

# KMA P (旧 Ver.) の例題 (1) - 航空機の運動解析

2018 (H30). 8. 29 (C) 片柳亮二

## 1. 航空機の運動方程式

航空機の運動を解析するためには、まず航空機の運動方程式を理解する必要がある。その運動方程式は、われわれが高校で学んだニュートンの第 2 法則から導かれる剛体の運動方程式である。すなわち、

$$\boxed{\text{質量} \times \text{加速度} = \text{力}}, \quad \boxed{\text{慣性モーメント} \times \text{角加速度} = \text{力のモーメント}} \quad (1.1)$$

である。一見難しそうな航空機の運動もその原理は単純である。

ただし、少し運動方程式が複雑になるのは、(1.1) 式の右辺の力およびモーメントを見積もる際に、地球固定の座標系で考えると、機体が回転するために表現が難しくなることである。例えば、エンジン推力は胴体後ろ側に一定の推力ベクトルが存在すると表せるが、地球座標系からみると一種の回転しているベクトルとなる。従って、(1.1) 式の運動方程式を機体に固定した座標軸で表現すれば、右辺の力およびモーメントは簡単に表現できる。その場合、(1.1) 式の左辺は座標系が回転しているために、その分だけ複雑になるが、運動方程式としてはその方が扱いやすいため、航空機をはじめロケットなどの 3 次元空間における飛行物体の運動は、回転座標系における運動方程式が一般的に使用される。

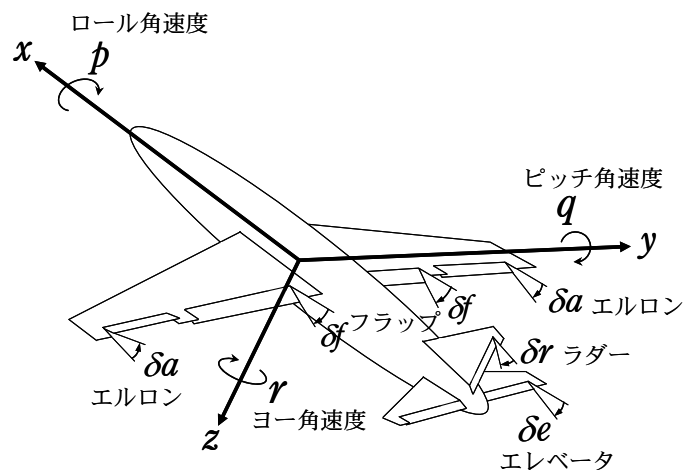


図 1.1 航空機の機体座標軸と操縦舵面

図 1.1 は、航空機の機体座標軸（機体に固定した回転座標系）と操縦舵面を示したものである。航空機の運動は次のように表す。  $x$  軸、  $y$  軸、  $z$  軸まわりの角速度を  $p$ 、  $q$ 、  $r$  (deg/s) で表し、それぞれロール角速度（ロールレート）、ピッチ角速度（ピッチレート）、ヨー角速度（ヨーレート）という。パイロットは操縦舵面のエレベータ  $\delta_e$ 、エルロン  $\delta_a$ 、ラダー  $\delta_r$ 、フラップ  $\delta_f$  を動かして、航空機に固定した座標系  $xyz$  まわりの角速度  $p$ 、  $q$ 、  $r$  を制御し、重心まわりの釣り合いを保つことで安定な飛行が実現される。

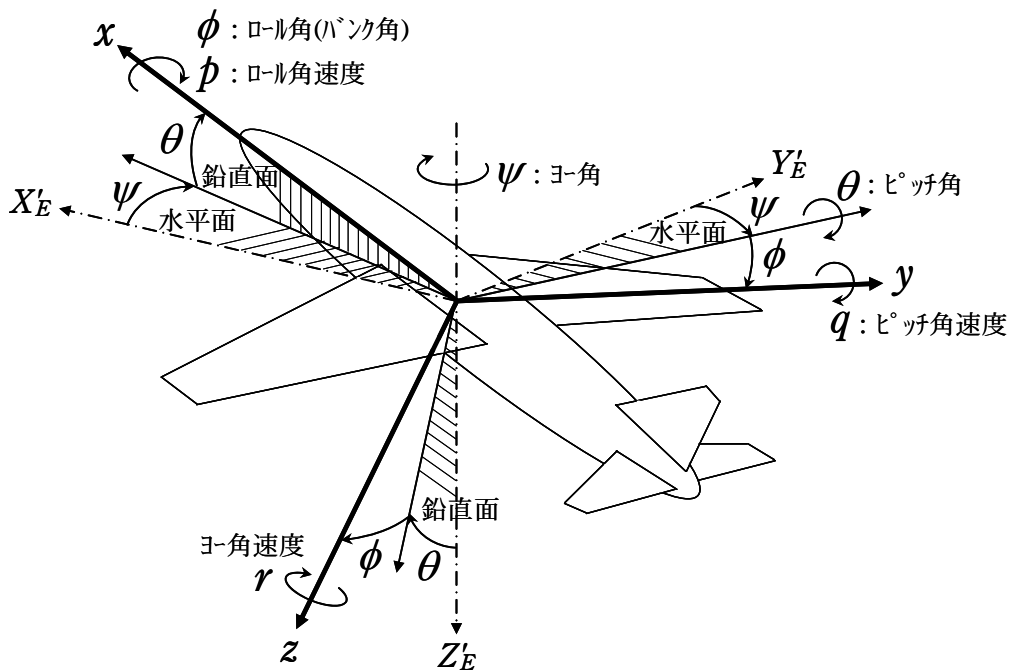


図 1.2 航空機の空間上の姿勢

図 1.2 は、航空機の 3 次元空間上の姿勢を表したものである。空間上の機体の姿勢を  $\psi$ 、  $\theta$ 、  $\phi$  (deg) で表し、それぞれヨー角、ピッチ角、ロール角（バンク角）という。  $\psi$ 、  $\theta$ 、  $\phi$  をまとめてオイラー角といい、機体の姿勢は、オイラー角を  $\psi \rightarrow \theta \rightarrow \phi$  の順に回転させて空間上の姿勢を表す。

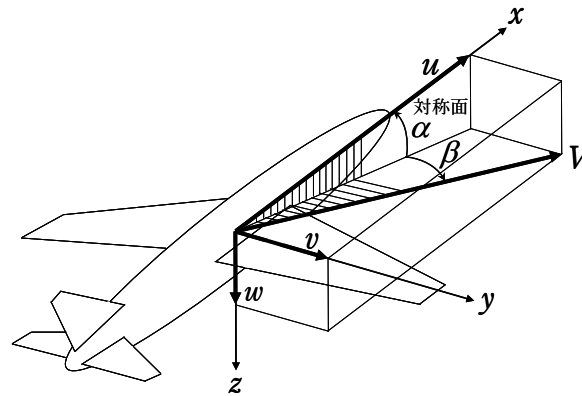


図 1.3 速度，迎角，横滑り角

図 1.3 は，機体が空気に対してどのように運動しているかをに示したものである．空気に対する機体速度の相対ベクトルを  $V$  (m/s) で表し，その  $x$  軸，  $y$  軸，  $z$  軸の成分を  $u$ ，  $v$ ，  $w$  (m/s) 表す．ただし，機体に働く空気力は  $u$ ，  $v$ ，  $w$  ではなく，速度  $V$  と図中に示す迎角  $\alpha$  (deg) および横滑り角  $\beta$  (deg) によって計算されることに注意する．いずれにしても，航空機の運動を解析するには，まずこれらの機体運動に係わる状態変数を記号も含めて覚えることは必要である．

