

KMAP による水中ビークルの制御 (2) – ピッチ角制御系

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 (1) – エレベータ操舵応答」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ピッチ角制御系を設計せよ。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 (1) – エレベータ操舵応答」と同じとする。

【解】

図 1 に示すピッチ角制御系を考える。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。

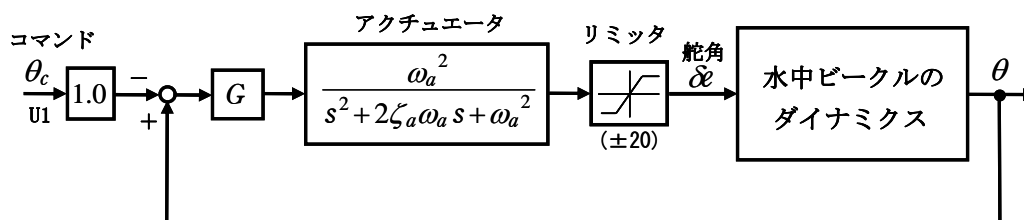


図 1 水中ビークルのピッチ角制御系

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、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」 ⇒ “2” キーイン

例題のインプットデータ ⇒ CDES. WAT8. 2-2. 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 1 7

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) C_{BAR} = 0.19191E+01 (m) H_p = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.10000E+05 (kgf) q_{bar}S = 0.37786E+05 (kgf) ROU = 0.10200E+03 (kgf·s²/m⁴)
V = 0.10288E+02 (m/s) VKEAS = 0.20000E+02 (kt) I_y = 0.32512E+04 (kgf·m·s²)
θ = 0.21877E+01 (deg) α = 0.21877E+01 (deg) CG = 0.25000E+02 (%MAC)
//// 浮力を考慮 ////
CL = 0.14691E+00 (—) CD = 0.23821E-01 (—) CDα = 0.24777E-02 (1/deg)
(この CL, CD, CDα は初期釣合 G に必要な CL, CD, CDα です)
T = 0.90234E+03 (kgf) δ f = 0.00000E+00 (deg) δ e = 0.61230E+01 (deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn = (0.25 - C_mα / CLα) * 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)
C _{xu} = -0.588655E-01	C _{xu} = -0.588655E-01	X _u = -0.171481E+00
C _{xα} = 0.862457E-04	C _{xα} = 0.862457E-04	X _α = 0.347075E-02
C _{zu} = 0.000000E+00	C _{zu} = 0.000000E+00	Z _{u'} = -0.589025E+01
CLα = 0.529715E-01	CLα = 0.529715E-01	Zα' = -0.109654E+02
CL δ e = 0.424816E-02	CL δ e = 0.424816E-02	Z δ e' = -0.876156E+00
CL δ f = 0.875580E-02	CL δ f = 0.875580E-02	Z δ f' = -0.180583E+01
C _{mu} = 0.000000E+00	C _{mu} = 0.000000E+00	M _{u'} = 0.515707E+02
C _{mα} = -0.397622E-02	C _{mα1} = -0.397622E-02	Mα' = 0.909234E+02
C _{m δ e} = -0.917006E-02	C _{m δ e1} = -0.917006E-02	M δ e' = -0.404860E+01
C _{m δ f} = -0.159834E-02	C _{m δ f1} = -0.159834E-02	M δ f' = 0.137677E+02
C _{m q} = -0.884263E+01	C _{m q} = -0.884263E+01	M _{q'} = -0.271507E+02
C _{mα D} = -0.420862E+01	C _{mα D} = -0.420862E+01	Mθ' = 0.318334E+00
(M _u = 0.000000E+00)	(Mα = -0.508171E+01)	(M δ e = -0.117196E+02)
(M δ f = -0.204272E+01)	(M _q = -0.183954E+02)	(Mα D = -0.875526E+01)

(NAERO=11) 縦 δ e コントロールシステム解析

●出力キー: i=4:u, 5:ALP, 6:q, 7:THE (不明なら 7 入力)

----(INPUT)---- 出力 i=7

***** (フィードバック前の極チェック) *****

***** POLES *****

POLES(6), EIVMAX= 0.222D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.22184135D+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	-0.34191310D+01	0.00000000D+00	
5	-0.37055218D+00	0.00000000D+00	
6	0.14035493D+00	0.00000000D+00	

