

(KMAP 使用例) 大型旅客機の極配置法によるラダー系の安定化

(KMAP113 以降のバージョンで解析可能)

KMAP(ケーマップ)研究会 片柳亮二

極配置法についての概略説明を以下に示す。

いま, 制御対象のシステム状態行列 A の特性方程式が次式で表されるとする。

$$|sI - A| = s^n + a_n s^{n-1} + \dots + a_2 s + a_1 \quad (2.1-1)$$

この係数 a_1, \dots, a_n を用いて次の行列 W および可制御性行列 U_c をつくる。

$$W = \begin{bmatrix} a_2 & a_3 & a_4 & \dots & a_n & 1 \\ a_3 & a_4 & \dots & \ddots & \ddots & 0 \\ a_4 & \dots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & a_n & 1 & 0 & \dots & 0 \\ a_n & 1 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 1 & 0 & \dots & \dots & \dots & 0 \end{bmatrix}, \quad U_c = (b \quad Ab \quad A^2b \quad \dots \quad A^{n-1}b) \quad (2.1-2)$$

これらから, 次の変換行列 T が得られる。

$$T = U_c W \quad (2.1-3)$$

次に, 新しく配置したい極を $\lambda_1, \dots, \lambda_n$ とし, このときの特性多項式が次式で表されるとする。

$$(s - \lambda_1) \cdot (s - \lambda_2) \cdot \dots \cdot (s - \lambda_n) = s^n + d_n s^{n-1} + \dots + d_2 s + d_1 \quad (2.1-4)$$

このとき, フィードバック制御則

$$u = -F x \quad (2.1-5)$$

のゲイン F は次式で与えられる。

$$F = (d_1 - a_1 \quad d_2 - a_2 \quad \dots \quad d_n - a_n) \cdot T^{-1} \quad (2.1-6)$$

KMAP では極配置法設計ルーチンとして, 次のように関数 F652 が用意されている。

{OptC(AP, B2) 2} I1J2; (F652)

(この 1, 2 の数字は例)

この関数 F652 を呼び出すことで, 極配置法を計算することができる。ここで, I, J の番号は運動方程式の行列の次元を表す。

I=NX=4 : 飛行機のダイナミクス

J=NU=2 : コントロー舵面

求められたフィードバックゲイン F (ただし, $u = -F \cdot x$) は, インพุットデータ内の最適レギュレータの関数 651 が記述されている行の次の行から, エルロ

ン系 4 個，ラダー系 4 個の順にゲイン G に収納される。

			ゲイン							
83	{OptC(AP, B2) 2} I4J2: (極配置)	H 0	652	4	2	0	0	0	0	
84	Z74=Z25*G;	H 0	0.0000E+00	53	74	25	0	0	0	
85	Z75=Z26*G;	H 0	0.0000E+00	53	75	26	0	0	0	
86	Z76=Z27*G;	H 0	0.0000E+00	53	76	27	0	0	0	
87	Z77=Z28*G;	H 0	0.0000E+00	53	77	28	0	0	0	
88	Z101=Z25*G;	H 0	0.1141E+02	53	101	25	0	0	0	
89	Z102=Z26*G;	H 0	0.3298E+00	53	102	26	0	0	0	
90	Z103=Z27*G;	H 0	-0.8868E+01	53	103	27	0	0	0	
91	Z104=Z28*G;	H 0	-0.2738E+01	53	104	28	0	0	0	

なお，Z25, Z26, Z27, Z28 はそれぞれ β , p , r , ϕ の値が自動的に入る

ここでは，図 1 に示すように，大型旅客機のラダー系を安定化制御系を極配置法を用いて設計する。

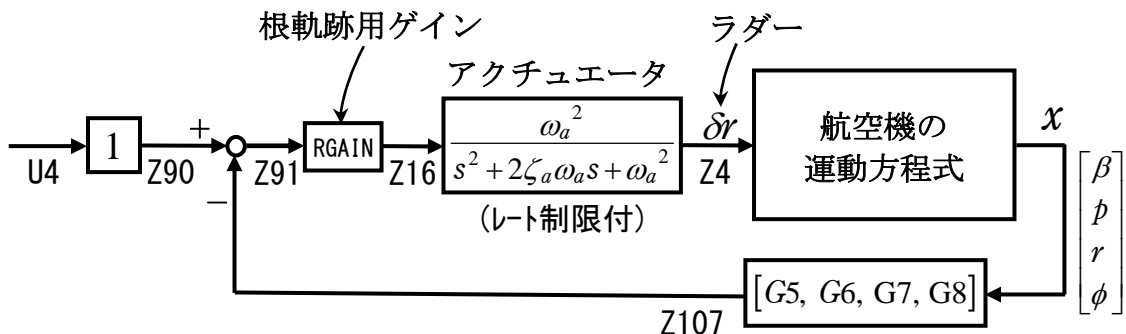


図 1 ラダー制御系のブロック図

解析手順を以下に示す。

まず最初は，アクチュエータは省略してフィードバックゲインを求める。

- (1) KMAP113 以降のソフトを立ち上げ，自動化解析 “23” 選択
- (2) 設計方式 “13” 選択
- (3) 機体データ取得方法 “99” 選択
- (4) 機体データリストから例えば “44” (CDES. B777-200. Y120505. DAT) 選択
- (5) 制御則リストから “502” (極配置法によるラダー制御系 1) 選択
- (6) ラダー系として，配置したい極位置を例として次の値とする
 $s = -0.5, -1 \pm j, -1.5$

