

機体固有の特性(3軸制御なし)

2017(H29). 2. 24 片柳亮二

1. 縦系の特性

図 1.1 に、縦系のブロック図(KMAP 線図)を示す。

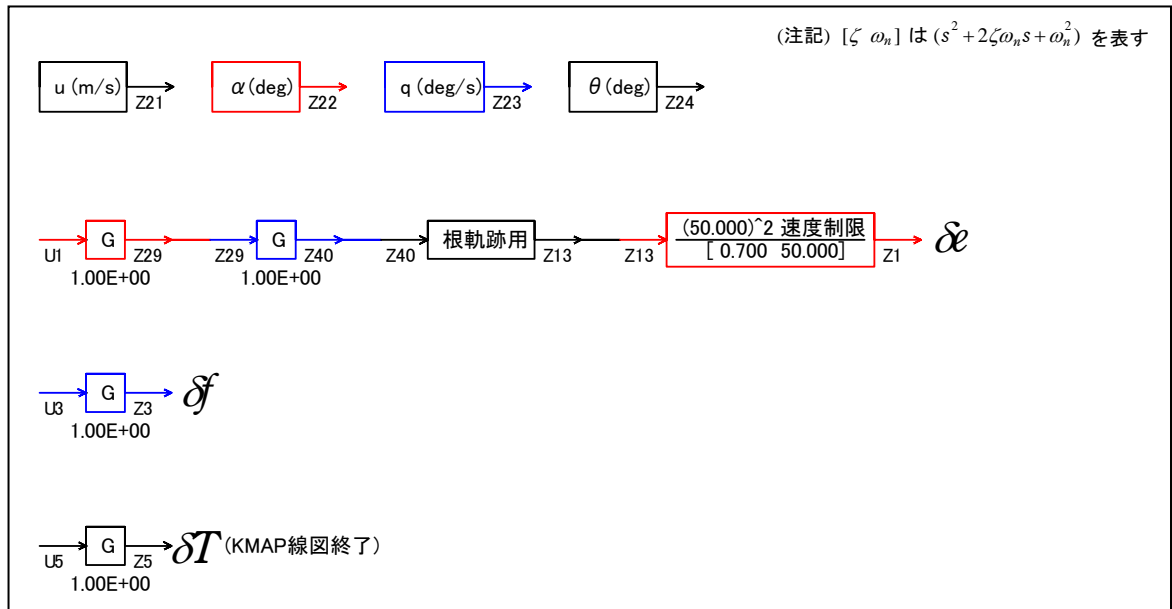


図 1.1 縦系(制御なし)のブロック図(KMAP 線図)

この KMAP 線図は、最適ゲイン計算終了後に表示される「解析結果の表示」画面で「10」とキーイン/Enterすると Excel で表示できる。これは、インプットデータの制御則部分を順番に描いたもので、これを用いるとインプットデータの結線ミスを発見しやすくなる。

さて、KMAP105(以降のバージョン)を起動して、「0, 2, 13, 99, 330」とキーイン/Enterすると、インプットデータ例から「CDES. オートパイロット演習縦 0. Y170224. DAT」が呼び出される。(もちろん他の飛行機を選択してもよい)

なお、表示画面の上端にカーソルを合わせて右クリックして、「プロパティ」に入り、「レイアウト」タグの「画面バッファサイズ」の高さが 300 になっている場合は、9000 に変更しておくこと、画面を 9000 行戻れるようになります。

さて、画面には次が表示される。

⑤
 *****< 新しいファイル名入力してください >*****
 * (現在のファイル名) : CDES. オートパイロット演習縦 0. Y170224. DAT
 * 入力例 : CDES. ○○○. DAT (○○○のみ記入, 文字数は任意)

 ●新しいファイル名を入力 (不明時は 0 入力) (-1 は戻る) -->

ここで、自分用の新しいファイル名を入力します。もっとも簡単なのは「0」です。ここでは「0」をキーイン/Enterすると、次の画面が表示される。

⑦

```

*****< 制御則選択 >*****
*----- (以下、横・方向系は制御なし)-----*
* 1010 : 縦系. 制御なし *
*       横・方向系. 制御なし *
* * *
* 1110 : 縦系. ピッチ角保持1 (θ比例積分 および q比例) *
*       横・方向系. 制御なし *
* * *
* (以下省略) *
*****< 制御則選択 >*****
(不明時は 0 を入力)
●上記の 0~を選択 -->

