

(124)解析例－フラップとエルロン舵面の使い方

H25(2013).9.22 片柳亮二

1. 通常機の横操縦舵面

通常の飛行機は、図 1.1 に示すように主翼にフラップとエルロンがある.. フラップは左右とも同じ方向に動いて揚力を増加させる. これに対してエルロンは左右反対側に動いて左右の揚力差により横操縦用の舵面となる.

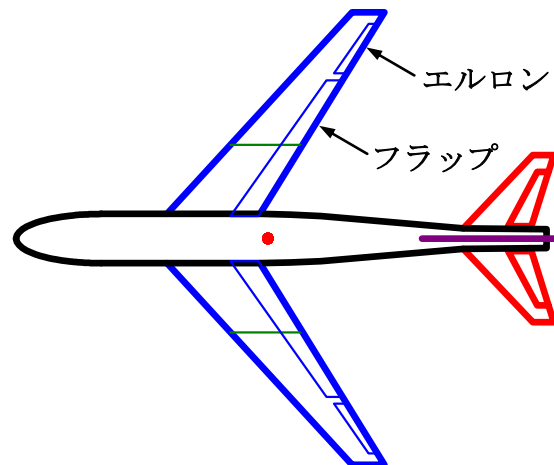


図 1.1 フラップとエルロン

例題として、次のような着陸重量 114tf の飛行機が 165kt で飛行している場合について考えてみよう.

$S = 0.30100E+03$ (m ²)	$CBAR = 0.71500E+01$ (m)	$H_p = 0.15000E+04$ (ft)
$W = 0.11400E+06$ (kgf)	$qbarS = 0.13546E+06$ (kgf)	$ROU = 0.11952E+00$ (kgf·s ² /m ⁴)
$V = 0.86778E+02$ (m/s)	$VKEAS = 0.16500E+03$ (kt)	$b = 0.45800E+02$ (m)
$I_x = 0.47826E+06$ (⇒)	$I_z = 0.18027E+07$ (⇒)	$I_{xz} = 0.47826E+05$ (kgf·m·s ²)
$GL = 0.84465E+00$ (－)	$ALP = 0.40628E+01$ (deg)	$XCG = 0.25000E+00$ (－)

この機体の横・方向の空力係数は次のようである. なお, フラップ効きも追加して示してある.

(CG= 25.00%)	(ﾌﾟﾗｲﾄﾞ有次元)
Cyβ = -0.170011E-01	Yβ' = -0.130723E+00
Cyδr = 0.306465E-02	Yδr' = 0.235643E-01
Clβ = -0.454346E-02	Lβ' = -0.331530E+01
Clδa = -0.107697E-02	Lδa' = -0.802264E+00
Clδr = 0.142749E-03	Lδr' = 0.719829E-01
Clp = -0.402072E+00	Lp' = -0.137968E+01
Clr = 0.316694E+00	Lr' = 0.105414E+01
Cnβ1 = 0.358165E-02	Nβ' = 0.618330E+00
Cnδa = 0.186629E-04	Nδa' = -0.176037E-01
Cnδr1 = -0.174005E-02	Nδr' = -0.341220E+00
Cnp = 0.387403E-02	Np' = -0.330846E-01
Cnr = -0.360836E+00	Nr' = -0.299736E+00
CLδf = 0.228760E-01	Zδf' = -0.175895E+00
Cmδf1 = -0.720335E-02	Mδf' = -0.238347E+00