具体的には次のようにキーインする

```

----(INPUT)---- NU:No=2
----<配置したい極位置>----
( 1) ----(INPUT)---- SGMA=-0.5
      ----(INPUT)---- W=0
( 2) ----(INPUT)---- SGMA=-1
  
```

```

      ----(INPUT)----      W=1
( 4) ----(INPUT)----      SGMA=-1.5
      ----(INPUT)----      W=0

```

(7) 一度このまま解析が実行され、終了すると自動化ファイル AUTO. AAA0. DAT が表示される。

(8) この AUTO. AAA0. DAT をマニュアルで修正して本格的な解析をする。

① <7> 制御則の選択番号 501 を 0 に修正

② <58> のパイロット操舵をラダー操舵にするため次のように修正

```

4. NDr-----> 8
  T , Dr          0.0000      0.0000
                  2.0000      0.0000
                  2.1000     -5.0000
                  5.0000     -5.0000
                  5.2000      5.0000
                  8.0000      5.0000
                  8.1000      0.0000
                  60.0000     0.0000

```

③ <16> の操縦をラダー入力の “4” に修正

④ <17> の出力をヨー角速度の “5” に修正

(9) これらの AUTO. AAA0. DAT の修正を保存する

(このファイルは解析時常に利用するので消さない)

(10) コマンドプロンプト画面の<解析結果の表示>で、“0” 選択

(11) 下記表示ができるので、“1” 選択すると修正されたデータで解析を実行

AUTO ファイルを修正して再計算しますか (0=No, 1=Yes(保存後)) -->

解析の途中に次のように表示される。(この表示は解析が終了した後に、画面を上にスクロールすると見ることができる)

```

.....<<< 極配置法 >>>>.....
----<極配置法(入力系を1つ設定)>----
....AP..... NI= 4 NJ= 4
-0.1034D+00  0.6545D-01  -0.1000D+01  0.1127D+00
-0.2106D+01  -0.1521D+01  0.8984D+00  0.0000D+00
 0.2307D+00  -0.4144D-01  -0.1984D+00  0.0000D+00
 0.0000D+00  0.1000D+01  0.6554D-01  0.0000D+00

....B2..... NI= 4 NJ= 2
 0.0000D+00  0.2074D-01
-0.1066D+01  0.4365D-01
-0.2340D-01  -0.2172D+00
 0.0000D+00  0.0000D+00

```

入力系は何番目を用いますか

----(INPUT)---- NU;No=2

----<配置したい極位置>----

(1) ----(INPUT)---- SGMA=-0.5

----(INPUT)---- W=0

```

( 2) ----(INPUT)---- SGMA=-1
      ----(INPUT)---- W=1
( 4) ----(INPUT)---- SGMA=-1.5
      ----(INPUT)---- W=0
F;(u=-F·X)... NI= 2 NJ= 4
0.0000D+00 0.0000D+00 0.0000D+00 0.0000D+00
0.1141D+02 0.3298D+00 -0.8868D+01 -0.2738D+01

```

(13)解析が終了すると<解析結果の表示>の画面となるので、“9”を選択すると、安定解析結果(エルロン系入力)が次のように表示される。

エルロン系の解析

```

..... (釣り合い飛行時のデータ).....
S = 0.42800E+03 (m2)   CBAR = 0.79460E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.16091E+06 (kgf) qbarS= 0.19261E+06 (kgf) ROU = 0.11952E+00 (kgf·s2/m4)
V = 0.86778E+02 (m/s) VKEAS= 0.16500E+03 (kt)   b = 0.60900E+02 (m)
Ix= 0.11935E+07 (⇒)  Iz = 0.39250E+07 (⇒)  Ixz = 0.11935E+06 (kgf·m·s2)
CL= 0.83552E+00 (-)  α = 0.37503E+01 (deg)  CG = 0.25000E+02 (%MAC)
(この CL は初期釣合 G に必要な CL です)
T = 0.13482E+05 (kgf) δf = 0.20000E+02 (deg)  δe = -0.18750E+01 (deg)
CLα= 0.1072E+00 (1/deg) Cma=-0.2570E-01 (1/deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn=(0.25-Cmα/CLα)*100= 0.48981E+02 (%MAC)
脚 ΔCD= 0.20000E-01 (-),   スピードブレーキ ΔCD= 0.40000E-01 (-)
脚-UP,   スピードブレーキ クロス,   初期フラップ角 δfpilot= 0.20000E+02 (deg)
(微係数推算用フラップ δf = 0.20000E+02 (deg))

      (CG=25%)           (CG= 25.00%)           (フライト 有次元)
Cyβ =-0.133527E-01   Cyβ =-0.133527E-01   Yβ' =-0.103432E+00
Cyδr = 0.267702E-02   Cyδr = 0.267702E-02   Yδr' = 0.207366E-01
Clβ =-0.377991E-02   Clβ =-0.377991E-02   Lβ' =-0.210557E+01
Clδa=-0.188831E-02   Clδa=-0.188831E-02   Lδa'=-0.106573E+01
Clδr = 0.116076E-03   Clδr = 0.116076E-03   Lδr' = 0.436502E-01
Clp =-0.439945E+00   Clp =-0.439945E+00   Lp' =-0.152134E+01
Clr = 0.266266E+00   Clr = 0.266266E+00   Lr' = 0.898406E+00
Cnβ = 0.172082E-02   Cnβ1 = 0.172082E-02   Nβ' = 0.230651E+00
Cnδa = 0.525906E-04   Cnδa = 0.525906E-04   Nδa'=-0.234014E-01
Cnδr=-0.127596E-02   Cnδr1=-0.127596E-02   Nδr'=-0.217173E+00
Cnp = 0.459872E-02   Cnp = 0.459872E-02   Np' =-0.414390E-01
Cnr =-0.215260E+00   Cnr =-0.215260E+00   Nr' =-0.198417E+00