(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(6), EIVMAX= 0.2217D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.22166596D+02	0.00000000D+00	
2	-0.13413793D+02	-0.13410895D+02	[0.7072E+00, 0.1897E+02]
3	-0.13413793D+02	0.13410895D+02	周期 P(sec)= 0.4685E+00
4	-0.15415828D+01	-0.18025527D+01	[0.6499E+00, 0.2372E+01]
5	-0.15415828D+01	0.18025527D+01	周期 P(sec)= 0.3486E+01
6	-0.13211553D+00	0.00000000D+00	

ZEROS(2), II/JJ= 7/ 1, G= 0.2019D+04

N	REAL	IMAG
1	-0.21224836D+02	0.00000000D+00
2	-0.17097772D+00	0.00000000D+00

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

```

POLES ( 6), EIVMAX= 0.2218D+02
  N      REAL      IMAG
  1 -0.22184135D+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 -0.34191310D+01  0.00000000D+00
  5 -0.37055218D+00  0.00000000D+00
  6  0.14035493D+00  0.00000000D+00
ZEROS ( 2), II/JJ= 1/ 4, G=-0.2019D+04
  N      REAL      IMAG
  1 -0.21224836D+02  0.00000000D+00
  2 -0.17097772D+00  0.00000000D+00
  
```

周波数	ゲイン余裕	位相余裕
1.45000 (rad/s)		(1) 63.55493 (deg)
6.60000 (rad/s)	(1) 18.94757 (dB)	

ゲイン余裕最小値 = 18.94757 (dB), 位相余裕最小値 = 63.55493 (deg)

この画面を消すと、次の「解析結果の表示」の画面になる。

```

$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$< 解析結果の表示 >$$$$$$$$$$$ (KMAP***)$$$$$$$$$$$$
$$ 0 : 表示終了 (次の解析 または 終了へ) $$
$$ 1 : 安定解析図 (f 特, 根軌跡) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (極・零点配置, 根軌跡, 周波数特性などの図が表示できます) $$
$$ (極・零点の数値データは "9" (安定解析結果)で確認できます) $$
$$ 2 : シミュレーション図 (KMAP(時歴)) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (40 秒または 200 秒のタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 3 : 機体 3 面図 (Excel を立ち上げてください) $$
$$ 4 : 飛行性能推算結果 (TES10. DAT) $$
$$ 5 : 空力係数推算結果 (TES5. DAT) $$
$$ 6 : ナイスト線図 (Excel を立ち上げてください) $$
$$ 7 : シミュレーション図 (KMAP(Simu)) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (Z191~Z200 に定義した値をタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 9 : 釣り合い飛行時のデータおよび安定解析結果 (TES13. DAT) $$
$$ 10 : その他の Excel 図, 101 : KMAP 線図 (1), 102 : KMAP 線図 (2) $$
$$ 11 : 運動アニメーションを実行 (ただし, 飛行機と水中ビークルのみ) $$
$$ (アニメーション開始 : [shift]+[S], 終了 : [shift]+[E]) $$
$$ (アニメーション表示モード 変更 : [shift]+[V]) $$
$$ (アニメーション機体拡大 : [Q], 縮小 : [A]) $$
$$ (アニメーション表示回転 : [←], [↑], [→], [↓]) $$
$$ 12 : 運動アニメーションの移動量を調節する $$
$$ 13 : シミュレーションデータの保存と加工 $$
$$ 14 : 取り扱い説明書 (pdf 資料), (15:インプットデータ表示), (16: Ap, B2 行列表示) $$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
  
```

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。

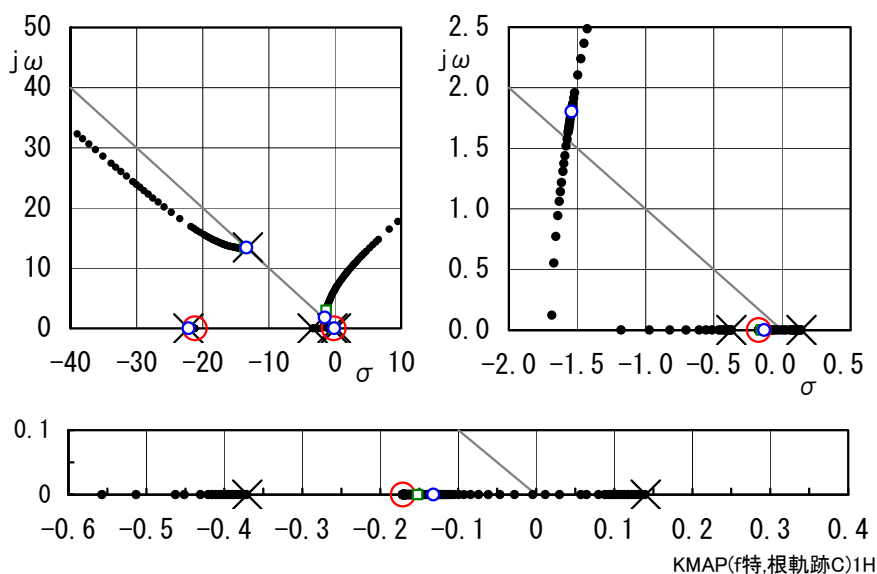


図 2 根軌跡 (CDES. WAT8. 2-2. DAT)