```

ここで、「1010, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 1, 7」とキーイン/Enterすると、エレベータ入力に対するピッチ角の応答の線形解析と、6自由度運動方程式による運動シミュレーション(3軸の運動)が計算される。解析が終了すると、次の「解析結果の表示」の画面になる。

```

$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$< 解析結果の表示 >$$$$$$$$$$$$ (KMAP105)$$$$$$$$$$$$
$$ 0 : 結果表示 終了 $$
$$
$$ 1 : 安定解析図 (f 特, 根軌跡) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (極・零点配置, 根軌跡, 周波数特性などの図が表示できます) $$
$$ (極・零点の数値データは “9” (安定解析結果) で確認できます) $$
$$ 2 : シミュレーション図 (KMAP (時歴)) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (40 秒または 200 秒のタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 3 : 機体 3 面図 (Excel を立ち上げてください) $$
$$ 4 : 飛行性能推算結果 (TES10. DAT) $$
$$ 5 : 空力係数推算結果 (TES5. DAT) $$
$$ 6 : ナイスト線図 (Excel を立ち上げてください) $$
$$ 7 : シミュレーション図 (KMAP (Simu)) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (Z191~Z200 に定義した値をタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 8 : 飛行特性解析結果 (機体固有) (シミュレーション結果: 縦→81, 横方向→82) $$
$$ 88: 飛行特性解析結果 (制御系含み) (シミュレーション結果: 縦→881, 横方向→882) $$
$$ 9 : 安定解析結果 (TES13. DAT) $$
$$ 10: KMAP 線図 (フック図自動作画) やその他の Excel 図 (Excel を立ち上げる) $$
$$ 11: 運動アニメーションを実行 (ただし, 飛行機と水中ビークルのみ) $$
$$ (アニメーション開始: [shift]+[S], 終了: [shift]+[E]) $$
$$ (アニメーション表示モード変更: [shift]+[V]) $$
$$ (アニメーション機体拡大: [Q], 縮小: [A]) $$
$$ (アニメーション表示回転: [←], [↑], [→], [↓]) $$
$$ 12: 運動アニメーションの移動量を調節する $$
$$ 13: シミュレーションデータの保存と加工 $$
$$ 14: 取り扱い説明書 (pdf 資料), (15: インพุットデータ表示), (16: Ap, B2 行列表示) $$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$