```

(NAERO=22) 方向 δr 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)

***** (フィードバック前の極チェック) *****

***** POLES *****

POLES(4), EIVMAX= 0.155D+01

N	REAL	IMAG	
1	-0.15472334D+01	0.00000000D+00	
2	-0.12330322D+00	-0.66031240D+00	[0.1836E+00, 0.6717E+00]
3	-0.12330322D+00	0.66031240D+00	周期 P(sec)= 0.9515E+01
4	-0.29352571D-01	0.00000000D+00	

***** (フィードバック後の極チェック) *****

***** POLES *****

POLES(4), EIVMAX= 0.150D+01

N	REAL	IMAG	
1	-0.15000000D+01	0.00000000D+00	
2	-0.10000000D+01	-0.10000000D+01	[0.7071E+00, 0.1414E+01]
3	-0.10000000D+01	0.10000000D+01	周期 P(sec)= 0.6283E+01
4	-0.50000000D+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(4), EIVMAX= 0.1500D+01

N	REAL	IMAG	
1	-0.15000000D+01	0.00000000D+00	
2	-0.99999999D+00	-0.99999999D+00	[0.7071E+00, 0.1414E+01]
3	-0.99999999D+00	0.99999999D+00	周期 P(sec)= 0.6283E+01
4	-0.50000002D+00	0.00000000D+00	

ZEROS(3), II/JJ= 5/ 2, G=-0.2172D+00

N	REAL	IMAG	
1	-0.15457206D+01	0.00000000D+00	
2	-0.32680286D-01	-0.38608087D+00	[0.8434E-01, 0.3875E+00]
3	-0.32680286D-01	0.38608087D+00	

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

POLES(4), EIVMAX= 0.1547D+01

N	REAL	IMAG	
1	-0.15472334D+01	0.00000000D+00	
2	-0.12330322D+00	-0.66031240D+00	[0.1836E+00, 0.6717E+00]
3	-0.12330322D+00	0.66031240D+00	周期 P(sec)= 0.9515E+01
4	-0.29352571D-01	0.00000000D+00	

ZEROS(3), II/JJ= 2/ 4, G=-0.2177D+01

N	REAL	IMAG	
1	-0.15742496D+01	0.00000000D+00	
2	-0.55993320D+00	-0.34382577D+00	[0.8522E+00, 0.6571E+00]
3	-0.55993320D+00	0.34382577D+00	

周波数	ゲイン余裕	位相余裕
2.50000 (rad/s)		(1) 70.11852 (deg)

ゲイン余裕最小値=900.00000 (dB), 位相余裕最小値= 70.11852 (deg)

(注 1) 空中では初期速度が 10kt を超え、かつ、インプットデータで脚下げ指定の場合は脚 DN およびスピードブレーキオープンとしてトリム計算する。

(注 2) 空中では初期速度が 10kt 以下の場合、フラップと連動して、フラップ 5° 以上で脚 DN とする。

(注 3) 滑走中は脚は常に DN、また、スピードブレーキは初期速度が 10kt を超える場合にオープン。

<解析結果の表示>で“1”を選択すると、安定解析図が次のように得られる。

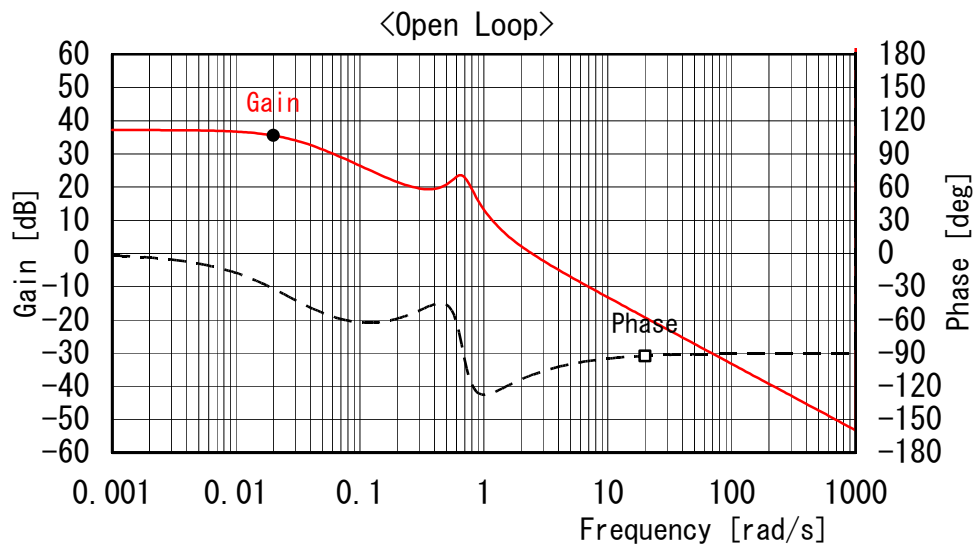


図 2 ラダー系オープンループの周波数特性(アクチュエータなし)

