

KMAPによる水中ビークルの制御(4)－ヨー角速度制御系

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(3)－ラダー操舵応答」において、水中ビークルの固有モードが不安定であることがわかった。そこで、この不安定な特性を安定化するヨー角速度制御系を設計せよ。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(3)－ラダー操舵応答」と同じとする。

【解】

図1に示すヨー角速度制御系を考える。アクチュエータは減衰比 $\zeta_a=0.7$ 、固有角振動数 $\omega_a=18.84$ (rad/s)(3Hz)とする。

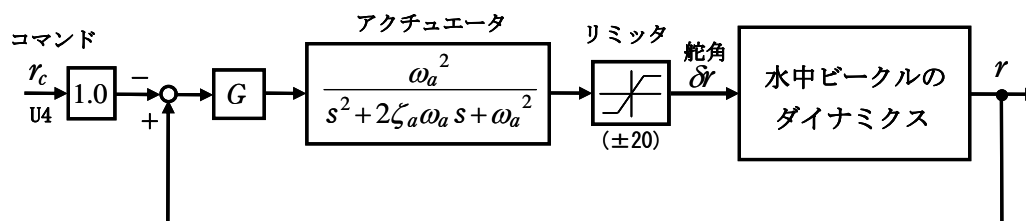


図1 水中ビークルのヨー角速度制御系

前資料「KMAPによる水中ビークルの制御(3)－ラダー操舵応答」のデータを用いて、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」⇒ “4” キーイン
例題のインプットデータ ⇒ CDES.WAT8.2-4.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 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。

```
..... (水中ビークルデータ).....
Ix = 0.32000E+03  Iy = 0.32512E+04  Iz = 0.33927E+04  Ixz = 0.00000E+00
L = 0.85000E+01  B = 0.10000E+01  L/B = 0.85000E+01  Vol = 0.44506E+01
mx = 0.13085E+02  my = 0.67773E+03  mz = 0.67773E+03  Izw = 0.16626E+04
Jx = 0.00000E+00  Jy = 0.13765E+04  Jz = 0.13765E+04  浮力 = 0.44488E+04
ただし、質量は(kgf・S2/m)、慣性モーメントは(kgf・m・s2)
```

..... (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 (ー) 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 (ー), スピードブレーキ Δ CD = 0.40000E-01 (ー)
脚-UP, スピートブレーキ 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%)	(フライムト有次元)
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
Cn β = 0.106440E-02	Cn β 1 = 0.106440E-02	N β' = 0.271711E+01
Cn δ a = 0.284673E-05	Cn δ a = 0.284673E-05	N δ a' = 0.726687E-02
Cn δ r = -0.181932E-02	Cn δ r 1 = -0.181932E-02	N δ r' = -0.464419E+01
Cnp = 0.133421E+00	Cnp = 0.133421E+00	Np' = 0.115550E+01
Cnr = -0.878000E+00	Cnr = -0.878000E+00	Nr' = -0.760396E+01

(NAERO=22) 方向 δ r コントロールシステム解析

●出力キー: i=3:BETA, 4:p, 5:r, 6:PHI (不明なら 6 入力)

----(INPUT)---- 出力 i=5

***** (フィードバック前の極チェック) *****

***** POLES *****

POLES(8), EIVMAX= 0.191D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.19147386D+02	0.00000000D+00	
2	-0.13188000D+02	-0.13454451D+02	[0.7000E+00, 0.1884E+02]
3	-0.13188000D+02	-0.13454451D+02	[0.7000E+00, 0.1884E+02]
4	-0.13188000D+02	0.13454451D+02	周期 P(sec)= 0.4670E+00
5	-0.13188000D+02	0.13454451D+02	周期 P(sec)= 0.4670E+00
6	-0.69372360D+01	0.00000000D+00	
7	0.24695579D-01	-0.10155519D+01	[-0.2431E-01, 0.1016E+01]
8	0.24695579D-01	0.10155519D+01	周期 P(sec)= 0.6187E+01

(以下の解析結果はインプットデータの制御則による)