```

●上記解析結果の表示 ⇒ 0~ を選択 -->

ここで、「9」とキーイン/Enterすると、「安定性解析結果」が数値で次のように表示される。

```
..... (釣り合い飛行時のデータ) .....
S = 0.42800E+03 (m2)   CBAR = 0.79500E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.16100E+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)   Iy = 0.29398E+07 (kgf·m·s2)
θ= 0.37503E+01 (deg) α = 0.37503E+01 (deg) CG = 0.25000E+02 (%MAC)
CL= 0.83601E+00 (—)   CD = 0.13050E+00 (—)   CDα= 0.83629E-02 (1/deg)
(この CL, CD, CDα は初期釣合 G に必要な CL, CD, CDα です)
T = 0.24905E+05 (kgf) δf = 0.20000E+02 (deg) δe = -0.18750E+01 (deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn=(0.25-Cmα/CLα)*100= 0.48958E+02 (%MAC)
脚 ΔCD= 0.20000E-01 (—),   スピードブレーキ ΔCD= 0.40000E-01 (—)
脚-DN,   スピードブレーキ オープン,   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 ^o 有次元)
Cxu = -0.370589E+00	Cxu = -0.370589E+00	Xu = -0.352626E-01
Cxα = 0.622708E-02	Cxα = 0.622708E-02	Xα = 0.744775E-01
Czu = 0.000000E+00	Czu = 0.000000E+00	Zu' = -0.149163E+00
CLα = 0.107158E+00	CLα = 0.107158E+00	Zα' = -0.844379E+00
CLδe = 0.578192E-02	CLδe = 0.578192E-02	Zδe' = -0.447613E-01
CLδf = 0.214867E-01	CLδf = 0.214867E-01	Zδf' = -0.166341E+00
Cmu = 0.000000E+00	Cmu = 0.000000E+00	Mu' = 0.318527E-01
Cmα = -0.256726E-01	Cmα = -0.256726E-01	Mα' = -0.585919E+00
Cmδe = -0.220535E-01	Cmδe = -0.220535E-01	Mδe' = -0.648655E+00
Cmδf = -0.624090E-02	Cmδf = -0.624090E-02	Mδf' = -0.150746E+00
Cmq = -0.292030E+02	Cmq = -0.292030E+02	Mq' = -0.910313E+00
CmαD = -0.894998E+01	CmαD = -0.894998E+01	Mθ' = 0.157725E-02
(Mu = 0.000000E+00)	(Mα = -0.766230E+00)	(Mδe = -0.658213E+00)