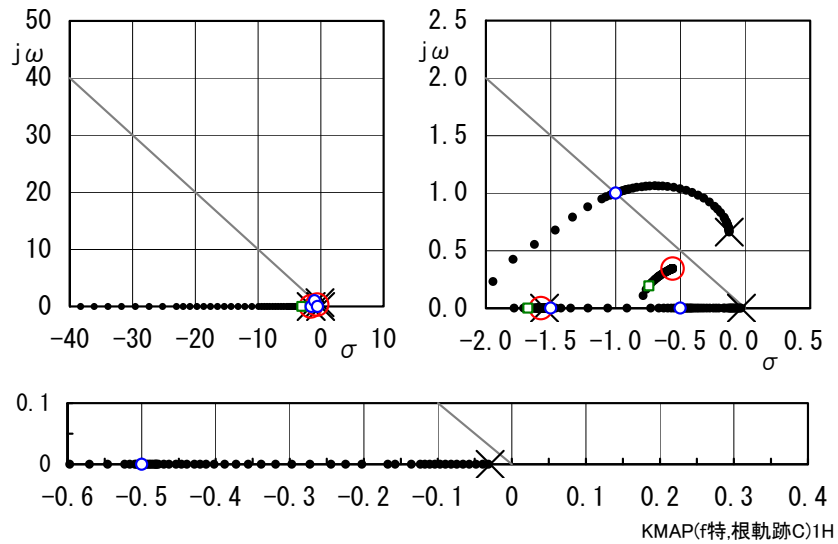


図3 ラダー系の根軌跡(アクチュエータなし)
(CDES. 極配置法によるラダー制御系 1. Y171009. DAT)

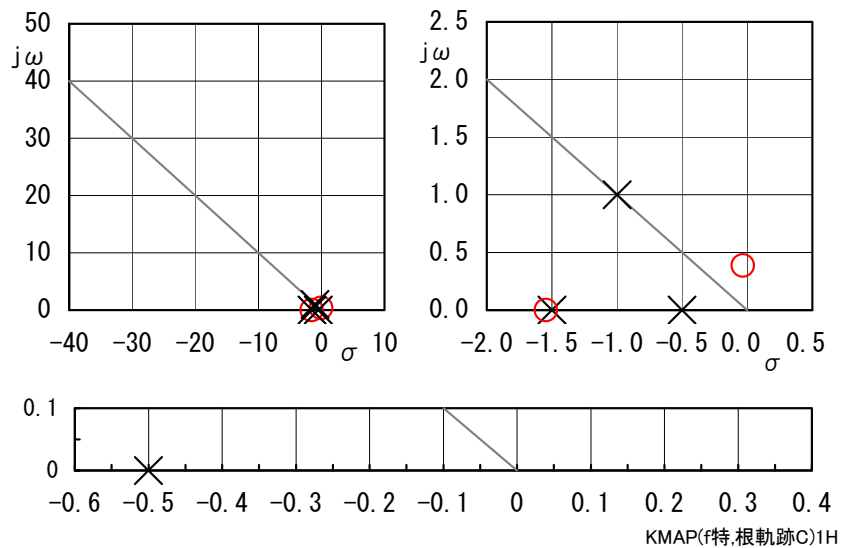


図4 ロール角速度/ラダーの極・零点(アクチュエータなし)

図4の結果から, 配置したい極位置 ($s = -0.5, -1 \pm j, -1.5$) が実現されていることが確認できる.