***** POLES AND ZEROS *****

POLES(8), EIVMAX= 0.2049D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.20486835D+02	0.00000000D+00	
2	-0.13188000D+02	-0.13454451D+02	[0.7000E+00, 0.1884E+02]
3	-0.13188000D+02	0.13454451D+02	周期 P(sec)= 0.4670E+00
4	-0.12715578D+02	0.00000000D+00	
5	-0.89550604D+01	-0.13080432D+02	[0.5649E+00, 0.1585E+02]
6	-0.89550604D+01	0.13080432D+02	周期 P(sec)= 0.4804E+00
7	-0.64934825D+00	-0.98542723D+00	[0.5502E+00, 0.1180E+01]
8	-0.64934825D+00	0.98542723D+00	周期 P(sec)= 0.6376E+01

ZEROS(5), II/JJ= 5/ 2, G=-0.1759D+04

N	REAL	IMAG
---	------	------

ここで、「1」,「2」とキーイン/Enterすると、根軌跡、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。

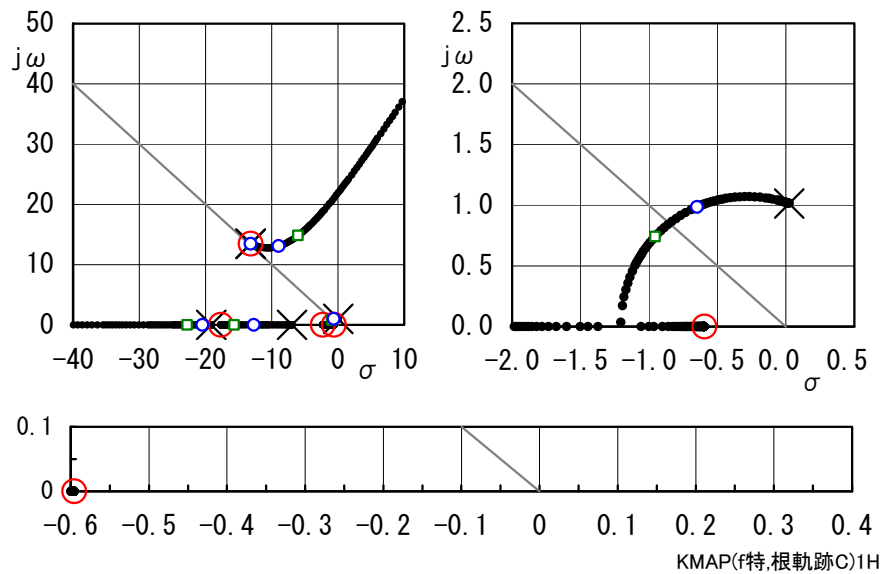


図 2 根軌跡 (CDES.WAT8.2-4.DAT)

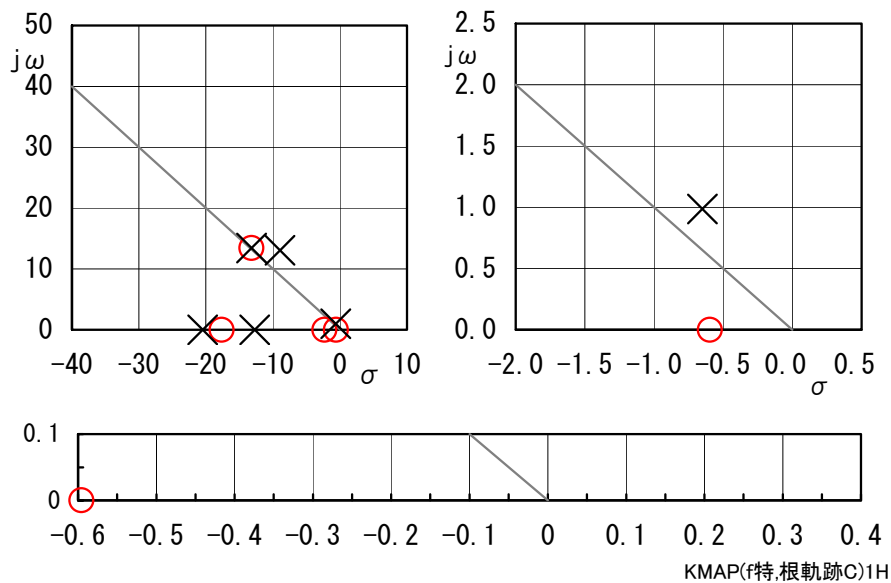


図 3 $r/\delta r$ の極・零点配置

図 2 は、ゲインを変化させた場合の根軌跡である。ヨー角速度 r からラダー δr へのフィードバックにより、不安定極が左に移動して安定な極となっている。図 3 に極・零点配置を示すが、実際に安定になっていることが確認できる。

