP (m)    = 0.20000E+02
RsenBET (m)    = 0.00000E+00
RsenNZ (m)     = 0.00000E+00
RsenNY (m)     = 0.00000E+00
tmax (s)       = 40.000
....<Control Surface = MIN,MAX>.....
De             =-0.20000E+02 0.20000E+02
Da             =-0.20000E+02 0.20000E+02
Df             =-0.10000E+03 0.10000E+03
Dr             =-0.20000E+02 0.20000E+02
Thrust        =-0.10000E+07 0.10000E+07
....<Engin Gyro Moment>,<iT(deg)>.....
IR(kgf·m·s2) = 0.00000E+00 0.00000E+00 (←エンジン推力線角度)
t(IR=0) (s)   = 0.61000E+02
WR(rad/s)     = 0.00000E+00
....<ugust Input>.....
t1gust(s)     = 5.000
t2gust(s)     = 10.000
ugust12(kt)   = 0.000
t3gust(s)     = 13.000
t4gust(s)     = 16.000
ugust34(kt)   = 0.000
....<vgust Input>.....
t1gust(s)     = 5.000
t2gust(s)     = 10.000
vgust12(kt)   = 0.000
t3gust(s)     = 11.000
t4gust(s)     = 16.000
vgust34(kt)   = 0.000
....<wgust Input>.....
t1gust(s)     = 10.500
t2gust(s)     = 12.500
wgust12(kt)   = 0.000
t3gust(s)     = 11.000
t4gust(s)     = 16.000
wgust34(kt)   = 0.000
....<Gairyoku>.....
t1yaw(s)      = 0.20000E+02
t2yaw(s)      = 0.25000E+02
Yaw(kgf·m)    = 0.00000E+00
.... (KONTC=2-->CHUTE=ON)
KONTC         = 2
.... (if KONTC=2 --> Input Spin Chute Data at h<HCHUTE)...
S0            = 0.17700E+03
CDO           = 0.10000E+01
HCHUTE(ft)    =-0.50000E+02
***** (Pilot Input & Aircraft Aero. Data) *****
Start Hp(ft= 0.1500E+04, 脚(UP=0, DN=1) → NGEAR= 0
Start VKEAS= 0.2000E+02
Start Nz(G)= 0.1000E+01 0.0000E+00 (←2つ目を1とするとトリム計算をスキップ)
Start THETA= 0.0000E+00 0.0000E+00 (←2つ目が0以外は初期バンク角設定)
1. NDe-----> 2
   T , De      0.0000      0.0000
                60.0000      0.0000
2. NDa-----> 2
   T , Da      0.0000      0.0000
                60.0000      0.0000
3. Ndf-----> 2
   T , Df      0.0000      0.0000

```

	60.0000	0.0000
4. NDr----->10		
T , Dr	0.0000	0.0000
	2.0000	0.0000
	2.1000	-2.0000
	5.0000	-2.0000
	5.2000	2.0000
	8.0000	2.0000
	8.1000	0.0000
	17.0000	0.0000
	17.1000	0.0000
	60.0000	0.0000
5. N (THRUS) -> 4		
T , D (THR)	0.0000	0.0000
	2.0000	0.0000
	4.0000	0.0000
	200.0000	0.0000
[ NMACH ]--> 2		
... MACH...	0.5000E+00	0.8000E+00
1. ClDr	0.1340E-03	0.1340E-03
2. ---	0.0000E+00	0.0000E+00
3. CnDr	-0.1819E-02	-0.1819E-02
4. ---	0.0000E+00	0.0000E+00
5. CyDa	0.0000E+00	0.0000E+00
6. CyDr	0.1743E-02	0.1743E-02
7. Cyr	0.0000E+00	0.0000E+00
8. CmDe	-0.9170E-02	-0.9170E-02
9. CmDf	-0.1598E-02	-0.1598E-02
10. CmQ	-0.8843E+01	-0.8843E+01
11. CmADOT	-0.4209E+01	-0.4209E+01
12. k	0.1592E+00	0.1592E+00
13. CD De	0.0000E+00	0.0000E+00
14. CD Df	0.6466E-03	0.6466E-03
15. CLDe	0.4248E-02	0.4248E-02
16. CLDf	0.8756E-02	0.8756E-02
[ NALP ]---> 2		
... ALP...	-0.1500E+02	0.2000E+02
1. ClB (0.50)	-0.2293E-02	-0.2293E-02
(0.80)	-0.2293E-02	-0.2293E-02
2. ClDa (0.50)	-0.5932E-03	-0.5932E-03
(0.80)	-0.5932E-03	-0.5932E-03
3. Clp (0.50)	-0.2063E+00	-0.2063E+00
(0.80)	-0.2063E+00	-0.2063E+00
4. Clr (0.50)	0.7209E-01	0.7209E-01
(0.80)	0.7209E-01	0.7209E-01
5. CnB (0.50)	0.1064E-02	0.1064E-02
(0.80)	0.1064E-02	0.1064E-02
6. CnDa (0.50)	0.2847E-05	0.2847E-05
(0.80)	0.2847E-05	0.2847E-05
7. Cnp (0.50)	0.1334E+00	0.1334E+00
(0.80)	0.1334E+00	0.1334E+00
8. Cnr (0.50)	-0.8780E+00	-0.8780E+00
(0.80)	-0.8780E+00	-0.8780E+00
9. CyB (0.50)	-0.1358E-01	-0.1358E-01
(0.80)	-0.1358E-01	-0.1358E-01
10. CL (0.50)	-0.7946E+00	0.1059E+01
(0.80)	-0.7946E+00	0.1059E+01
11. Cm (0.50)	0.8748E-01	-0.5169E-01
(0.80)	0.8748E-01	-0.5169E-01
[ NHP ]----> 2		
... HP...	0.0000E+00	0.2000E+05