(Mδf = -0.186267E+00)	(Mq = -0.696770E+00)	(MαD = -0.213543E+00)

(NAERO=110) 縦 δe 閉ループシステム解析

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

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

POLES(6), EIVMAX= 0.5000D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.34999999D+02	-0.35707143D+02	[0.7000E+00, 0.5000E+02]
2	-0.34999999D+02	0.35707143D+02	周期 P(sec)= 0.1760E+00
3	-0.88391783D+00	-0.76908940D+00	[0.7544E+00, 0.1172E+01]
4	-0.88391783D+00	0.76908940D+00	周期 P(sec)= 0.8170E+01
5	-0.11059201D-01	-0.11807618D+00	[0.9325E-01, 0.1186E+00]
6	-0.11059201D-01	0.11807618D+00	周期 P(sec)= 0.5321E+02

ZEROS(2), II/JJ= 7/ 1, G=-0.1622D+04

N	REAL	IMAG
1	-0.78899010D+00	0.00000000D+00
2	-0.50218996D-01	0.00000000D+00

(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 以下の場合は、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。

次に「解析結果の表示」画面で「1」とキーイン/Enterすると、極・零点の図を Excel で表示させることができる。

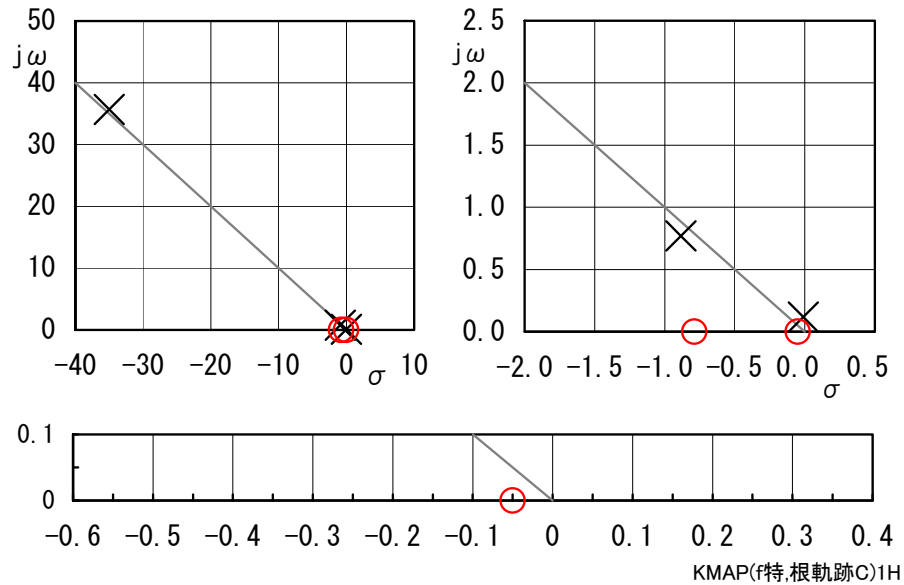


図 1.2 $q/U1$ の極・零点

次に「解析結果の表示」画面で「3」とキーイン/Enterすると、「KMAP(機体図)8.xls」を用いて機体3面図を表示させることができる。

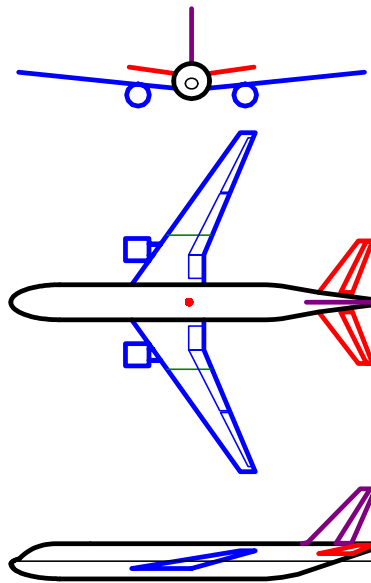


図 1.3 機体3面図

なお、これらの Excel 図を Word に貼り付けるには、当該部分の領域を選択し、Word の「編集」タブから「形式を選択して貼り付け」を実施すると、上記のように精度よく図を貼り付けることができる。

次に「解析結果の表示」画面で「4」とキーイン/Enterすると、「飛行性能推算結果」を表示させることができる。

表(a) 計算条件

乗員・乗客数 Npassen= 400 (名)
 ペイロード Wpay= 0.8490E+01 (tf)
 離陸重量 Wto= 0.2470E+03 (tf)
 自重比の統計値増加量= 0.0000E+00 (%)
 主翼面積 S= 0.4280E+03 (m²)
 スパン b= 0.6090E+02 (m)
 平均空力翼弦 CBAR= 0.7950E+01 (m)
 アスペクト比 A= 0.8665E+01 (—)
 先細比(主翼) λ = 0.2300E+00 (—)