上記状態変数を用いると，(1.1) 式から  $x$  軸，  $y$  軸，  $z$  軸方向の加速度は，次のような関数で表される．

$$\dot{u}, \dot{v}, \dot{w} = f(u, v, w, p, q, r, \theta, \phi, m, T, \rho, V, S, C_x, C_y, C_z) \quad (1.2)$$

ここで， $m$  は機体質量，  $T$  はエンジン推力，  $\rho$  は空気密度，  $V$  は機体速度，  $S$  は主翼面積，  $C_x, C_y, C_z$  は  $x$  軸，  $y$  軸，  $z$  軸方向の力の空力係数である．

$x$  軸，  $y$  軸，  $z$  軸まわりの角加速度は，次のような関数で表される．

$$\dot{p}, \dot{q}, \dot{r} = f(p, q, r, I_x, I_y, I_z, I_{xz}, \rho, V, S, \bar{c}, b, C_l, C_m, C_n) \quad (1.3)$$

ここで， $I_x, I_y, I_z, I_{xz}$  は慣性モーメントおよび慣性乗積，  $\bar{c}$  は平均空力翼弦，  $b$  は翼幅 (スパン)，  $C_l, C_m, C_n$  は  $x$  軸，  $y$  軸，  $z$  軸まわりのモーメントの空力係数である．(1.2) 式および (1.3) 式の 6 個の運動方程式は，航空機の 6 自由度運動方程式と呼ばれる．(詳細は文献 1), 2) を参照)

## 2. 空力係数

航空機の運動解析は、(1.2)式および(1.3)式の6自由度運動方程式を用いて実施されが、その解析の精度を高めるには、その運動方程式に現れる空力係数を精度よく入力する必要がある。具体的には、空力係数は次のような関数で表される。

$$C_x, C_z = f(C_L(\alpha), C_{D0}, k, C_{L\delta}, C_{L\delta'}, C_{D|\delta|}, C_{D|\delta'|}, \alpha, \delta, \delta') \quad (2.1)$$

$$C_y = f(C_{y\beta}, C_{y\delta}, \beta, \delta r) \quad (2.2)$$

$$C_l = f(C_{l\beta}, C_{l\beta'}, C_{l_r}, C_{l\delta}, C_{l\delta'}, V, \beta, p, r, \delta\alpha, \delta r) \quad (2.3)$$

$$C_m = f(C_m(\alpha), C_{mq}, C_{m\dot{\alpha}}, C_{m\delta}, C_{m\delta'}, V, \alpha, \dot{\alpha}, q, \delta, \delta') \quad (2.4)$$

$$C_{nl} = f(C_{n\beta}, C_{n\beta'}, C_{n_r}, C_{n\delta}, C_{n\delta'}, V, \beta, p, r, \delta\alpha, \delta r) \quad (2.5)$$

これらの空力係数の内、 $C_L(\alpha)$ および $C_m(\alpha)$ は迎角 $\alpha$ の関数であり、 $C_{L\delta}$ は $\delta$ が1だけ変化したときの $C_L$ の増加量を表し、このような係数は空力微係数といわれる。

KMAPでは、これらの空力係数を次のような形でインプットデータに入力する。表2.1はマッハ数の関数の空力係数、表2.2はマッハ数と迎角の関数の空力係数である。

表 2.1 空力係数(マッハ数の関数)

[ NMACH ]--> 2			
... MACH...	0.5000E+00	0.8000E+00	( - )
1. ClDr	0.1200E-03	0.1200E-03	(1/deg)
2. ClDDh	0.0000E+00	0.0000E+00	(不使用)
3. CnDr	-0.1900E-02	-0.1900E-02	(1/deg)
4. CnDDh	0.0000E+00	0.0000E+00	(不使用)
5. CyDa	0.0000E+00	0.0000E+00	(0入力)
6. CyDr	0.3050E-02	0.3050E-02	(1/deg)
7. Cyr	0.0000E+00	0.0000E+00	(0入力)
8. CmDe	-0.2340E-01	-0.2340E-01	(1/deg)
9. CmDf	0.0000E+00	0.0000E+00	( " )
10. CmQ	-0.2080E+02	-0.2080E+02	(1/rad)
11. CmADOT	-0.3200E+01	-0.3200E+01	( " )
12. k	0.2770E-01	0.2770E-01	( - )
13. CD De	0.0000E+00	0.0000E+00	(1/deg)
14. CD Df	0.0000E+00	0.0000E+00	( " )
15. CLDe	0.5900E-02	0.5900E-02	( " )

この例はマッハ数2点  
で M=0.5, 0.8 の場合

表 2.2 空力係数(マッハ数と迎角の関数)

[ NALP ]----> 2			
...ALP...		-0.1500E+02	0.2000E+02 ( deg )
1. ClB	(0.50)	-0.3860E-02	-0.3860E-02 (1/deg)
	(0.80)	-0.3860E-02	-0.3860E-02 ( " )
2. ClDa	(0.50)	-0.8000E-03	-0.8000E-03 ( " )
	(0.80)	-0.8000E-03	-0.8000E-03 ( " )
3. Clp	(0.50)	-0.4500E+00	-0.4500E+00 (1/rad)
	(0.80)	-0.4500E+00	-0.4500E+00 ( " )
4. Clr	(0.50)	0.1010E+00	0.1010E+00 ( " )
	(0.80)	0.1010E+00	0.1010E+00 ( " )
5. CnB	(0.50)	0.2620E-02	0.2620E-02 (1/deg)
	(0.80)	0.2620E-02	0.2620E-02 ( " )
6. CnDa	(0.50)	-0.1100E-03	-0.1100E-03 ( " )
	(0.80)	-0.1100E-03	-0.1100E-03 ( " )
7. Cnp	(0.50)	-0.1210E+00	-0.1210E+00 (1/rad)
	(0.80)	-0.1210E+00	-0.1210E+00 ( " )
8. Cnr	(0.50)	-0.3000E+00	-0.3000E+00 ( " )
	(0.80)	-0.3000E+00	-0.3000E+00 ( " )
9. CyB	(0.50)	-0.1680E-01	-0.1680E-01 (1/deg)
	(0.80)	-0.1680E-01	-0.1680E-01 ( " )
10. CL	(0.50)	-0.1493E+01	0.1987E+01 ( - )
	(0.80)	-0.1493E+01	0.1987E+01 ( " )
11. Cm	(0.50)	0.4060E+00	-0.3640E+00 ( " )
	(0.80)	0.4060E+00	-0.3640E+00 ( " )

この例は迎角 2 点で,  
 $\alpha = -15^\circ, 20^\circ$  の場合.  
 ただし, マッハ数は  
 表 2.1 の  $M=0.5, 0.8$  に  
 対応.