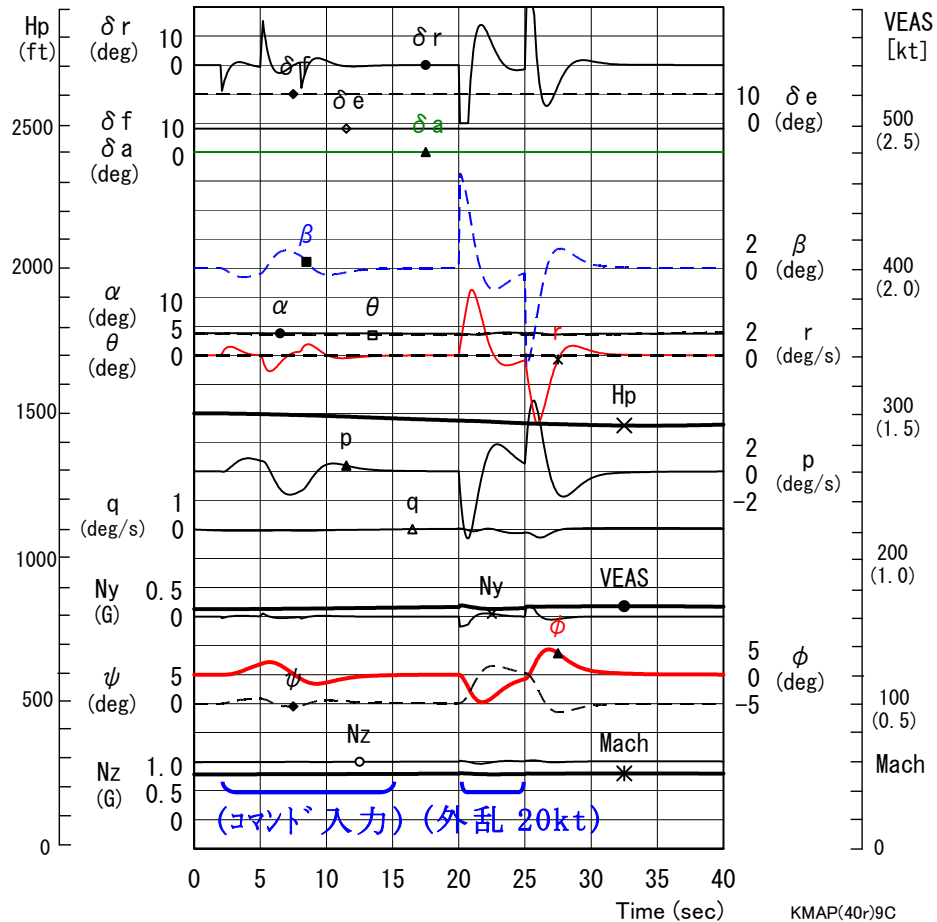


図 5 ロール入力シミュレーション(アクチュエータなし)

図 5 のシミュレーションの 20 秒～25 秒には、横ガスト 20kt が入力されているが、これは、インプットデータの中で次のように指定している。

```
....<vgust Input>.....
t1gust(s)      =      5.000
t2gust(s)      =     10.000
vgust12(kt)    =      0.000
t3gust(s)      =     20.000
t4gust(s)      =     25.000
vgust34(kt)    =     20.000
```

アクチュエータを追加した場合の解析

次に、上記求めたフィードバックゲインを用いて、20rad/s のアクチュエータを追加した場合を解析する。このとき、極配置の関数 {OptC(AP, B2) 2} I4J2: はコメント行 (//) にしておく。下記に当該部分のインプットデータを示す。

```
73 //...<<Da系,ここから記述>>....
74 Z70=U2*G;           H 0 -0.1000E+01  52  70  2  0  0  0
75 //
76 Z72=Z70*G;         H 0 -0.1000E+01  53  72  70  0  0  0
77 Z72={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02  85  72  0  0  0  0
78                   H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
79 //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(Da)
80 Z14={RGAIN(Da)}Z72; H 0                   302  14  72  0  0  0
```

```

81 //(アクチュエータ, 2次遅れ)
82 Z2={G2^2/[G1G2]G3}Z14X21X22; H 0 0.7000E+00 124 2 14 21 0 0
83 H 0 0.2000E+02 124 0 0 22 0 0
84 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
85 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
86 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
87 //(Z2が舵角 Da に接続される)
88 //
89 //*****
90 //...<<Dr系, ここから記述>>...
91 //{OptC(AP, B2)2}I4J2; (極配置)
92 Z74=Z25*G; H 0 0.0000E+00 53 74 25 0 0 0
93 Z75=Z26*G; H 0 0.0000E+00 53 75 26 0 0 0
94 Z76=Z27*G; H 0 0.0000E+00 53 76 27 0 0 0
95 Z77=Z28*G; H 0 0.0000E+00 53 77 28 0 0 0
96 Z101=Z25*G; H 0 0.1141E+02 53 101 25 0 0 0
97 Z102=Z26*G; H 0 0.3298E+00 53 102 26 0 0 0
98 Z103=Z27*G; H 0 -0.8868E+01 53 103 27 0 0 0
99 Z104=Z28*G; H 0 -0.2738E+01 53 104 28 0 0 0
100 Z105=Z101+Z102; H 0 35 105 101 102 0 0
101 Z106=Z105+Z103; H 0 35 106 105 103 0 0
102 Z107=Z106+Z104; H 0 35 107 106 104 0 0
103 //
104 Z90=U4*G; H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
105 Z91=Z90-Z107; H 0 36 91 90 107 0 0
106 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Dr)
107 Z16={RGAIN(Dr)}Z91; H 0 304 16 91 0 0 0
108 //(アクチュエータ, 2次遅れ)
109 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X24X25; H 0 0.7000E+00 124 4 16 24 0 0
110 H 0 0.2000E+02 124 0 0 25 0 0
111 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
112 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr) H 0 -0.2000E+02 85 4 0 0 0 0
113 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
114 //(Z4が舵角 Dr に接続される)

```

上記インプットデータを作り解析すると、<解析結果の表示>の画面となるので、“9”を選択すると、安定解析結果(アクチュエータ有り)が次のように表示される。(自動解析の最初はエレベータ入力となっているので、AUTO ファイルで入力をラダー(4), 出力をヨー角速度(5)と修正して保存してから RUN する)

