

KMA P (Ver. 116) の例題(1) – 航空機の運動解析

2018(H30).8.29 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。

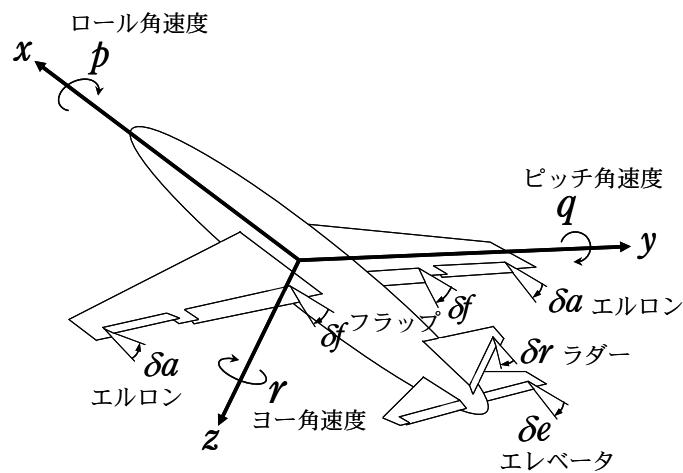


図 1.1 航空機の機体座標軸と操縦舵面

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 δ_e 、エルロン δ_a 、ラダー δ_r 、フラップ δ_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。

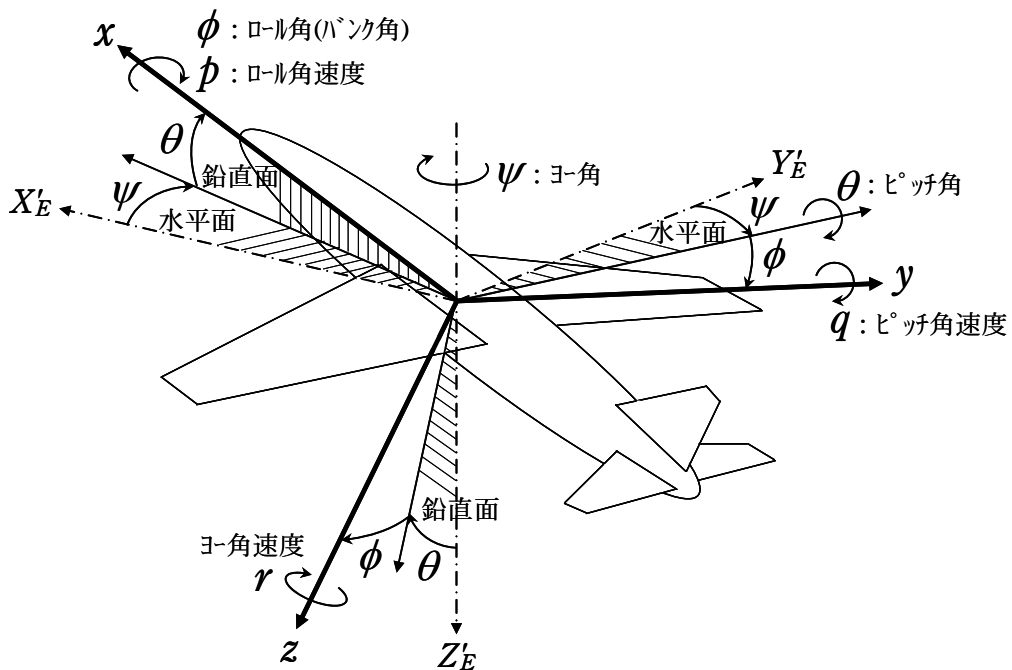


図 1.2 航空機の空間上の姿勢

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 ψ 、 θ 、 ϕ (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。 ψ 、 θ 、 ϕ 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。

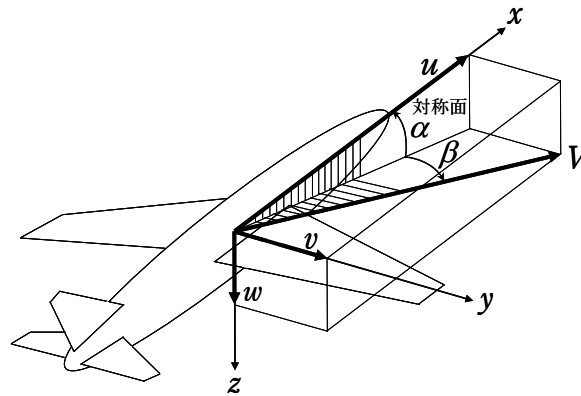


図 1.3 速度，迎角，横滑り角

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 α (deg) および横滑り角 β (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， ρ 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。