図 4 にヨー角速度コマンド応答のシミュレーション結果を示すが、非常に安定な応答特性となっていることが確認できる。

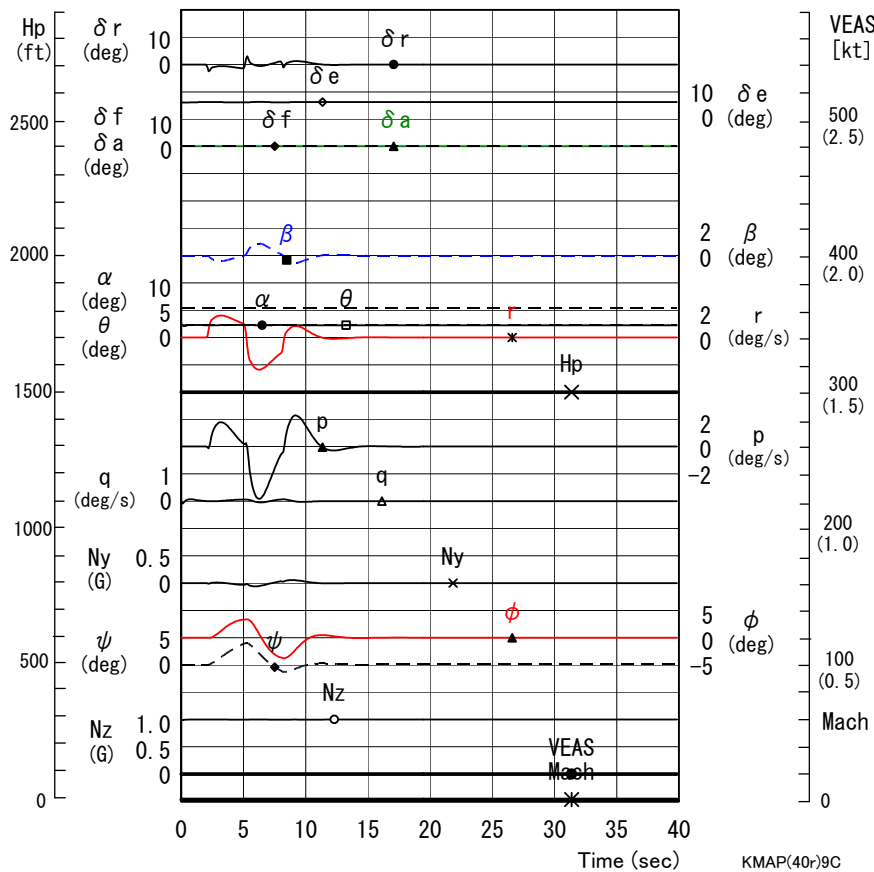


図4 ヨー角速度コマンド応答

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. 2-4. DAT (水中ビークル横・方向系安定化制御)