アクチュエータ追加の解析

```

..... (釣り合い飛行時のデータ) .....
S = 0.42800E+03 (m2)   CBAR = 0.79460E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.16091E+06 (kgf)  qbarS= 0.19261E+06 (kgf)  ROU = 0.11952E+00 (kgf·s2/m4)
V = 0.86778E+02 (m/s)  VKEAS= 0.16500E+03 (kt)   b = 0.60900E+02 (m)
Ix= 0.11935E+07 (⇒)   Iz = 0.39250E+07 (⇒)   Ixz = 0.11935E+06 (kgf·m·s2)
CL= 0.83552E+00 (ー)   α = 0.37503E+01 (deg)  CG = 0.25000E+02 (%MAC)
(この CL は初期釣合 G に必要な CL です)
T = 0.13482E+05 (kgf)  δf = 0.20000E+02 (deg)  δe = -0.18750E+01 (deg)
CLα = 0.1072E+00 (1/deg)  Gmα = -0.2570E-01 (1/deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn = (0.25 - Cmα / CLα) * 100 = 0.48981E+02 (%MAC)
脚 ΔCD = 0.20000E-01 (ー),   スピードブレーキ ΔCD = 0.40000E-01 (ー)
脚-UP,   スピードブレーキ クロス,   初期フラップ角 δfpilot = 0.20000E+02 (deg)
(微係数推算用フラップ δf = 0.20000E+02 (deg))

(CG=25%)           (CG= 25.00%)           (フライト有次元)
Cyβ = -0.133527E-01   Cyβ = -0.133527E-01   Yβ' = -0.103432E+00
Cyδr = 0.267702E-02   Cyδr = 0.267702E-02   Yδr' = 0.207366E-01

```



```

ClB =-0.377991E-02   ClB =-0.377991E-02   LB' =-0.210557E+01
Clδa=-0.188831E-02  Clδa =-0.188831E-02   Lδa'=-0.106573E+01
Clδr= 0.116076E-03  Clδr = 0.116076E-03   Lδr' = 0.436502E-01
Clp =-0.439945E+00  Clp =-0.439945E+00   Lp' =-0.152134E+01
Clr = 0.266266E+00  Clr = 0.266266E+00   Lr' = 0.898406E+00
Cnβ = 0.172082E-02  Cnβ1 = 0.172082E-02   Nβ' = 0.230651E+00
Cnδa= 0.525906E-04  Cnδa = 0.525906E-04   Nδa'=-0.234014E-01
Cnδr=-0.127596E-02  Cnδr1=-0.127596E-02  Nδr'=-0.217173E+00
Cnp = 0.459872E-02  Cnp = 0.459872E-02   Np' =-0.414390E-01
Cnr =-0.215260E+00  Cnr =-0.215260E+00   Nr' =-0.198417E+00

```

(NAERO=22) 方向 δr 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)

***** (フィードバック前の極チェック) *****

***** POLES *****

POLES(8), EIVMAX= 0.200D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.14000000D+02	-0.14282857D+02	[0.7000E+00, 0.2000E+02]
2	-0.14000000D+02	-0.14282857D+02	[0.7000E+00, 0.2000E+02]
3	-0.14000000D+02	0.14282857D+02	周期 P(sec)= 0.4399E+00
4	-0.14000000D+02	0.14282857D+02	周期 P(sec)= 0.4399E+00
5	-0.15472334D+01	0.00000000D+00	
6	-0.12330322D+00	-0.66031240D+00	[0.1836E+00, 0.6717E+00]
7	-0.12330322D+00	0.66031240D+00	周期 P(sec)= 0.9515E+01
8	-0.29352571D-01	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(8), EIVMAX= 0.2000D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.14000000D+02	-0.14282857D+02	[0.7000E+00, 0.2000E+02]
2	-0.14000000D+02	0.14282857D+02	周期 P(sec)= 0.4399E+00
3	-0.12790569D+02	-0.13122973D+02	[0.6980E+00, 0.1833E+02]
4	-0.12790569D+02	0.13122973D+02	周期 P(sec)= 0.4788E+00
5	-0.14826615D+01	0.00000000D+00	
6	-0.11257643D+01	-0.10512329D+01	[0.7309E+00, 0.1540E+01]
7	-0.11257643D+01	0.10512329D+01	周期 P(sec)= 0.5977E+01
8	-0.50786463D+00	0.00000000D+00	

ZEROS(5), II/JJ= 5/ 2, G=-0.8687D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.14000000D+02	-0.14282857D+02	[0.7000E+00, 0.2000E+02]
2	-0.14000000D+02	0.14282857D+02	
3	-0.15457206D+01	0.00000000D+00	
4	-0.32680286D-01	-0.38608087D+00	[0.8434E-01, 0.3875E+00]
5	-0.32680286D-01	0.38608087D+00	

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

POLES(8), EIVMAX= 0.2000D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.14000000D+02	-0.14282857D+02	[0.7000E+00, 0.2000E+02]
2	-0.14000000D+02	-0.14282857D+02	[0.7000E+00, 0.2000E+02]
3	-0.14000000D+02	0.14282857D+02	周期 P(sec)= 0.4399E+00
4	-0.14000000D+02	0.14282857D+02	周期 P(sec)= 0.4399E+00
5	-0.15472334D+01	0.00000000D+00	
6	-0.12330322D+00	-0.66031240D+00	[0.1836E+00, 0.6717E+00]
7	-0.12330322D+00	0.66031240D+00	周期 P(sec)= 0.9515E+01
8	-0.29352571D-01	0.00000000D+00	