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

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

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

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

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

これらの空力係数の内、 $C_L(\alpha)$ および $C_m(\alpha)$ は迎角 α の関数であり、 $C_{L\delta}$ は δ 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)。

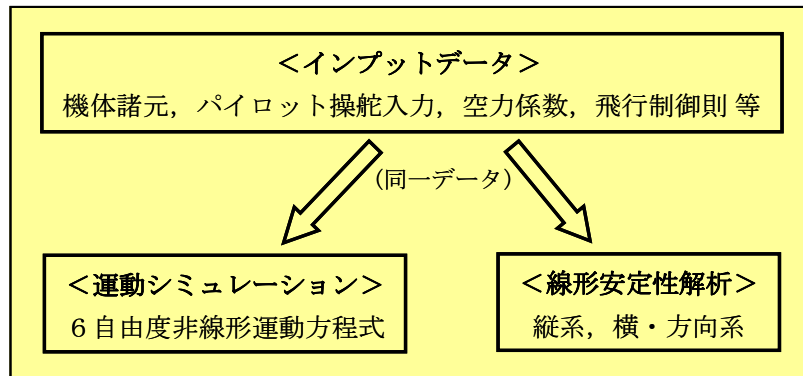


図 3.1 シミュレーションと安定解析が同一データで可能

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。

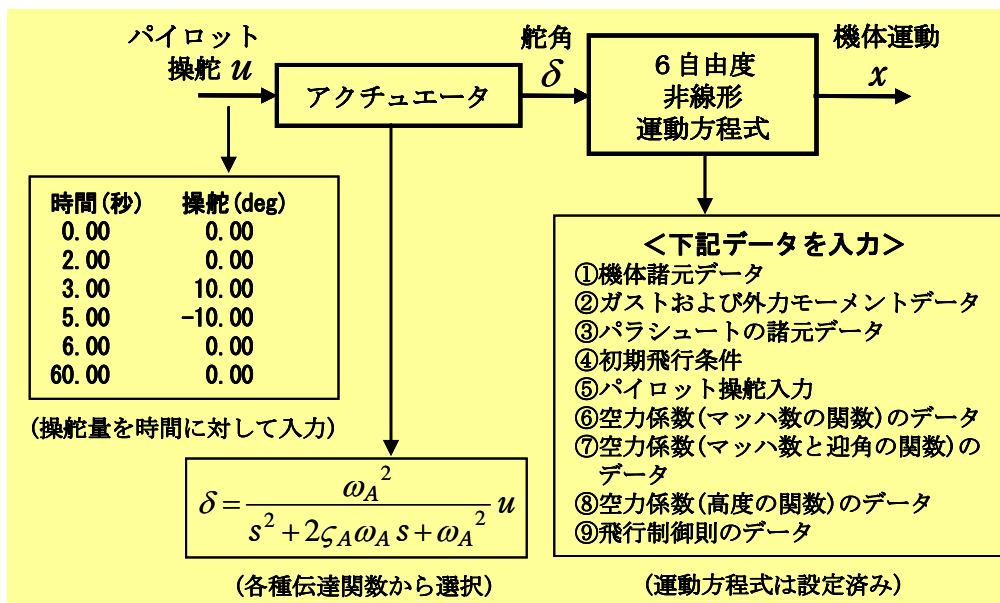


図 4.1 パイロット操舵による機体運動ブロック図

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) $1(\text{kgf}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2) = 9.8(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$

(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 (m²))
(←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>>#####

```

アクチュエータ性能(減衰比,
固有振動数,舵面速度制限)

舵角リミット(制限値)

```

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、“KMAP116 実行スタートファイル.BAT” 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)。

```

##### < KMAP116 解析内容選択 > #####
##                                     (2018.2.1) #
## ● 従来型のキーイン方式による各種KMAP解析 #
## 1: 「一般」(下記以外) ⇒ 航空機の運動・制御系解析, スピン運動 #
## 2: 「CDES」           ⇒ 航空機(含む機体形状データ)の解析 #
## 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, 振動, 最適化, #
##                       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 #
## 7: シミュレーションデータの保存と加工 #
## ----- #
## 11: 有限要素法(FEM)による構造物の弾性解析 (参考図書⑥ 参照) #
## 12: 差分法(FDM)による流体, 熱の流れの解析 (参考図書⑥ 参照) #
## 13: 飛行機の翼理論, 2次元ポテンシャル流厳密解 (参考図書⑮ 参照) #
## ===== #
## ● 飛行機(CDES)の自動化解析(新規) #
## 23: 解析スタート ⇒ 保存リストをコピーしてデータ新規作成 #
## ===== #
## (20:自動化解析の説明, 30: 取り扱い説明書(pdf資料)) #
## (86:参考図書, 87:KMAP変更内容の履歴, 88:注意事項の表示) #
## ----- #
## 9: 終了 #
#####
● 上記の番号を選択 --> “1” を選択