< 飛行機 ($M \leq 0.85$) 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)	ET0 = 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	δf_{maxT0} = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	δf_{maxLD} = 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 読み込み) $NFTYPE = 1$ (—)
 ($NFTYPE=0$ --> 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) $\lambda = 0.30000E+00$ (—)
 前縁後退角(主翼) (999.0 なら 3 個データ) $\Lambda LE = 0.45000E+02$ (deg)
 主翼上反角 (999.0 なら 3 個データ) $\Gamma = 0.30000E+01$ (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 $\phi TE = 0.18000E+02$ (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 $xt = 0.30000E+02$ (%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 はエンジン取付データ 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) $\Lambda LE'' = 0.40000E+02$ (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) $Sv = 0.15000E+01$ (m²)
 スパン(垂直尾翼) $bv = 0.15000E+01$ (m)
 先細比(垂直尾翼) $\lambda v = 0.30000E+00$ (—)
 前縁後退角(垂直尾翼) $\Lambda LEv = 0.40000E+02$ (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) $\phi TEv = 0.15000E+02$ (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は胴体細部データ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. Cmql         -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:リガ°), 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カラムに記述
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 Z72=Z70*G;           H 0 -0.1000E+01  53  72  70  0  0  0
72 Z72={G1<=, <=G2};   H 0 -0.2000E+02  85  72  0  0  0  0
73                       H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
74 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Da)
75 Z14={RGAIN(Da)} Z72; H 0          302 14  72  0  0  0
76 //
77 //(Z14 が Da コマンドに接続される)
78 //
79 //(アキチュエータ, 2 次遅れ)
80 Z2={G2^2/[G1G2]G3} Z14X21X22; H 0  0.7000E+00 124  2  14  21  0  0
81                       H 0  0.1884E+02 124  0  0  22  0  0
82                       H 0  0.1000E+04 124  0  0  0  0  0
83 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02  85  2  0  0  0  0
84                       H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
85 //(Z2 が舵角 Da に接続される)
86 //
87 //*****
88 //... <<Dr 系, ここから記述>>...
89 Z90=U4*G;            H 0 -0.1000E+01  52  90  4  0  0  0
90 Z91=Z27-Z90;         H 0          36  91  27  90  0  0

```

```

91 Z92=Z91*G;          H 0  0.1500E+01  53  92  91  0  0  0
92 Z92={G1<=, <=G2};  H 0 -0.2000E+02  85  92  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)} Z92; H 0                    304  16  92  0  0  0
96 //
97 //(Z16 が Dr コマンドに接続される)
98 //
99 //(アキチエータ, 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) -----

```

この入力データの制御則部は、「解析結果の表示」画面で「101」とキーインすると、次の KMAP 線図で確認できる。

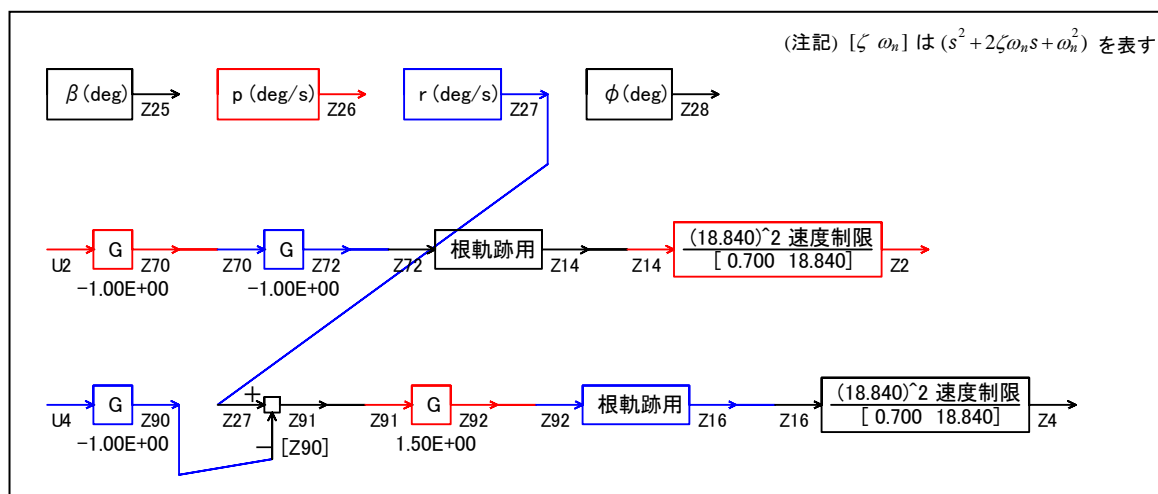


図 5 KMAP 線図

図 5 の KMAP 線図は、入力データの制御則部をそのデータ順に図にしたもので、信号の流れにミスがないか確認するのに便利である。

(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) 片柳亮二：(KMAP 解説資料)
KMAPによる水中ビークルの制御(3)－ラダー操舵応答，2017.
- 7) <http://r-katayanagi.air-nifty.com/>

以上