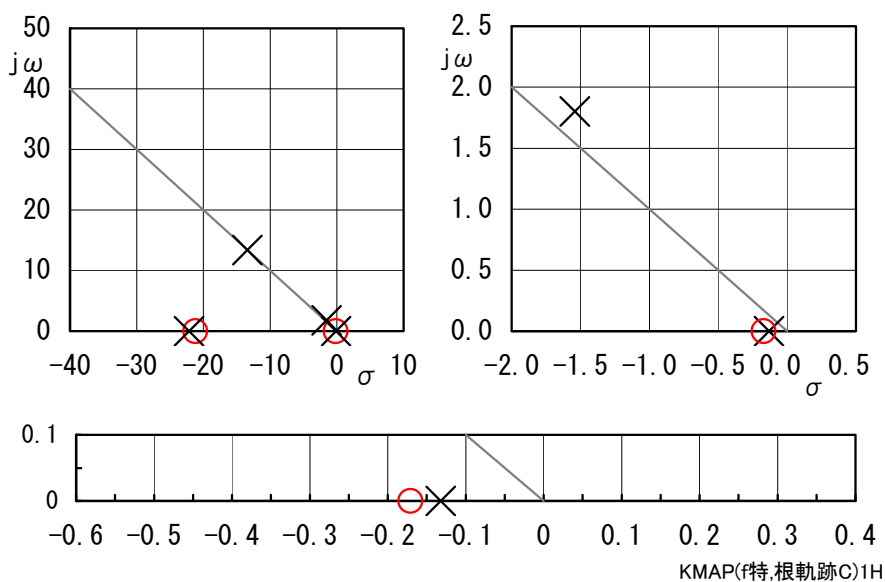
図 3 θ/δ の極・零点配置

図 2 は、ゲインを変化させた場合の根軌跡である。軌跡上の小さな○印がノミナルゲイン(フィードバックゲインの設計結果)であるが、実軸上にあった不安定極が θ フィードバックにより左に移動して安定な極となっている。また振動極が発生しているが、減衰比は十分よい値となっている。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 は、ピッチ角コマンド応答シミュレーションの結果である。 θ_c コマンド(図中の波線)に対して、ピッチ角 θ が追従しようとしているが、追従精度はあまり良くないことがわかる。(制御系を工夫することによりさらに追従精度をあげることも可能であるが省略する)