```

CDO (0.50) 0.2039E-01 0.2039E-01
(0.80) 0.2039E-01 0.2039E-01
*****
NXP(積分数), IRIG(=1:リグ), TDEBUG 時間 25 0 0.0 0
<Flight Control System Data> Hi *---GAIN---NCAL*N01*N02*N03*NGO*LNO
1 //(注1)制御文は6~37行に記述
2 //(注2)X1~X11, X15~X16は使用済
3 //(注3)Z1~Z28は設定済
4 //(Z1~Z4は数学モデル舵角)
5 //(Z5はスラスト)
6 //(Z6~Z11は直接力, モーメント)
7 //(Z12は応答モデル)
8 //(Z13~Z16はアクチュエータコマンド)
9 //(Z21~Z28はセンサーデータ)
10 //(注4)U1~U13は設定済
11 //(注5)制御則は900行まで
12 //#####<<縦系制御則>>#####
13 //(次のZ21~Z24は変更不要)
14 Z21={u(m/s)}; H 0 201 21 0 0 0 0
15 Z22={ALP(deg)}; H 0 205 22 0 0 0 0
16 Z23={q(deg/s)}; H 0 203 23 0 0 0 0
17 Z24={THE(deg)}; H 0 204 24 0 0 0 0
18 //*****
19 //...<<De系,ここから記述>>...
20 Z29=U1*G; (THEC) H 0 0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
21 Z32={t=G}Z24; (TH0) H 0 0.0000E+00 82 32 24 0 0 0
22 Z12=Z32+Z29; (Command) H 0 35 12 32 29 0 0
23 Z30=Z24-Z29; H 0 36 30 24 29 0 0
24 Z31=Z30*G; H 0 0.2000E+01 53 31 30 0 0 0
25 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン)(De)
26 Z13={RGAIN(De)}Z31; H 0 301 13 31 0 0 0
27 //(Z13がDeコマンドに接続される)
28 //
29 //(アクチュエータ, 2次遅れ)
30 Z1={G2^2/[G1G2]G3}Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
31 H 0 0.1884E+02 124 0 0 20 0 0
32 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
33 Z1={G1<=, <=G2}; (De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
34 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
35 //(Z1が舵角Deに接続される)
36 //
37 //*****
38 //...<<Df系,ここから記述>>...
39 Z3=U3*G; (Df) H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
40 //(Z3が舵角Dfに接続される)
41 //
42 //*****
43 //<<Thrust系,ここから記述>>...
44 Z5=U5*G; (DThrust) H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
45 //(Z5が推力Dthrustに接続される)
46 //
47 //(縦系の応答出力を設定)
48 //R1=RoutDe (y1)
49 //R3=RoutDf (y2)
50 //R5=RoutDT (y3)
51 R6=Z21; (y4:u) H 0 101 6 21 0 0 0
52 R7=Z22; (y5:ALP) H 0 101 7 22 0 0 0
53 R8=Z23; (y6:q) H 0 101 8 23 0 0 0
54 R9=Z24; (y7:THE) H 0 101 9 24 0 0 0
55 R10=Z12; (y8:qModel) H 0 101 10 12 0 0 0
56 //(この後に必要な応答を追加)

```