表 2.3 空力係数(マッハ数と高度の関数)

[ NHP ]----> 2			
...HP...		0.0000E+00	0.2000E+05 (ft)
CDO	(0.50)	0.6770E-01	0.6770E-01 ( - )
	(0.80)	0.6770E-01	0.6770E-01 ( " )

この例は高度 2 点で,  
 $H_p = 0\text{ft}, 20000\text{ft}$  の場合.  
 ただし, マッハ数は  
 表 2.1 の  $M=0.5, 0.8$   
 に対応.

### 3. 線形安定性解析用の空力係数

KMAPでは、2項に示した空力係数を用いて線形安定性解析用の空力係数が自動計算される。すなわち、線形安定性解析の空力係数は入力する必要はない(図 3.1)。

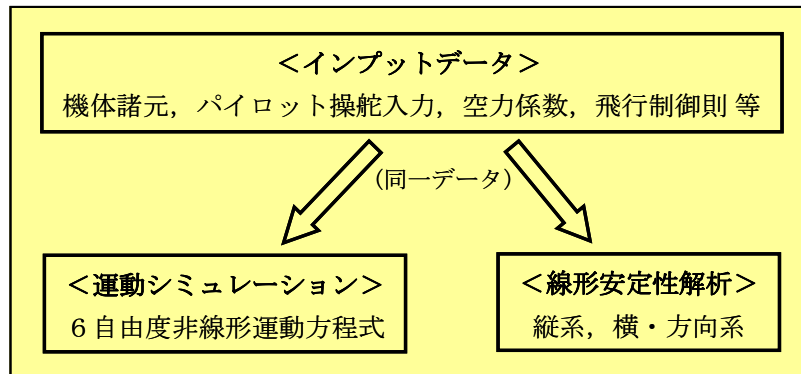


図 3.1 シミュレーションと安定解析が同一データで可能

### 4. KMAPのインプットデータ例

KMAPでは、2項に示した空力係数の他に、重量、慣性モーメント、パイロット操舵などを入力すると、航空機の運動がシミュレーションできる。

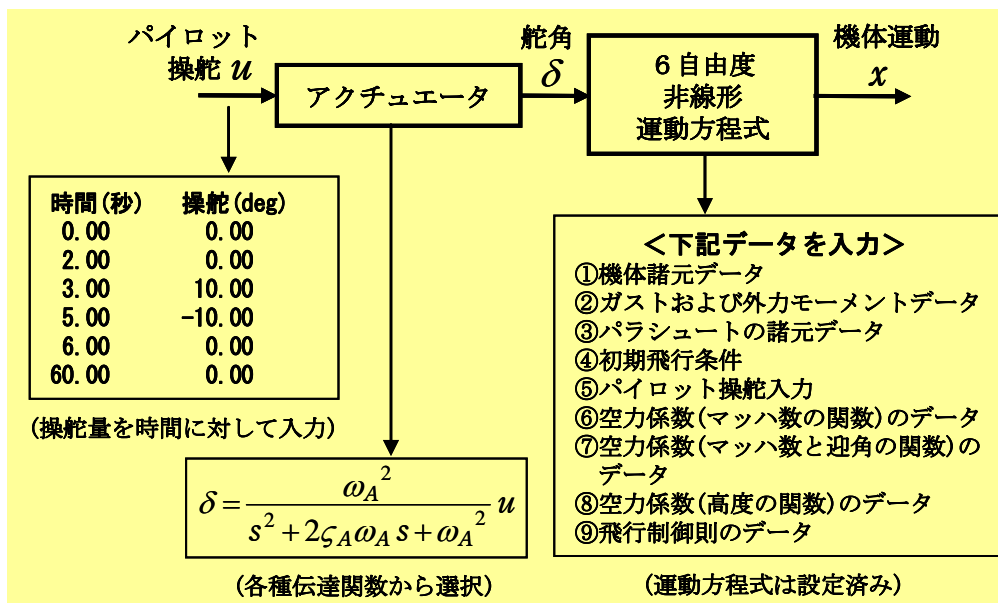


図 4.1 パイロット操舵による機体運動ブロック図

以下、具体的な例をもとにKMAPのインプットデータを説明する。

### (1) 機体諸元等

```
(W318.DAT) 1,500FT,165KT 1G (PA),ピッチ角制御 (←タイトル行)(72文字まで)
....<komaki Runway>..... (←見出しなどの行で計算に影響なし)
Latitude = 0.35140D+02 (←初期位置の緯度)(シミュレータ用)
Longitude = 0.13700D+03 (←初期位置の経度)
Yaw = 0.00000E+00 (←初期位置の方位角)
.....
Ix(kgf・m・s2) = 0.18980E+07 (←慣性モーメント)
Iy(kgf・m・s2) = 0.42143E+07
Iz(kgf・m・s2) = 0.59592E+07
Ixz(kgf・m・s2) = 0.11410E+06
.....
Weight(kgf) = 0.25500E+06 (←重量)
S(m2) = 0.51100E+03 (←翼面積)
b(m) = 0.59640E+02 0.00000E+00 (←この0.0はそのままに)
C.BAR(m) = 0.83200E+01 0.00000E+00 (←この0.0はそのままに)
CG(%) = 0.25000E+02 (←重心)
RsenALP(m) = 0.20000E+02 (←センサー位置)
RsenBET(m) = 0.00000E+00 ( " )
RsenNZ(m) = 0.00000E+00 ( " )
RsenNY(m) = 0.00000E+00 ( " )
tmax(s) = 40.000 (←計算時間)
....<Control Surface = MIN,MAX>.....
De = -0.20000E+02 0.20000E+02 (←舵角の最小, 最大値)
Da = -0.20000E+02 0.20000E+02 ( " )
Df = 0.00000E+00 0.40000E+02 ( " )
Dr = -0.20000E+02 0.20000E+02 ( " )
Thrust = 0.00000E+00 0.70000E+05 (←推力の最小, 最大値)
....<Engin Gyro Moment>, <iT(deg)>.....
IR(kgf・m・s2) = 0.00000E+00 0.00000E+00 (←2つ目はエンジン推力線の角度)
t(IR=0)(s) = 0.61000E+02 (ジャイロモーメント効果がなくなる時間)
WR(rad/s) = 0.00000E+00 (←エンジンの回転角速度)
```

(注意) 1(kgf・m・s2)=9.8(kg・m2)