ZEROS(5), II/JJ= 2/ 4, G=-0.8708D+03

N	REAL	IMAG	
1	-0.14000000D+02	0.14282857D+02	
2	-0.14000000D+02	-0.14282857D+02	[0.7000E+00, 0.2000E+02]

```

3  -0.15742562D+01  0.00000000D+00
4  -0.56003813D+00 -0.34352398D+00 [ 0.8524E+00, 0.6570E+00]
5  -0.56003813D+00  0.34352398D+00
    
```

周波数	ゲイン余裕	位相余裕
2.50000 (rad/s)		(1) 60.29432 (deg)
20.00000 (rad/s)	(1) 21.63824 (dB)	

ゲイン余裕最小値 = 21.63824 (dB), 位相余裕最小値 = 60.29432 (deg)

- (注 1) 空中では初期速度が 10kt を超え、かつ、インプットデータで脚下げ指定の場合は脚 DN およびスピードブレーキオープンとしてトリム計算する。
- (注 2) 空中では初期速度が 10kt 以下の場合、フラップと連動して、フラップ 5° 以上で脚 DN とする。
- (注 3) 滑走中は脚は常に DN、また、スピードブレーキは初期速度が 10kt を超える場合にオープン。

<解析結果の表示>で“1”を選択すると、安定解析図が次のように得られる。

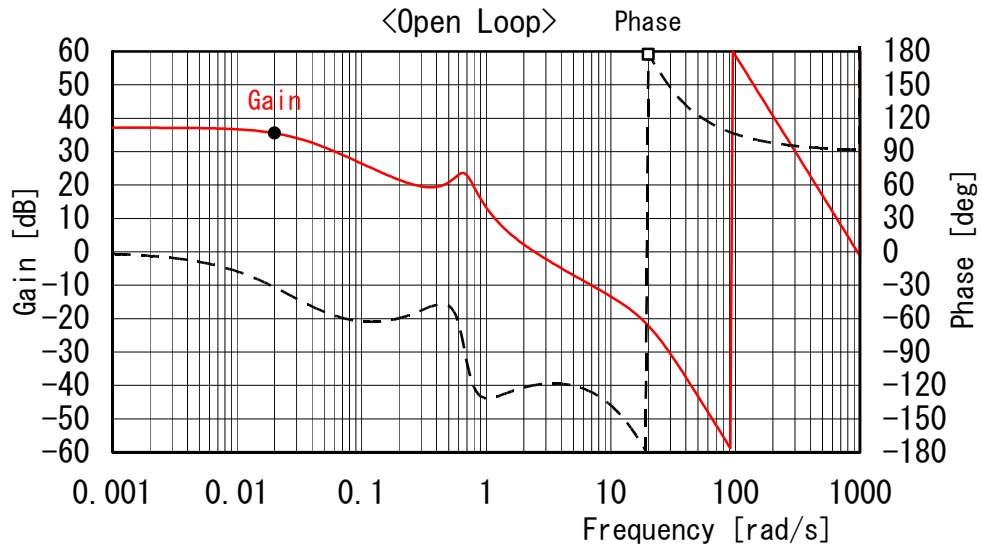


図 6 ラダー系オープンループの周波数特性(アクチュエータ有り)

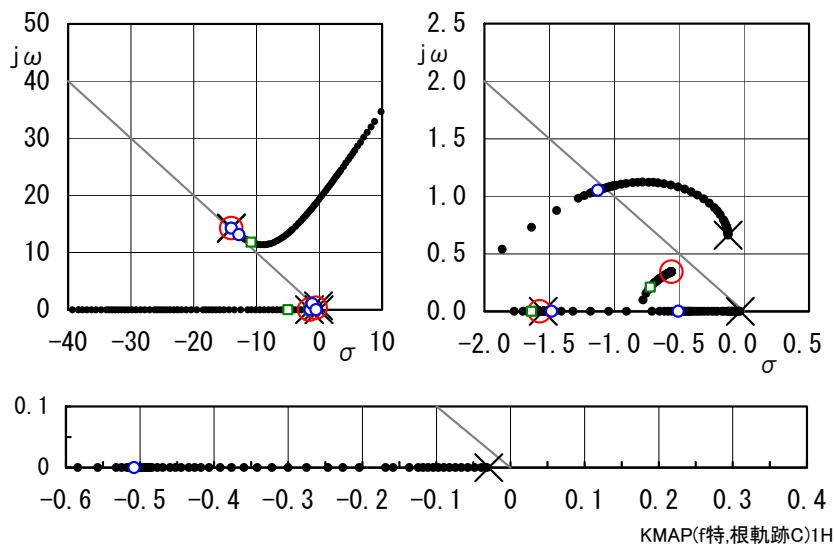


図 7 ラダー系の根軌跡(アクチュエータ有り)
(CDES. 極配置法によるラダー制御系 2. Y171009. DAT)