```

(2) 既存データファイルの利用

“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 *
*                                                                              *
* (-1): (戻る)                                                         *
*-----*
*           pdf 資料(表示)                                             *
*           101 : KMAP の関数(一覧表)                                   *
*           102 : KMAP の関数(説明書)                                   *
*           103 : 機体データ E や一般的注意事項など                   *
*-----*
*****
(不明時は 3 を入力)
```

●上記利用方法 1~ を選択 --> “3” を選択

“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 >
-----参考図書① 航空機の運動解析プログラム KMAP (産業図書, 2007)の解析例より
1 : (W317.DAT) 大型旅客機のエレベータ操舵 (t=200 秒) (図 6.2~図 6.4)
2 : (W318.DAT) 大型旅客機のピッチ角制御 (t=40 秒) (図 6.5~図 6.7)
   (途中省略)
-----[その他]
201 : (W318.Y071105.DAT) W318 にリードラグフィルタ追加
202 : (W318.Y071105A.DAT) W318.Y071105 でゲイン 2 倍
203 : (W382.DAT) 大型旅客機のダッチロール運動, ラダー(ダッチロール誘起)操舵
204 : (W165-I.DAT) 大型旅客機の自動着陸
205 : (W.NOHTAIL1.DAT) 水平尾翼なし形態, 130 名, 4000km)
206 : (W.DIFF.TAIL.DAT) 航空機の舵面追加(補関関数の利用)
207 : (W.RUDDER.FIX.DAT) 航空機の舵面固着シミュレーション)
208 : (W.RUDDER.OVER.DAT) 航空機の舵面ハードオーバーシミュレーション)
209 : (W.ENGIN.OUT.DAT) 航空機のエンジン片側 2 発故障シミュレーション)
210 : (W380.DAT) 大型旅客機の長周期モード運動, エレベータ操舵 (t=200 秒)
211 : (W381.DAT) 大型旅客機の短周期モード運動, エレベータ操舵 (t=40 秒)
212 : (旅客機のホバリング飛行 3A.Y130613.DAT)

(-1): (戻る)
=====
(不明時は 2 を入力)
```

●上記をコピー利用する, 1~ の番号を選択 --> 例えば “203” を選択

ここで、例えば“203”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(最も簡単な“0”)をキーインすると、次のように表示される。

*****<< インプットデータ修正) (前半部) >>*****

1 = 機体重量 : $W = 0.2550E+06$ (kgf)

2 = 重心 : $CG = 0.2500E+02$ (%)

3 = 慣性モーメント (kgf·m·s²) :

($I_x = 0.18980E+07$ $I_y = 0.42143E+07$ $I_z = 0.59592E+07$ $I_{xz} = 0.11410E+06$)

4 = 翼面積 : $S = 0.5110E+03$ (m²)

5 = スパンの修正 : $b = 0.5964E+02$ (m)

およびエルロン, ラダーを直接力, 直接モーメントの舵面にするかの選択

6 = 平均翼弦 : $CBAR = 0.8320E+01$ (m)

およびエレベータを直接力, 直接モーメントの舵面にするかの選択

7 = 計算時間 : $TAMX = 40.0$ (秒) ($t_{max} \geq 40$ 秒(航空機), ≥ 4 秒(EIGE 解析))

8 = センサ位置

9 = エンジンジャイロモーメント, エンジン推力線角度

10 = uガスト(外乱)入力, 11 = vガスト(外乱)入力, 12 = wガスト(外乱)入力

13 = 外力入力

14 = パラシュートデータ

15 = 滑走路位置: $Latitude = 0.3514D+02$ $Longitude = 0.1370D+03$

$Yaw = 0.0000E+00$ (deg)

16 = データ名(インプットデータの1行目)

19 = デバッグ時間(運動方程式)