### (2) ガストおよび外力モーメントのデータ

```
....<ugust Input>.....
t1gust(s) = 5.000 (t1gust秒~t2gust秒に, ugust12(KT)のガストが入る)
t2gust(s) = 10.000
ugust12(kt) = 0.000
t3gust(s) = 13.000 (t3gust秒~t4gust秒に, ugust34(KT)のガストが入る)
t4gust(s) = 16.000 計算は[t1gust~t2gust秒]と[t3gust~t4gust秒]が時間
ugust34(kt) = 0.000 的に重なると, [t3gust秒~t4gust秒]が優先される。
....<vgust Input>.....
```

```

t1gust(s)      =      5.000  (ugust と同様)
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  (ugust と同様)
t2gust(s)      =     12.500
wgust12(kt)    =      0.000
t3gust(s)      =     11.000
t4gust(s)      =     16.000
wgust34(kt)    =      0.000
....<Gairyoku>.....
t1yaw(s)       =     20.000  (t1yaw~t2yaw 秒に, Yaw モーメント (kgf・m) が加わる)
t2yaw(s)       =     25.000
Yaw(kgf*m)     =      0.000

```

### (3) パラシュートの諸元データ

```

.... (KONTC=2-->CHUTE=0N)
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

```

(←=0 ならば次のパラシュートデータ不要)  
(←=2 ならば次のパラシュートデータ入力)  
(←パラシュートの面積 (m<sup>2</sup>))  
(←パラシュートの抵抗係数)  
(←h<-50ft でパラシュート開傘=不使用)

### (4) 初期飛行条件

```

***** (Pilot Input & Aircraft Aero. Data) *****
Start Hp(ft)= 0.1500E+04
Start VKEAS= 0.1650E+03
Start Nz(G)= 0.1000E+01  0.0000E+00
Start THETA= 0.0000E+00

```

(←初期高度) (ft)  
(←初期速度) (等価対気速度 kt)  
(←初期 G) (2 つ目は 0.0 ままに)  
(THETA=0.0⇒水平飛行, THETA≠0.0⇒その値の θ で計算)

(注意) 1(kt)=0.5144 (m/s)

### (5) パイロット操舵入力

```

1. NDe-----> 6
T, De
0.00
2.00
2.10
15.00
15.10

```

時間 (sec)

(←エレベータの時間入力の折れ点の数)  
(折れ点の数は 20 個まで可能)

舵角 (deg)

0.00  
0.00  
5.00  
5.00  
0.00



	60.00	0.00	
2. NDa-----> 2			(←エルロンの時間入力の折れ点の数)
T , Da	0.00	0.00	
	60.00	0.00	
3. NDf-----> 2			(←フラップの時間入力の折れ点の数)
T , Df	0.00	20.00	
	60.00	20.00	
4. NDr-----> 2			(←ラダーの時間入力の折れ点の数)
T , Dr	0.00	0.00	
	60.00	0.00	
5. N(THRUS)-> 4			(←スラストの時間入力の折れ点の数)
T , D(THR)	0.00	0.00	
	2.00	0.00	
	4.00	0.00	
	200.00	0.00	

## (6) 空力係数

既に述べた表 2.1～表 2.3 の空力係数を入力する。

## (7) 制御則

パイロットの操舵情報(上記(5)項)は、各舵面アクチュエータに送られ、アクチュエータの応答特性により舵面および推力(エレベータ、推力、フラップ、エルロン、ラダー)が作動する。

変更するのは、下記のリミッタとアクチュエータの特性(□で囲った部分)である。

```
*****
NXP(積分数), IRIG(=1:リク°), 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メント)
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400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)} エレベータ系統 203 23 0 0 0 0
17 Z24={THE(deg)} 204 24 0 0 0 0
18 //*****
19 //...<<De 系,ここから記述>>... ソフトリミット(制限値)
20 Z29=U1*G; H 0 -0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
21 Z40=Z29*G; H 0 -0.1000E+01 53 40 29 0 0 0
22 Z40={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 40 0 0 0 0
23 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
24 //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(De)
25 Z13={RGAIN(De)}Z40; H 0
26 //(Z13 が De コマンドに接続される)
27 //
28 //(アクチュエータ,2次遅れ)
29 Z1={G2^2/[G1G2]G3}Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
30 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
31 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
32 Z1={G1<=, <=G2};(De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
33 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
34 //(Z1 が舵角 De に接続される)
35 // フラップ系統
36 //*****
37 //...<<Df 系,ここから記述>>...
38 Z3=U3*G;(Df) H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
39 //(Z3 が舵角 Df に接続される)
40 // 推力系統
41 //*****
42 //<<Thrust 系,ここから記述>>...
43 Z5=U5*G;(DThrust) H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
44 //(Z5 が推力 Dthrust に接続される)
45 //
46 //(縦系の応答出力を設定)
47 //R1=RoutDe (y1)
48 //R3=RoutDf (y2)
49 //R5=RoutDT (y3)
50 R6=Z21; (y4:u) H 0 101 6 21 0 0 0
51 R7=Z22; (y5:ALP) H 0 101 7 22 0 0 0
52 R8=Z23; (y6:q) H 0 101 8 23 0 0 0
53 R9=Z24; (y7:THE) H 0 101 9 24 0 0 0
54 R10=Z12; (y8:qModel) H 0 101 10 12 0 0 0
55 //(この後に必要な応答を追加)
56 //(以上,全縦系制御則完了)
57 //(縦系の最後に次の END 文が必要)
58 {Pitch Data END}; H 0 899 0 0 0 0 0
59 //
60 //
61 //#####<<横方向系制御則>>#####

```

エレベータ系統

ソフトリミット(制限値)

アクチュエータ性能(減衰比,  
固有振動数,舵面速度制限)

フラップ系統

舵角リミット(制限値)

推力系統

```

62 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
63 Z25={BETA(deg)}; H 0 225 25 0 0 0 0
64 Z26={p(deg/s)}; H 0 222 26 0 0 0 0
65 Z27={r(deg/s)}; H 0 223 27 0 0 0 0
66 Z28={PHI(deg)}; エルロン系統 0 224 28 0 0 0 0
67 //*****
68 //... <<Da 系,ここから記述>>...
69 Z70=U2*G; (-pcmd) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
70 //
71 Z70={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 70 0 0 0 0
72 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0
73 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン)(Da)
74 Z14={RGAIN(Da)} Z70; H 0 302 14 70 0 0 0
75 //
76 //(Z14 が Da コマンドに接続される)
77 //
78 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
79 Z2={G2^2/[G1G2]G3} Z14X21X22; H 0 0.7000E+00 124 2 14 21 0 0
80 H 0 0.5000E+02 124 0 0 22 0 0
81 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
82 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
83 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
84 //(Z2 が舵角 Da に接続される)
85 // ラダー系統
86 //*****
87 //... <<Dr 系,ここから記述>>...
88 Z90=U4*G; (-rcmd) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
89 Z90={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 90 0 0 0 0
90 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
91 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン)(Dr)
92 Z16={RGAIN(Dr)} Z90; H 0 304 16 90 0 0 0
93 //
94 //(Z16 が Dr コマンドに接続される)
95 //
96 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
97 Z4={G2^2/[G1G2]G3} Z16X24X25; H 0 0.7000E+00 124 4 16 24 0 0
98 H 0 0.5000E+02 124 0 0 25 0 0
99 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
100 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr) H 0 -0.2000E+02 85 4 0 0 0 0
101 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
102 //(Z4 が舵角 Dr に接続される)
103 //(横方向系の応答出力を設定)
104 //R2=RoutDa (y1)
105 //R4=RoutDr (y2)
106 R21=Z25; (y3:BETA) H 0 101 21 25 0 0 0
107 R22=Z26; (y4:p) H 0 101 22 26 0 0 0
108 R23=Z27; (y5:r) H 0 101 23 27 0 0 0
109 R24=Z28; (y6:PHI) H 0 101 24 28 0 0 0
110 //(この後に必要な応答を追加)
111 //(以上, 横方向系制御則完了)