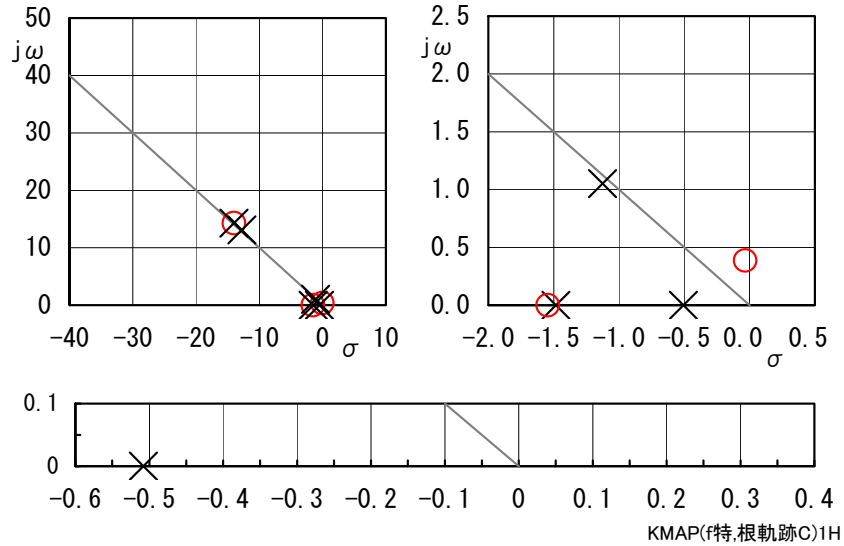


図 8 ロール角速度/ラダーの極・零点(アクチュエータ有り)

図 8 の結果から、20rad/s のアクチュエータを追加しても、配置したい極位置 ($s=-0.5$, $-1 \pm j$, -1.5) はさほど変化していないことがわかる。また、図 9 は、シミュレーション結果であるが、これもアクチュエータ追加による影響は少ないことがわかる。

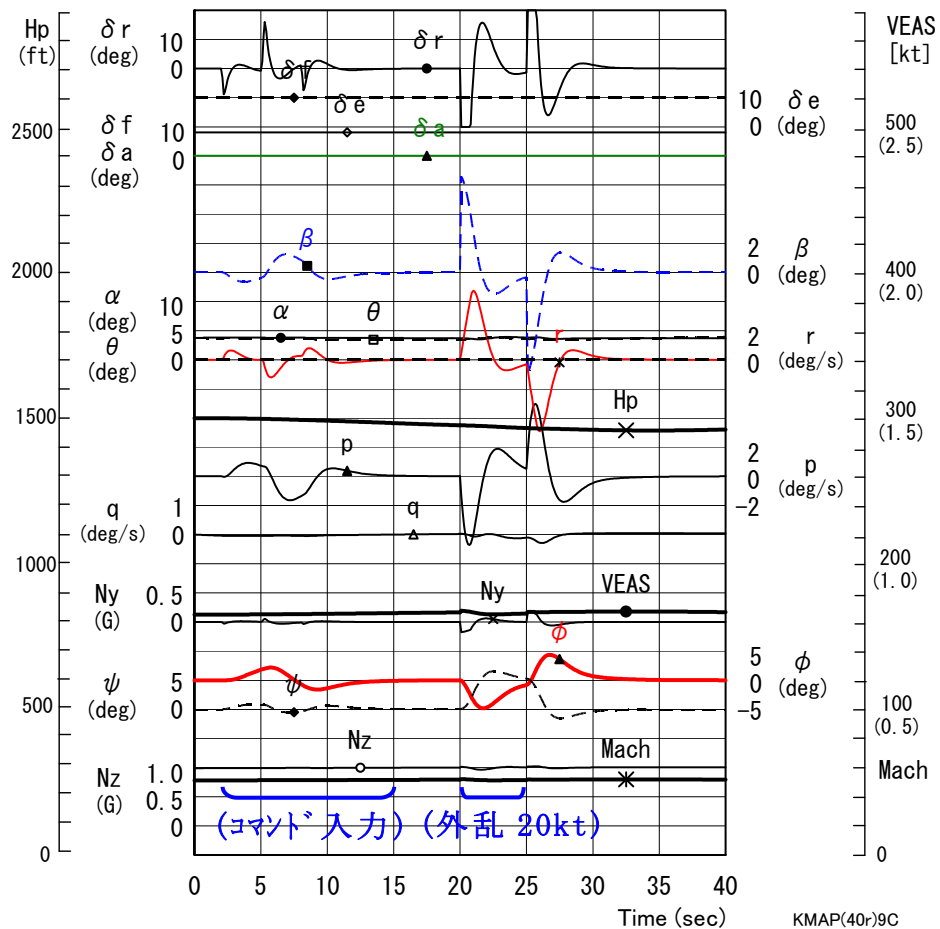
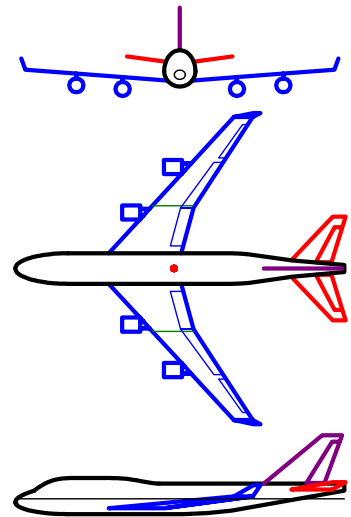


図 9 ロール入力シミュレーション(アクチュエータ有り)

なお、＜解析結果の表示＞で“3”を選択すると、Ecx1 図によって右図のように機体3面図が得られる。

(画面に表示された文章や図をワード文書で利用するには、当該部分の領域を選択し、ワードの「編集」タブから「形式を選択して貼り付け」を実施すると精度よく貼り付けることができる)



参考文献

- 1) 片柳亮二：例題で学ぶ航空制御工学，技報堂出版，2014.

以上