⑭ ●何を修正しますか? (番号キー), 修正なし(完了)=0

ここで、修正なし“0”をキーインすると、次のように表示される。

```

*****<< (インプットデータ修正) (後半部) >>*****
1 = 制御則
    (・ Z 接続法ゲイン最適化を行う場合は “1” を選択してください。 )

2 = 初期飛行条件 (高度, 速度, G), 脚 UP/DN, トリム計算
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(制御則部)
    (・ 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)
8 = 補間関数のデータ作成・修正
    (・ 補間関数を利用するには, 制御則修正 (行追加)にて関数 F48 で設定)
9 = トリムをフラップで行う場合は ⇒ “9” を選択!
    (・ 水平尾翼なしの場合は自動的にフラップでトリムするので不要)

参考 (① Z500, X50, H500, U40, R40, E80, D4 まで可能. 制御則は 900 行まで可能. )
    (② 変数 Z は, リミット関数以外は 2 回以上定義しないこと. )
    (③ 舵角 Z1=δ e, Z2=δ a, Z3=δ f, Z4=δ r, Z5=δ T. 同様にパイロット入力は U1~U5. )
    (④ x, y, z 外力 (kgf) を Z6, Z7, Z8 で追加. x, y, z モーメント (kgf・m) を Z9, Z10, Z11 で追加. )
    (⑤ シミュレーション時のガスト ug, vg, wg (kt) は H491, H492, H493 に定義した分も反映される. )
*****
●何を修正しますか? (番号キー), 修正なし(完了)=0

```

ここで、修正なし “0” をキーインすると、次のように表示される。

```

*****< 飛行機の操縦特性 >*****
*
* 1 : 操縦桿   押し引き操舵 (エレベータ)   *
* 2 : 操縦桿   左右操舵 (エルロン)     *
* 3 : フラップ 上げ下げ操作           *
* 4 : ペダル   左右踏み操作           *
* 5 : 推力     増加減少操作           *
*
*****< 飛行機の外乱特性 >*****
*
* 6 : 前後ガスト ug (線形解析用入力)   *
* 7 : 上下ガスト wg (線形解析用入力)   *
* 8 : 横ガスト vg (線形解析用入力)     *
*
* (シミュレーションは ugust, wgust, vgus で時間で設定, また, ) *
* (H491 (ug), H493 (wg), H492 (vg) を制御則内で入力設定) *
*
*****
(不明時は 1 入力)
●上記解析メニューから選択してください

```

ここでは、ダッチロール運動なので、“4”をキーインすると次のように表示される。

```
*****
(NAERO=22) 方向  $\delta r$  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=
```