```

```

112 //(最後に次の END 文が必要)
113 {Control Data END};           H 0           999  0  0  0  0  0
------(DATA END)-----

```

## 5. インputデータを新規に作成する場合

KMAPのインputデータを全く新規にご自分で作成するのは難しく、またミスが入り込む可能性がある。そこで、KMAPではオンラインで同種類の既存のデータをコピーして、それを修正して使うやり方を推奨している。具体的な使い方を以下に示す。

### (1) KMAPの起動

C:\¥KMAP フォルダ内の、“KMAP\*\*実行スタートファイル.BAT” (\*\*はバージョン番号) バッチファイルをダブルクリックすると、解析プログラムKMAPが起動する(下記)。

```

##### < KMAP** 解析内容選択 > #####
##                                     (20** ***) ##
## 1 : 航空機, ロボット, 工作機械, 自動車, 船および水中ビークル ##
##   の運動, 制御, 振動, 最適化解析 ##
##   (詳細は, 参考図書[1]~[6] を参照下さい) ##
##                                     ##
## 2 : 有限要素法(FEM)による構造物の弾性解析 ##
##   (詳細は, 参考図書[5] を参照下さい) ##
##                                     ##
## 3 : 差分法(FDM)による流体, 熱の流れの解析 ##
##   (詳細は, 参考図書[5] を参照下さい) ##
##                                     ##
## 9 : 終了 ##
##   ----- (参考図書) ----- ##
##   [1] 航空機の運動解析プログラムKMAP, 産業図書, 2007. ##
##   [2] 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, 2007. ##
##   [3] KMAPによる制御工学演習, 産業図書, 2008. ##
##   [4] KMAPによる飛行機設計演習, 産業図書, 2009. ##
##   [5] KMAPによる工学解析入門, 産業図書, 2011. ##
##   [6] 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, 2011. ##
#####
●何を解析しますか?  1, 2, 3, 9 を選択 -->

```

“1” を選択

## (2) 解析の細部メニュー

上記メニューで“1”を選択すると、解析1の細部メニューが次のように表示される(下記).

解析1の細部メニューが表示

```
*****
* [1] : 航空機, ロボット, 工作機械, 自動車, 船および水中ビークル *
*       の運動, 制御, 振動, 最適化解析                               *
*****
< データファイル名の頭の部分を, 下記「」内の文字にすることで
  解析内容が下記のように分類されます >

1 : 一般(下記以外) ⇒ 航空機の運動・制御系解析

2 : 「CDES」        ⇒ 航空機の概念設計および運動・制御系解析

3 : 「CDES.WAT」    ⇒ 水中ビークルの運動・制御系解析

4 : 「EIGE」        ⇒ ・基礎的な制御工学の問題
                       ・振動工学の問題
                       ・最適化問題
                       ・ロボットの制御
                       ・自動車の制御
                       ・船の制御

5 : 「EIGE.MEC」    ⇒ 工作機械の制御解析

6 : 「HAYA」        ⇒ キーインなしで航空機シミュレーション
=====
●上記の解析内容 1~6 を選択 -->
```

“1”を選択

## (3) 既存データファイルの利用

上記6つの細部メニューから，“1”を選択すると、航空機の運動解析ルーチンに入り、次のように表示される。

```
< データファイル利用方法 >
1 : 既存のファイルでそのまま解析実行
2 : 既存のファイルをコピー利用して新規作成
3 : 例題ファイル(下記にリスト表示される)をコピー利用して新規作成
=====
●データファイル利用方法 1, 2, 3 を選択 -->
```

“3”を選択

ここで，“3”（例題ファイル利用）をキーインすると，次のように表示される。

< 下記の例題ファイルから番号を選択しコピーして使う >

- 1 : (W317.DAT) 大型旅客機のエレベータ操舵 (t=200 秒)
- 2 : (W318.DAT) 大型旅客機のピッチ角制御 (t=40 秒)
- 3 : (W318.Y071105.DAT) W318 にリードラグフィルタ追加
- 4 : (W318.Y071105A.DAT) W318.Y071105 でゲイン 2 倍
- 5 : (W318.OPTC5A.DAT) 大型旅客機のピッチ角制御 (LQI 制御)
- 6 : (W318-Q1.DAT) 大型旅客機のピッチ角制御 (CG=60)
- 7 : (W318-Q2.DAT) 大型旅客機のピッチ角制御+積分 (CG=60)
- 8 : (W319.DAT) 大型旅客機のエルロン操舵 (t=40 秒)
- 9 : (W320.DAT) 大型旅客機のラダー操舵 (t=40 秒)
- 10 : (W321.DAT) 大型旅客機のヨーダンパ 0n, ラダー操舵 (t=40 秒)
- 11 : (W322.DAT) 大型旅客機のロール/ヨーダンパ 0n, エルロン操舵 (t=40 秒)
- 12 : (W382.DAT) 大型旅客機のダッチロール運動, ラダー操舵 (t=40 秒)
- 13 : (W165-1.DAT) 大型旅客機の自動着陸
- 14 : (W137.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際 (参考図書 [6]), 図 2.1)
- 15 : (W136.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.4, 2.5)
- 16 : (W134.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.7)
- 17 : (W133.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.8, 2.9)
- 18 : (W135.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.10, 2.11)
- 19 : (W138.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.14)
- 20 : (W165.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.15, 2.16)
- 21 : (W116.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.18)
- 22 : (W117.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.20, 2.21a)
- 23 : (W118.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.20, 2.21b)
- 24 : (W166.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.22, 2.26, 2.27)
- 25 : (W167.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.28)
- 26 : (W168.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.31)
- 27 : (W169.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.32)
- 28 : (W171.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.33)
- 29 : (W171A.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.34)
- 30 : (W172A.DAT) 縦オートパイロット (飛行制御の実際, 図 2.35)
- 31 : (W424.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.2, 3.3)
- 32 : (W425.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.5, 3.6)
- 33 : (W426.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.8, 3.9)
- 34 : (W429.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.11, 3.12)
- 35 : (W430.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.14, 3.15, 3.16)
- 36 : (W431.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.18, 3.19)
- 37 : (W432-1.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.21, 3.22)
- 38 : (W433-2.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.25)
- 39 : (W434-1.DAT) 横・方向オートパイロット (飛行制御の実際, 図 3.26, 3.27, 3.28)