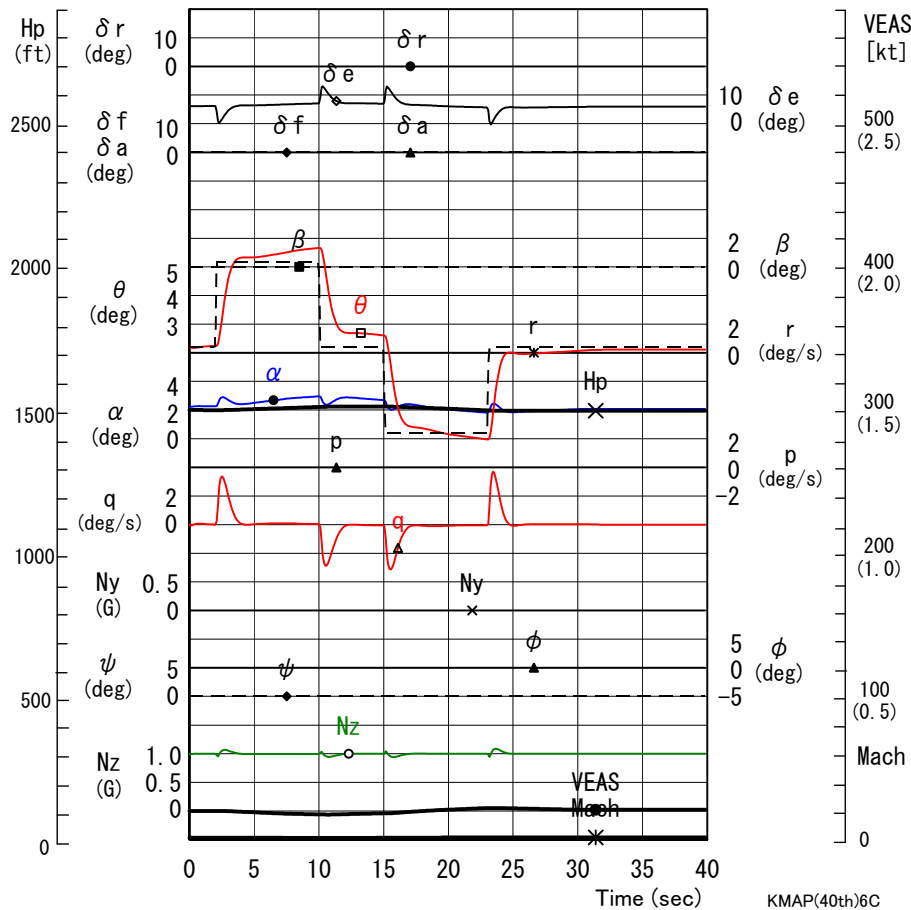


図4 エレベータ操舵応答

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. 2-2. DAT (水中ビークル制御系)

< 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)	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	sTO = 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 CLmaxTO 計算用のフラップ角	$\delta f_{maxTO} = 0.20000E+02$ (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	$\delta f_{maxLD} = 0.40000E+02$ (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 $H_p = 0.15000E+01$ (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) $W_{to} = 0.10000E+02$ (tf)
 5 自重 (新設計で自動修正) $W_{emp} = 0.50000E+01$ (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) $T_{to} = 0.25000E+01$ (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 $x_t = 0.30000E+02$ (%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) $S_v = 0.15000E+01$ (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) $\Lambda LE_v = 0.40000E+02$ (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 $\eta i_v = 0.40000E+00$ (—)
 ラダーのスパン方向終了位置 $\eta o_v = 0.90000E+00$ (—)
 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----->10
  T , De          0.0000    0.0000
                  2.0000    0.0000
                  2.1000    3.0000
                  10.0000   3.0000
                  10.1000   0.0000
                  15.0000   0.0000
                  15.1000  -3.0000
                  23.0000  -3.0000
                  23.1000   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-----> 2
  T , Dr          0.0000    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. Cmqa        -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 //
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  0.5000E+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コメントに接続される)
98 //
99 //(アクチュエータ, 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  0.5000E+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)-----

```

このインプット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。

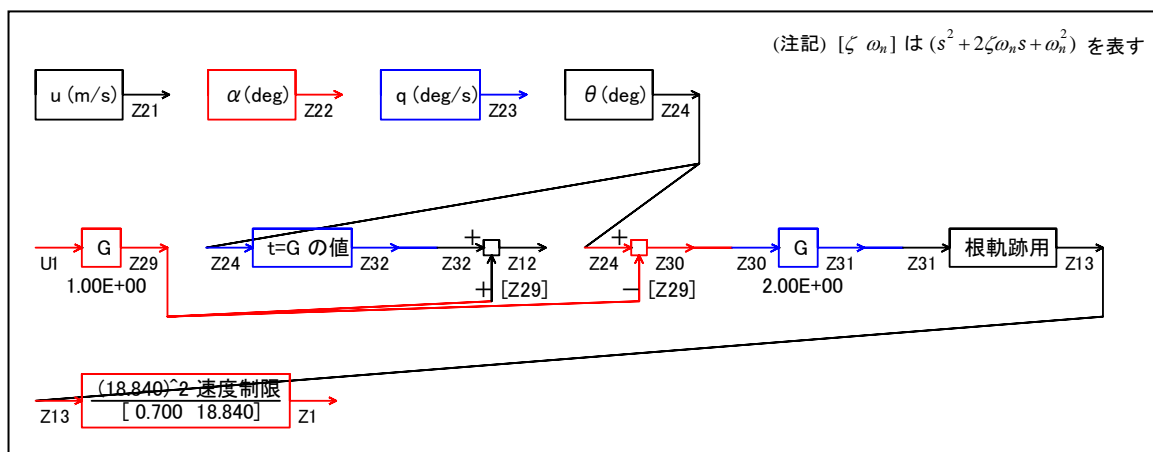


図 5 KMAP 線図

図5のKMAP線図は、インプット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) <http://r-katayanagi.air-nifty.com/>

以上