 前縁後退角 \wedge LE = 0.3500E+02 (deg)
 上反角 Γ = 0.6000E+01 (deg)
 胴体長さ LB= 0.6370E+02 (m)
 翼面荷重 Wto/S= 0.5771E+03 (kgf/m²)
 巡航燃費 bJ= 0.5600E+00 (kgf/hr)
 巡航推力比 ETO= 0.2720E+00 (—)
 巡航条件 0.3500E+05(ft), 0.8400E+00(M)
 (VEAS= 0.2695E+03(kt), Vcr= 0.2491E+03(m/s))

表(b) 重量の内訳

自重比 Wempty/Wto= 0.4342E+00 (—)
 人+[^]イロト[^]比 Wfixed/Wto= 0.1963E+00 (—)
 燃料重量比 Wfuel/Wto= 0.3695E+00 (—)
 自重(入力値) Wempty= 0.1072E+03 (tf)
 着陸重量 WLD= 0.1610E+03 (tf)
 燃料重量 Wfuel= 0.9126E+02 (tf)
 (入力値 0.1170E+03⇒ 0.1170E+03(キロL)*0.78)

表(c) 飛行性能(計算結果)

航続距離 R3= 0.10097E+05 (km)
 人・km/燃料1リットル= 0.34521E+02 (人・km/L)
 航続時間 E3= 0.11260E+02 (hr)
 離陸滑走路長 sT0= 0.22495E+04 (m)
 " 滑走距離 s0= 0.13041E+04 (m)
 " CLmaxT0= 0.15437E+01 (—)
 離陸速度 VLO= 0.16543E+03 (kt)
 着陸滑走路長 Ld= 0.14760E+04 (m)
 " 滑走距離 L0= 0.59041E+03 (m)
 " CLmaxLD= 0.22933E+01 (—)
 接地速度 VTD= 0.11450E+03 (kt)
 離陸推力 Tto= 0.70000E+02 (tf)
 巡航に必要な推力= 0.14073E+02 (tf)

表(d) 巡航時の空力特性

有害抗力係数 CD0= 0.18713E-01 (—)
 誘導抗力の係数 k= 0.41535E-01 (—)
 巡航時迎角 α = 0.27860E+01 (deg)
 揚力係数 CL= 0.45686E+00 (—)
 抗力係数 CD= 0.27382E-01 (—)
 揚抗比 CL/CD= 0.16685E+02 (—)
 --<以下はブレイク最適巡航条件(CL, V一定)>--
 最適巡航迎角 α = 0.28939E+01 (deg) (参考)
 最適揚力係数 CL= 0.47455E+00 (—) (参考)
 最適抗力係数 CD= 0.28066E-01 (—) (参考)
 最適揚抗比 CL/CD= 0.16908E+02 (—) (参考)
 最適巡航速度 Vcr= 0.24440E+03 (m/s) (参考)

なお, シミュレーションの結果は, 次の横・方向系の結果と併せて最後に示す.

2. 横・方向系の特性

図 2.1 に、ロールダンパ 1(p 比例)/ヨーダンパ 1(r ハイパス)制御のブロック図 (KMAP 線図) を示す。

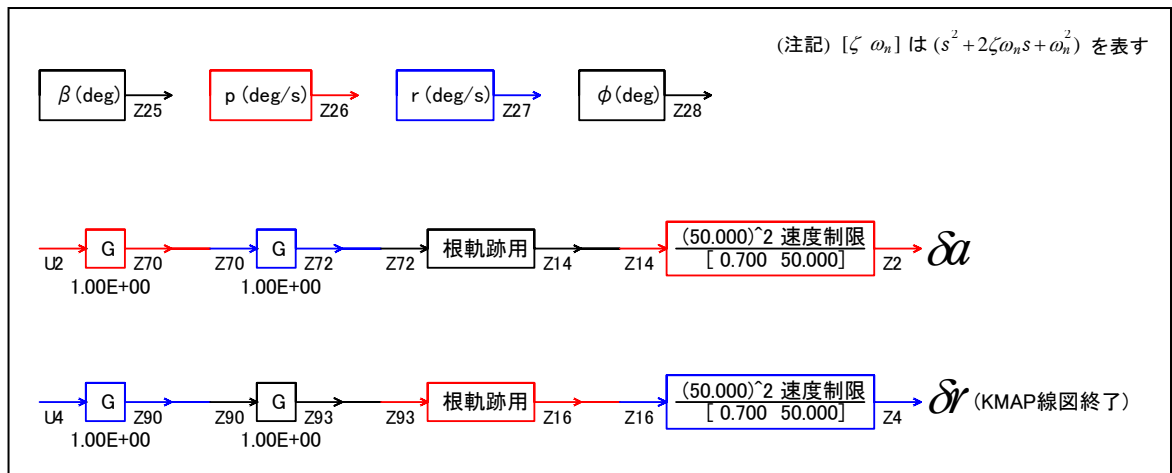


図 2.1 横・方向系(制御なし)のブロック図 (KMAP 線図)

ピッチダンパの最適ゲイン計算後に表示された「解析結果の表示」画面において、「0」とキーイン/Enterすると、次が表示される。