●上記ファイルをコピー利用する, 1~ の番号を選択 -->

例えば “12” を選択

ここで、例えば“12”をキーインすると、次のように表示される。

\*\*\*\*\* 新しいファイル名入力してください \*\*\*\*\*

(現在のファイル名) : W382.DAT

入力例 : ○○○.DAT (○○○のみ, 文字数は任意)

=====

●新しいファイル名を入力 >

適当なファイル名を入力

ここで、適当なファイル名“RK1” (RK1 は自分でわかりやすいもの何でもよい)をキーインすると、コピーしたファイルが次のように表示される。

```
(W382.DAT) 1,500FT,165KT 1G (PA),タッチロール例
....<komaki Runway>.....
Latitude      = 0.35140D+02
Longitude     = 0.13700D+03
Yaw           = 0.00000E+00
.....
Ix(kgf·m·s2)  = 0.18980E+07
Iy(kgf·m·s2)  = 0.42143E+07
Iz(kgf·m·s2)  = 0.59592E+07
Ixz(kgf·m·s2) = 0.11410E+06
.....
Weight(kgf)   = 0.25500E+06
S(m2)         = 0.51100E+03
b(m)          = 0.59640E+02 0.00000E+00
C.BAR(m)      = 0.83200E+01 0.00000E+00
CG(%)         = 0.25000E+02
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            = 0.00000E+00 0.40000E+02
Dr            =-0.20000E+02 0.20000E+02
Thrust        = 0.00000E+00 0.70000E+05
....<Engin Gyro Moment>,<iT(deg)>....
IR(kgf·m·s2)  = 0.00000E+00 0.00000E+00
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
Start VKEAS=  0.1650E+03
Start Nz(G)=   0.1000E+01   0.0000E+00
Start THETA=  0.0000E+00
1. NDe-----> 2
  T , De      0.00      0.00
              60.00     0.00
2. NDa-----> 2
  T , Da      0.00      0.00
              60.00     0.00
3. NDf-----> 2
  T , Df      0.00     20.00
              60.00     20.00
4. NDr----->10
  T , Dr      0.00      0.00
              2.00      0.00
              2.10     -7.00
              5.00     -7.00
              5.20      7.00

```



	8.00	7.00		
	8.10	0.00		
	17.00	0.00		
	17.10	0.00		
	60.00	0.00		
5. N (THRUS) -> 4				
T , D (THR)	0.00	0.00		
	2.00	0.00		
	4.00	0.00		
	200.00	0.00		
[ NMACH ] --> 2				
... MACH...	0.5000E+00	0.8000E+00		
1. CIDr	0.1200E-03	0.1200E-03		
2. CIDdh	0.0000E+00	0.0000E+00		
3. CnDr	-0.1900E-02	-0.1900E-02		
4. CnDDh	0.0000E+00	0.0000E+00		
5. CyDa	0.0000E+00	0.0000E+00		
6. CyDr	0.3050E-02	0.3050E-02		
7. Cyr	0.0000E+00	0.0000E+00		
8. CmDe	-0.2340E-01	-0.2340E-01		
9. CmDf	0.0000E+00	0.0000E+00		
10. CmQ	-0.2080E+02	-0.2080E+02		
11. CmADOT	-0.3200E+01	-0.3200E+01		
12. k	0.2770E-01	0.2770E-01		
13. CD Dh	0.0000E+00	0.0000E+00		
14. CD Da	0.0000E+00	0.0000E+00		
15. CLDe	0.5900E-02	0.5900E-02		
16. CLDf	0.2720E-01	0.2720E-01		
[ NALP ] ---> 4				
... ALP...	-0.1500E+02	0.0000E+00	0.1500E+02	0.2000E+02
1. CIB (0.50)	-0.3860E-02	-0.3860E-02	-0.3860E-02	-0.3860E-02
(0.80)	-0.3860E-02	-0.3860E-02	-0.3860E-02	-0.3860E-02
2. CIDa (0.50)	-0.8000E-03	-0.8000E-03	-0.8000E-03	-0.8000E-03
(0.80)	-0.8000E-03	-0.8000E-03	-0.8000E-03	-0.8000E-03
3. Clp (0.50)	-0.4500E+00	-0.4500E+00	-0.4500E+00	-0.4500E+00
(0.80)	-0.4500E+00	-0.4500E+00	-0.4500E+00	-0.4500E+00
4. Clr (0.50)	0.1010E+00	0.1010E+00	0.1010E+00	0.1010E+00
(0.80)	0.1010E+00	0.1010E+00	0.1010E+00	0.1010E+00
5. CnB (0.50)	0.2620E-02	0.2620E-02	0.2620E-02	0.2620E-02
(0.80)	0.2620E-02	0.2620E-02	0.2620E-02	0.2620E-02
6. CnDa (0.50)	-0.1100E-03	-0.1100E-03	-0.1100E-03	-0.1100E-03
(0.80)	-0.1100E-03	-0.1100E-03	-0.1100E-03	-0.1100E-03
7. Cnp (0.50)	-0.1210E+00	-0.1210E+00	-0.1210E+00	-0.1210E+00
(0.80)	-0.1210E+00	-0.1210E+00	-0.1210E+00	-0.1210E+00
8. Cnr (0.50)	-0.3000E+00	-0.3000E+00	-0.3000E+00	-0.3000E+00
(0.80)	-0.3000E+00	-0.3000E+00	-0.3000E+00	-0.3000E+00
9. CyB (0.50)	-0.1680E-01	-0.1680E-01	-0.1680E-01	-0.1680E-01
(0.80)	-0.1680E-01	-0.1680E-01	-0.1680E-01	-0.1680E-01
10. CL (0.50)	-0.1493E+01	0.0000E+00	0.1497E+01	0.1987E+01
(0.80)	-0.1493E+01	0.0000E+00	0.1497E+01	0.1987E+01

```

11. Cm (0.50) 0.4060E+00 0.7600E-01 -0.2540E+00 -0.3640E+00
      (0.80) 0.4060E+00 0.7600E-01 -0.2540E+00 -0.3640E+00
[ NHP ]----> 2
...HP...      0.0000E+00 0.2000E+05
  GDO (0.50) 0.6770E-01 0.6770E-01
      (0.80) 0.6770E-01 0.6770E-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400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; H 0 -0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
21 Z40=Z29*G; H 0 -0.1000E+01 53 40 29 0 0 0
22 Z40={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 40 0 0 0 0
23 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
24 // (開ループ, 根軌跡用ゲイン) (De)
25 Z13={RGAIN(De)} Z40; H 0 301 13 40 0 0 0
26 // (Z13がDeコマンドに接続される)
27 //
28 // (アクチュエータ, 2次遅れ)
29 Z1={G2^2/[G1G2]G3} Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
30 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
31 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
32 Z1={G1<=, <=G2}; (De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
33 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
34 // (Z1が舵角Deに接続される)
35 //
36 //*****
37 //...<<Df系, ここから記述>>...
38 Z3=U3*G; (Df) H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
39 // (Z3が舵角Dfに接続される)