```

57 //(以上, 全縦系制御則完了)
58 //(縦系の最後に次の END 文が必要)
59 {Pitch Data END}; H 0 899 888 0 0 0 0
----- (縦系ゲイン最適化 - 探索範囲) -----
探索ゲイン数= 0
重み係数= 0.0000E+00 影響範囲 (rad/s)= 0.0000E+00
**** (ゲイン最適化 - 重み関数 W(s)) ****
極の数= 0
零点数= 0
ゲイン= 0.0000E+00 -----
60 //
61 //
62 //#####<<横方向系制御則>>#####
63 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
64 Z25={BETA(deg)}; H 0 225 25 0 0 0 0
65 Z26={p(deg/s)}; H 0 222 26 0 0 0 0
66 Z27={r(deg/s)}; H 0 223 27 0 0 0 0
67 Z28={PHI(deg)}; H 0 224 28 0 0 0 0
68 //*****
69 //...<<Da 系, ここから記述>>...
70 Z70=U2*G; H 0 -0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
71 //
72 Z72=Z70*G; H 0 -0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
73 Z72={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 72 0 0 0 0
74 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
75 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Da)
76 Z14={RGAIN(Da)} Z72; H 0 302 14 72 0 0 0
77 //
78 //(Z14 が Da コマンドに接続される)
79 //
80 //(アキチュエータ, 2 次遅れ)
81 Z2={G2^2/[G1G2]G3} Z14X21X22; H 0 0.7000E+00 124 2 14 21 0 0
82 H 0 0.1884E+02 124 0 0 22 0 0
83 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
84 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
85 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
86 //(Z2 が舵角 Da に接続される)
87 //
88 //*****
89 //...<<Dr 系, ここから記述>>...
90 Z90=U4*G; H 0 -0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
91 Z93=Z90*G; H 0 -0.1000E+01 53 93 90 0 0 0
92 Z93={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 93 0 0 0 0
93 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
94 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Dr)
95 Z16={RGAIN(Dr)} Z93; H 0 304 16 93 0 0 0
96 //
97 //(Z16 が Dr コマンドに接続される)
98 //
99 //(アキチュエータ, 2 次遅れ)
100 Z4={G2^2/[G1G2]G3} Z16X24X25; H 0 0.7000E+00 124 4 16 24 0 0
101 H 0 0.1884E+02 124 0 0 25 0 0
102 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
103 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr) H 0 -0.2000E+02 85 4 0 0 0 0
104 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
105 //(Z4 が舵角 Dr に接続される)
106 //(横方向系の応答出力を設定)
107 //R2=RoutDa (y1)
108 //R4=RoutDr (y2)
109 R21=Z25; (y3:BETA) H 0 101 21 25 0 0 0
110 R22=Z26; (y4:p) H 0 101 22 26 0 0 0

```

```

111 R23=Z27;      (y5:r)          H 0          101 23 27 0 0 0
112 R24=Z28;      (y6:PHI)       H 0          101 24 28 0 0 0
113 //(この後に必要な応答を追加)
114 //(以上, 横方向系制御則完了)
115 //(最後に次の END 文が必要)
116 {Control Data END};          H 0          999 888 0 0 0 0
----- (横・方向系ゲイン最適化探索範囲) -----
探索ゲイン数= 0
重み係数= 0.0000E+00 影響範囲(rad/s)= 0.0000E+00
***** (ゲイン最適化重み関数 W(s)) *****
極の数= 0
零点数= 0
ゲイン= 0.0000E+00 -----
----- (DATA END) -----

```

---

(参考図書)

- 1) 片柳亮二：機械システム制御の実際－航空機，ロボット，工作機械，自動車，船および水中ビークル，産業図書，2013.
- 2) 片柳亮二：初学者のためのKMAP入門，産業図書，2012.
- 3) 片柳亮二：航空機の飛行力学と制御，森北出版，2007.
- 4) 片柳亮二：(KMAP 解説資料)  
KMAP による水中ビークルの制御(1)－エレベータ操舵応答，2017.
- 5) 片柳亮二：(KMAP 解説資料)  
KMAP による水中ビークルの制御(2)－ピッチ角制御系，2017.
- 6) <http://r-katayanagi.air-nifty.com/>

以上