```

#####< 解析を続けますか，終了しますか？>#####
¥ =1：同じ解析（航空機，その他一般制御系）を，同じデータファイルで再び実行 ¥
¥ =2：同じ解析（航空機，その他一般制御系）を，違うデータファイルで実行 ¥
¥ =3：違う解析（有限要素法解析）or（差分法解析）or（翼理論）を実行 ¥
¥ ¥
¥ =9：終了 ¥
¥ (-1)：（戻る） ¥
#####

```

●解析を続けるか終了か ⇒ 1, 2, 3, 9 を選択 -->

ここで、「1, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 2, 6」とキーイン/Enterすると、エルロン入力に対するロール角の応答の線形解析と、6 自由度運動方程式による運動シミュレーション(3 軸の運動)が計算される。解析が終了すると、同様に「解析結果の表示」の画面になる。

ここで、「9」とキーイン/Enterすると、U2 の入力に対するロール角 ϕ の「安定性解析結果」が数値で次のように表示される。

```

..... (釣り合い飛行時のデータ) .....
S = 0.42800E+03 (m2)   CBAR = 0.79500E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.16100E+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= 0.11942E+07 (⇒)  Iz = 0.39273E+07 (⇒)   Ixz = 0.11942E+06 (kgf·m·s2)
CL= 0.83601E+00 (-)  alpha = 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 = 0.24905E+05 (kgf) delta_f = 0.20000E+02 (deg) delta_e = -0.18750E+01 (deg)
CL_alpha = 0.1072E+00 (1/deg) C_m_alpha = -0.2567E-01 (1/deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn = (0.25 - C_m_alpha / CL_alpha) * 100 = 0.48958E+02 (%MAC)

```

脚 $\Delta CD = 0.20000E-01$ (—), スピードブレーキ $\Delta CD = 0.40000E-01$ (—)
 脚-DN, スピードブレーキ オープン, 初期フラップ角 $\delta f_{pilot} = 0.20000E+02$ (deg)
 (微係数推算用フラップ $\delta f = 0.20000E+02$ (deg))

(CG=25%)	(CG= 25.00%)	(フライト [*] 有次元)
Cy β = -0.133535E-01	Cy β = -0.133535E-01	Y β' = -0.103377E+00
Cy δr = 0.267723E-02	Cy δr = 0.267723E-02	Y $\delta r'$ = 0.207260E-01
Cl β = -0.378107E-02	Cl β = -0.378107E-02	L β' = -0.210500E+01
Cl δa = -0.188835E-02	Cl δa = -0.188835E-02	L $\delta a'$ = -0.106513E+01
Cl δr = 0.116085E-03	Cl δr = 0.116085E-03	L $\delta r'$ = 0.436306E-01
Cl p = -0.442459E+00	Cl p = -0.442459E+00	L p' = -0.152915E+01