```

```

40 //
41 //*****
42 //<<Thrust系,ここから記述>>...
43 Z5=U5*G; (DThrust) H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
44 //(Z5が推力Dthrustに接続される)
45 //
46 //(縦系の応答出力を設定)
47 //R1=RoutDe (y1)
48 //R3=RoutDf (y2)
49 //R5=RoutDT (y3)
50 R6=Z21; (y4:u) H 0 101 6 21 0 0 0
51 R7=Z22; (y5:ALP) H 0 101 7 22 0 0 0
52 R8=Z23; (y6:q) H 0 101 8 23 0 0 0
53 R9=Z24; (y7:THE) H 0 101 9 24 0 0 0
54 R10=Z12; (y8:qModel) H 0 101 10 12 0 0 0
55 //(この後に必要な応答を追加)
56 //(以上,全縦系制御則完了)
57 //(縦系の最後に次のEND文が必要)
58 {Pitch Data END}; H 0 899 0 0 0 0 0
59 //
60 //
61 //####<<横方向系制御則>>####
62 //(次のZ25~Z28は変更不要)
63 Z25={BETA(deg)}; H 0 225 25 0 0 0 0
64 Z26={p(deg/s)}; H 0 222 26 0 0 0 0
65 Z27={r(deg/s)}; H 0 223 27 0 0 0 0
66 Z28={PHI(deg)}; H 0 224 28 0 0 0 0
67 //*****
68 //...<<Da系,ここから記述>>...
69 Z70=U2*G; (-pcmd) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
70 //
71 Z70={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 70 0 0 0 0
72 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
73 //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(Da)
74 Z14={RGAIN(Da)}Z70; H 0 302 14 70 0 0 0
75 //
76 //(Z14がDaコマンドに接続される)
77 //
78 //(アクチュエータ,2次遅れ)
79 Z2={G2^2/[G1G2]G3}Z14X21X22; H 0 0.7000E+00 124 2 14 21 0 0
80 H 0 0.5000E+02 124 0 0 22 0 0
81 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
82 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
83 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
84 //(Z2が舵角Daに接続される)
85 //
86 //*****
87 //...<<Dr系,ここから記述>>...
88 Z90=U4*G; (-rcmd) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
89 Z90={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 90 0 0 0 0

```

```

90      H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
91  //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(Dr)
92  Z16={RGAIN(Dr)}Z90;      H 0      304 16 90  0  0  0
93  //
94  //(Z16がDrコマンドに接続される)
95  //
96  //(アクチュエータ,2次遅れ)
97  Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X24X25;      H 0  0.7000E+00 124  4 16 24  0  0
98      H 0  0.5000E+02 124  0  0 25  0  0
99      H 0  0.1000E+04 124  0  0  0  0  0
100  Z4={G1<=, <=G2};(Dr)      H 0 -0.2000E+02  85  4  0  0  0  0
101      H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
102  //(Z4が舵角Drに接続される)
103  //(横方向系の応答出力を設定)
104  //R2=RoutDa (y1)
105  //R4=RoutDr (y2)
106  R21=Z25; (y3:BETA)      H 0      101 21 25  0  0  0
107  R22=Z26; (y4:p)      H 0      101 22 26  0  0  0
108  R23=Z27; (y5:r)      H 0      101 23 27  0  0  0
109  R24=Z28; (y6:PHI)      H 0      101 24 28  0  0  0
110  //(この後に必要な応答を追加)
111  //(以上,横方向系制御則完了)
112  //(最後に次のEND文が必要)
113  {Control Data END};      H 0      999  0  0  0  0  0
------(DATA END)-----

```

現在のインプットデータファイルの内容が表示された後、次のように解析メニューが表示される。

```

      1 個のファイルを移動しました。
現在のファイル名 : RK1.DAT
      (W382.DAT) 1,500FT,165KT 1G (PA),タッチロール例

      ... IPRNT=0 : シミュレーションのみ
              =2 : 安定性解析およびシミュレーション
              =3 : シミュレーションデータ加工 (TMAX>40 秒)
-----(INPUT)---- IPRNT=

```

## (4) データファイルをそのまましてみる

上記の3つのIPRNTメニューから，“0”を選択すると，航空機の運動シミュレーションが開始され，次が表示される．

```

----- (インプットデータ修正) (前半部) -----
1 = 滑走路位置
2 = 慣性モーメント
3 = 機体重量, 翼面積, スパン, 平均空力翼弦
4 = 重心
5 = センサー位置
6 = 計算時間 (tmax ≥ 40 秒 (航空機), ≥ 4 秒 (EIGE 解析))
7 = 舵角最大最小値
8 = エンジンジャイロモーメント
9 = u ガスト (外乱) 入力
10 = v ガスト (外乱) 入力
11 = w ガスト (外乱) 入力
12 = 外力入力
13 = パラシュートデータ
14 = インプットデータのタイトル
●何を修正しますか? (番号キー), 修正なし (完了)=0

```

ここでは，修正なしとして，“0”を選択すると，次が表示される．

```

..... (CONSTANT DATA) .....
Ix = 0.18980E+07  Iy = 0.42143E+07  Iz = 0.59592E+07  Ixz = 0.11410E+06
IR = 0.00000E+00  WR = 0.00000E+00  W = 0.25500E+06  S = 0.51100E+03
b = 0.59640E+02  CBAR= 0.83200E+01  CG = 0.25000E+02  RsNα = 0.20000E+02
Rsβ = 0.00000E+00  RsNz= 0.00000E+00  RsNy= 0.00000E+00  TMAX = 0.40000E+02
----- (DATA END) -----
----- (インプットデータ修正) (後半部) -----
1 = 制御則
   (・制御ブロック図における各ブロックの入出力関係をインプットデータに記述 )
2 = 初期飛行条件 (高度, 速度, G)
3 = パイロット操舵
   (・U1~U5 を時間の折れ線関数として設定して利用できる )
4 = デバッグ時間
   (・シミュレーション時に各状態変数を 0.1 秒毎に表示する開始時間 )
5 = 空力 (MACH 関数)
6 = 空力 (MACH, ALP 関数)
7 = 空力 (MACH, Hp 関数)
=====
●何を修正しますか? (番号キー), 修正なし (完了)=0