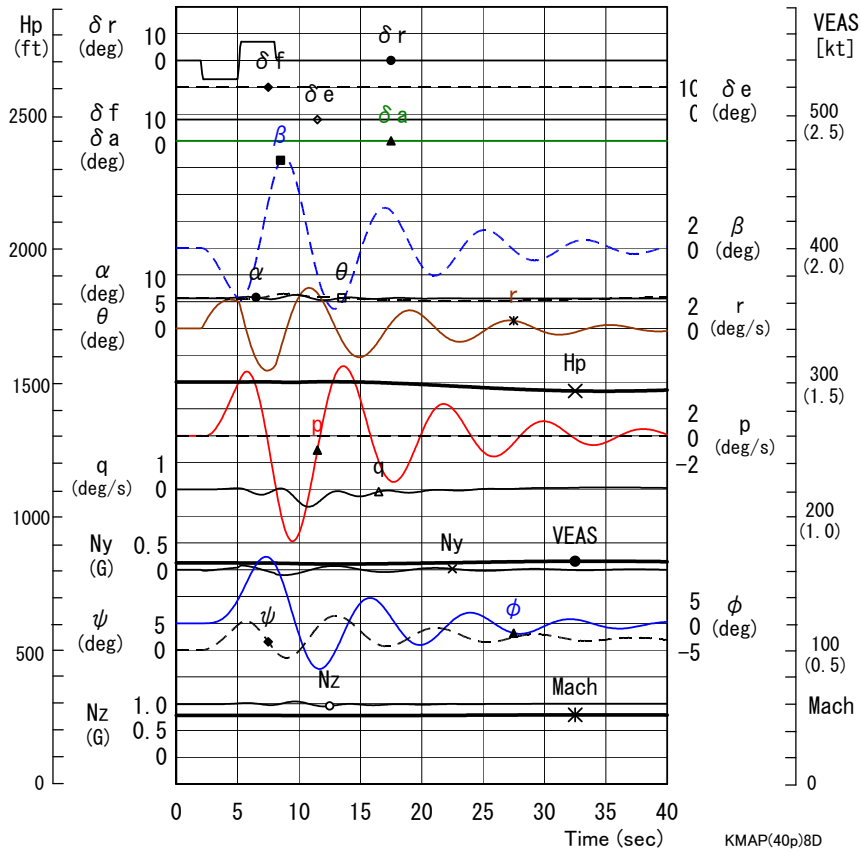
ここで、“5”をキーインすると、計算が実行され、次のように解析結果が表示される。

```
*****
..... (釣り合い飛行時のデータ).....
S = 0.51100E+03 (m2)   CBAR = 0.83200E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.25500E+06 (kgf) qbarS= 0.22996E+06 (kgf) ROU = 0.11952E+00 (kgf·s2/m4)
V = 0.86778E+02 (m/s) VKEAS= 0.16500E+03 (kt)   b = 0.59640E+02 (m)
Ix= 0.18980E+07 (⇒)  Iz = 0.59592E+07 (⇒)  Ixz = 0.11410E+06 (kgf·m·s2)
CL= 0.11089E+01 (－)   $\alpha$  = 0.62505E+01 (deg)  CG = 0.25000E+02 (%MAC)
(このCLは初期釣合Gに必要なCLです)
T = 0.23010E+05 (kgf)   $\delta f$  = 0.20000E+02 (deg)   $\delta e$  = -0.85938E+01 (deg)
CL $\alpha$  = 0.9980E-01 (1/deg)  Cm $\alpha$  = -0.2200E-01 (1/deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn=(0.25-Cm $\alpha$ /CL $\alpha$ )*100= 0.47044E+02 (%MAC)
脚  $\Delta CD$  = 0.20000E-01 (－),   スピードブレーキ  $\Delta CD$  = 0.40000E-01 (－)

      (CG=25%)           (CG= 25.00%)           (ﾌﾗｲﾄﾞ有次元)
Cy $\beta$  = -0.168000E-01  Cy $\beta$  = -0.168000E-01  Y $\beta'$  = -0.980399E-01
Cy $\delta r$  = 0.305000E-02  Cy $\delta r$  = 0.305000E-02  Y $\delta r'$  = 0.177989E-01
Cl $\beta$  = -0.386000E-02  Cl $\beta$  = -0.386000E-02  L $\beta'$  = -0.157930E+01
Cl $\delta a$  = -0.800000E-03  Cl $\delta a$  = -0.800000E-03  L $\delta a'$  = -0.332498E+00
Cl $\delta r$  = 0.120000E-03  Cl $\delta r$  = 0.120000E-03  L $\delta r'$  = 0.346635E-01
Clp = -0.450000E+00  Clp = -0.450000E+00  Lp' = -0.112446E+01
Clr = 0.101000E+00  Clr = 0.101000E+00  Lr' = 0.236807E+00
Cn $\beta$  = 0.262000E-02  Cn $\beta$  1 = 0.262000E-02  N $\beta'$  = 0.315277E+00
Cn $\delta a$  = -0.110000E-03  Cn $\delta a$  = -0.110000E-03  N $\delta a'$  = -0.208727E-01
Cn $\delta r$  = -0.190000E-02  Cn $\delta r$  1 = -0.190000E-02  N $\delta r'$  = -0.249901E+00
Cnp = -0.121000E+00  Cnp = -0.121000E+00  Np' = -0.117226E+00
Cnr = -0.300000E+00  Cnr = -0.300000E+00  Nr' = -0.232730E+00
(以下省略)
```

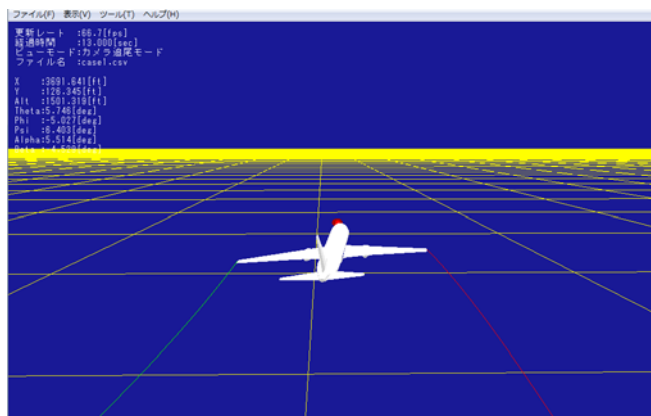
この表示は、“Enter”を押すと消える。

次に，“2”を選択すると，シミュレーションのメニューが表示されるので，“KMAP(時歴 40P)8D.xls”のエクセル図を選択表示し，“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)

次に，“11”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)

以上