Cl r = 0.266422E+00	Cl r = 0.266422E+00	L r' = 0.898423E+00
Cn β = 0.172059E-02	Cn β = 0.172059E-02	N β' = 0.230457E+00
Cn δa = 0.526224E-04	Cn δa = 0.526224E-04	N $\delta a'$ = -0.233829E-01
Cn δr = -0.127591E-02	Cn δr = -0.127591E-02	N $\delta r'$ = -0.217036E+00
Cn p = 0.458712E-02	Cn p = 0.458712E-02	N p' = -0.416913E-01
Cn r = -0.215221E+00	Cn r = -0.215221E+00	N r' = -0.198243E+00

(NAERO=210) 横 δa 閉ループシステム解析

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

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

POLES(8), EIVMAX= 0.5000D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.34999999D+02	-0.35707143D+02	[0.7000E+00, 0.5000E+02]
2	-0.34999999D+02	-0.35707143D+02	[0.7000E+00, 0.5000E+02]
3	-0.34999999D+02	0.35707143D+02	周期 P(sec)= 0.1760E+00
4	-0.34999999D+02	0.35707143D+02	周期 P(sec)= 0.1760E+00
5	-0.15543436D+01	0.00000000D+00	
6	-0.12361512D+00	-0.65973228D+00	[0.1842E+00, 0.6712E+00]
7	-0.12361512D+00	0.65973228D+00	周期 P(sec)= 0.9524E+01
8	-0.29192051D-01	0.00000000D+00	

ZEROS(4), II/JJ= 6/ 1, G=-0.2667D+04

N	REAL	IMAG	
1	-0.34999999D+02	-0.35707143D+02	[0.7000E+00, 0.5000E+02]
2	-0.34999999D+02	0.35707143D+02	
3	-0.16024922D+00	-0.52366126D+00	[0.2926E+00, 0.5476E+00]
4	-0.16024922D+00	0.52366126D+00	

(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 以下の場合は、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。

次に「解析結果の表示」画面で「1」とキーイン/Enter すると、横・方向系の極・零点の図を Excel で表示させることができる。

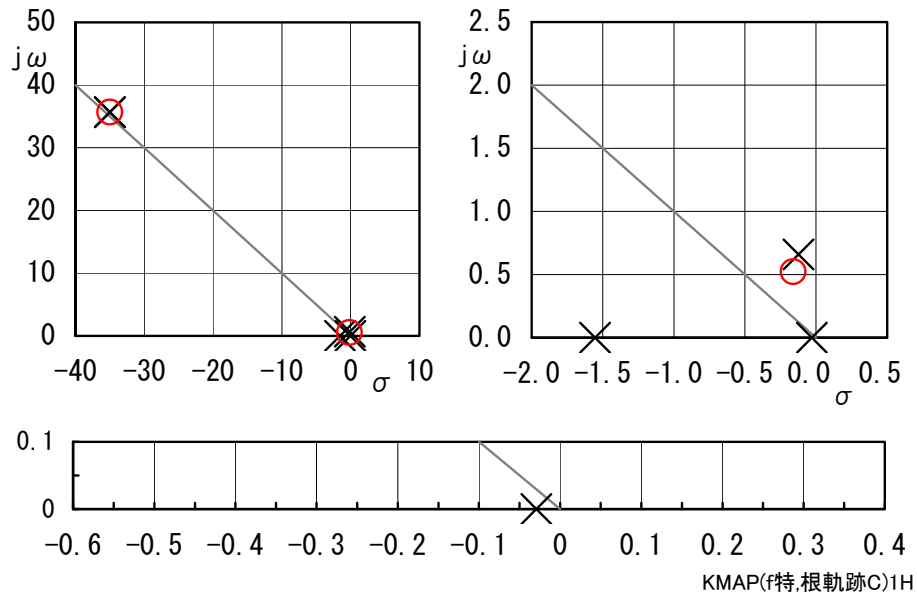


図 2.2 横・方向系(制御なし)の極・零点 ($\phi/U2$)

次に、「解析結果の表示」画面で「2」とキーイン/Enterすると、シミュレーション図を次のように Excel 表示させることができる。

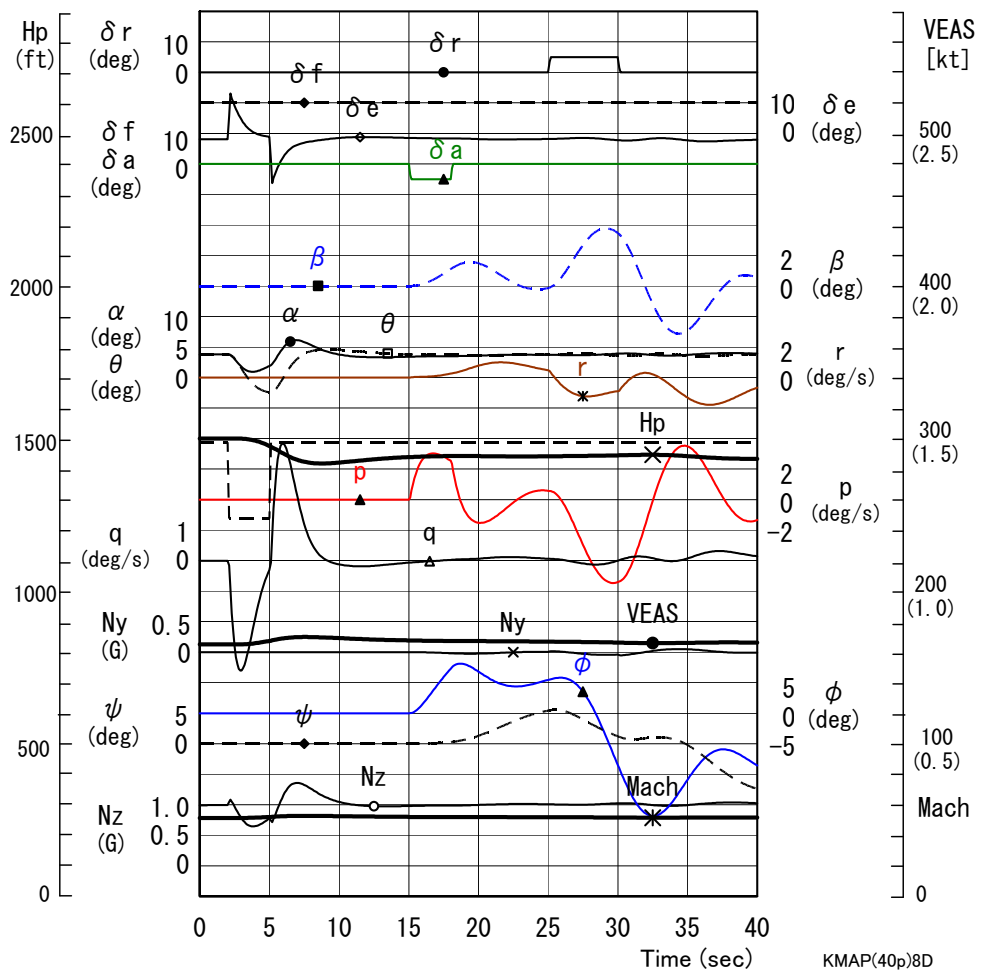


図 2.3 ピッチ/ロール/ヨー入力のシミュレーション (3軸制御なし)

以上