```

ここでも，修正なしとして，“0”を選択すると，次が表示される．

```

-----
制御則データ：エラーなし
(Zi) i=  1  2  3  4  5  6  7  8  9 10 11 12 13 14 15
(Zi) i= 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 40
(Zi) i= 70 90
(Di) i=
(Hi) i=
(Ri) i=  1  2  3  4  5  6  7  8  9 10 21 22 23 24
***** (Q4) *****
  δ f= 20.00 (deg) (フラップ モーメントはエレベータ以外でトリム)
..... CALL RYOJI.....
  α = 0.56250E+01  θ = 0.56250E+01  φ = 0.00000E+00  δ e = -0.20312E+01
  δ a= 0.00000E+00  δ r= 0.00000E+00  ψ DOT= 0.00000E+00  Thrust= 0.23516E+05
  KMAP Analysis has started ...

シミュレーション結果は、KMAP(時歴**), KMAP(Simu**), KMAP(飛行軌跡 XH) の Excel 参照。
TES6.DAT には Z191~Z200 のデータが格納される。
KMAP(Simu**), KMAP(飛行軌跡 XH)はこの TES6.DAT を描画。
ただし、飛行軌跡 XH については、DAT データにてユーザが定義要。

(W382.DAT) 1,500FT,165KT 1G (PA), タッチロール例

Stop - Program terminated.

現在のファイル名：RK1.DAT
  1 個のファイルを移動しました。

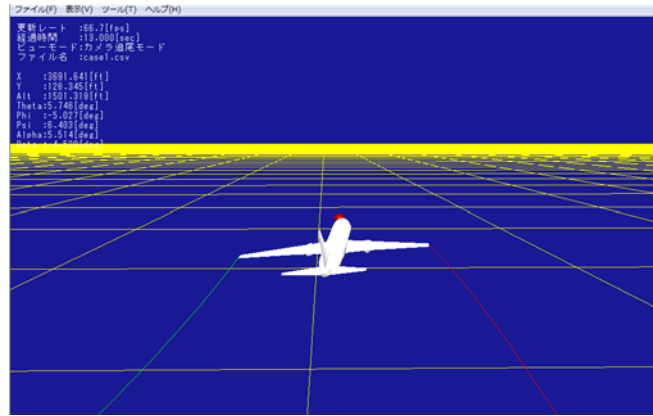
$$$$$$$$$$$< 解析を続けますか、終了しますか? >$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
1：同じ解析 (航空機, その他一般制御系)を, 同じデータファイルで再び実行
2：同じ解析 (航空機, その他一般制御系)を, 違うデータファイルで実行
3：違う解析 (有限要素法(FEM)解析) or (差分法(FDM)解析)を実行

8：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)
  (8 をキー押し, [shift]+[S]でアニメーション開始. [shift]+[E]で終了)
  (使い方の詳細は[ヘルプ]参照ください)

9：終了
=====
●解析を続けるか終了か => 1, 2, 3, 8, 9 を選択 -->

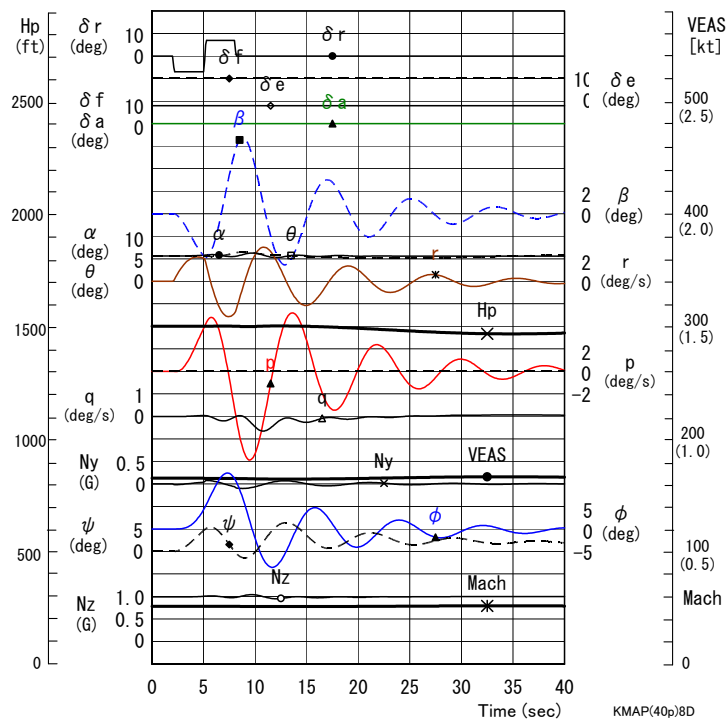
```

ここで、“8”を選択すると、次の飛行運動アニメーションが実行される。(表示後、“Shift+S”でアニメーションスタート、“Shift+E”で終了)



(ダッチロール運動のアニメーション)

“C:\¥KMAP¥エクセル図” のフォルダを開け，“KMAP(時歴 40P)8D.xls” のエクセル図を表示し，データ部分の適当な所にカーソルを置いて右クリックして，“データ更新”を行うと次のようなタイムヒストリーが表示できる．（ワードファイルには“拡張メタファイル”として貼り付ける）



(ダッチロール運動のタイムヒストリー)

## (5) データファイルの修正

計算終了後、実行画面はこの後どうするかを選択するよう、下記のような表示となっている。

```

$$$$$$$$$$$< 解析を続けますか、終了しますか?>$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
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 (FEM)解析) or (差分法 (FDM)解析)を実行

8 : 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)
   (8 をキー押し, [shift]+[S]でアニメーション開始. [shift]+[E]で終了)
   (使い方の詳細は[ヘルプ]参照ください)

9 : 終了
=====
●解析を続けるか終了か => 1, 2, 3, 8, 9 を選択 -->8
●解析を続けるか終了か => 1, 2, 3, 8, 9 を選択 -->

```

ここで、いま計算したファイルを修正して再実行する場合は、上記メニューで“1”を選択すると、同じデータファイルで航空機の運動解析が開始され、次が表示される。

```

      1 個のファイルを移動しました。
現在のファイル名 : RK1.DAT
                (W382.DAT) 1,500FT,165KT 1G (PA), タッチロール例

... IPRNT=0 : シミュレーションのみ
              =2 : 安定性解析およびシミュレーション
              =3 : シミュレーションデータ加工 (TMAX>40 秒)
----(INPUT)---- IPRNT=

```

この後、データファイルを修正していくには、上記(4)項に示した“(インプットデータ修正)(前半部)”および“(インプットデータ修正)(後半部)”の修正メニューで、オンラインにてデータを修正できる。修正は画面に修正方法の指示があるので、それに従って行う。

なお、インプットデータは、上記“1”を選択する前(再実行する前に)、“C:¥KMAP¥DAT データ(一般)”フォルダに新しくコピー作成したファイルがあるので、それを“メモ帳”で開いて直接データを修正してもよい。ただし、修正後は“保存”を実行してから、再実行する。



### 参考文献

- 1) 片柳亮二：航空機の運動解析プログラムKMAP，産業図書，2007.
- 2) 片柳亮二：航空機の飛行力学と制御，森北出版，2007.
- 3) 片柳亮二：KMAPによる制御工学演習，産業図書，2008
- 4) 片柳亮二：KMAPによる飛行機設計演習，産業図書，2009.
- 5) 片柳亮二：初学者のためのKMAP入門(登録ユーザ向け pdf 資料)