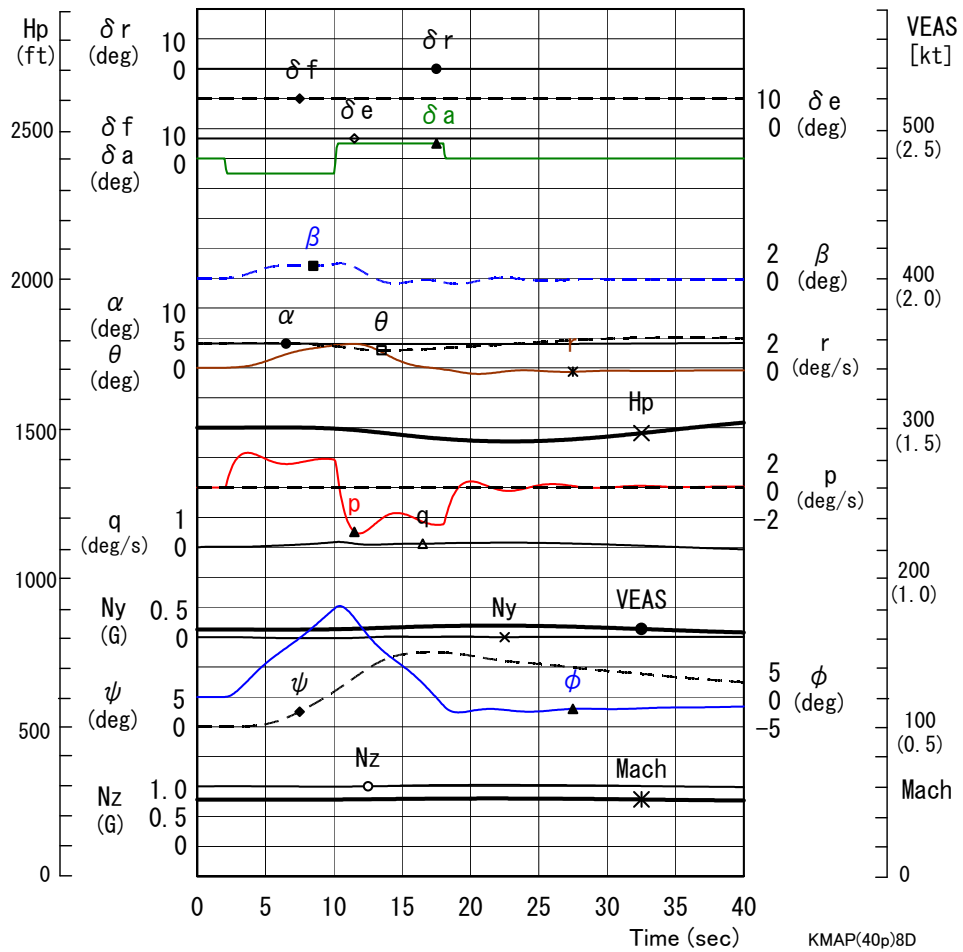


図 1.2 エルロンによるロール運動
 (データ①: CDES. P300B1. エルロンロール. Y130922. DAT)

この機体をエルロンによりロール運動させた結果を図 1.2 に示す．エルロン舵角 5° を 8 秒間で右操舵後に左に切り返している．ロール角は約 15° 変化している．

2. KMAP におけるフラップペロンの模擬方法

フラップペロンとは、図 2.1 に示すように、フラップとエルロンの両方の機能を持つ舵面である．効率的ではあるが、横操縦の舵面としては素早く作動する必要があり面積が広いことからアクチュエータに大きな負担がかかる．また、フラップと同時操舵をすると片側の舵面の舵角が大きくなって舵角制限にかかることも考慮して設計する必要がある．

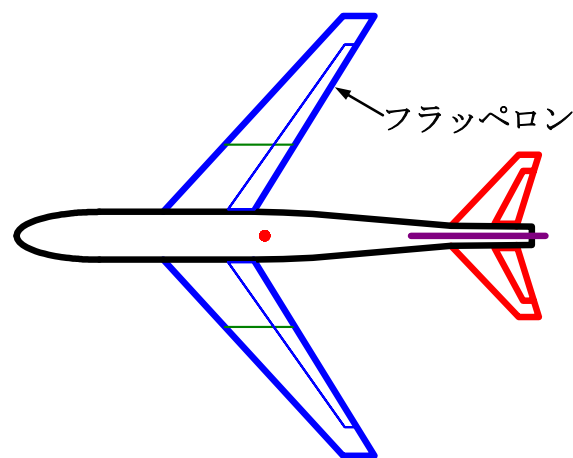


図 2.1 フラップペロン

さて、KMAP によってフラップペロンを模擬する方法を以下に述べる．まず、図 2.1 の機体形状において、フラップ舵面とエルロン舵面は同じ形状をインプットデータに定義する．

次に、制御則からのフラップ相当の指令値を U_{δ_f} ，エルロン相当の指令値を U_{δ_a} とすると、フラップペロンアクチュエータへの入力は次のようになる．すなわち、右フラップペロンへはフラップ指令値とエルロン指令値の加算、また左フラップペロンへはフラップ指令値からエルロン指令値を引いた

もので次のように表される。

$$u_{\delta_R} = U_{\delta} + U_{\dot{\alpha}}, \quad u_{\delta_L} = U_{\delta} - U_{\dot{\alpha}}$$

その結果，アクチュエータからは右フラップペロン舵角 δ_R ，左フラップペロン舵角 δ_L が出力されるとすると，フラップ相当の舵角 δ およびエルロン相当の舵角 $\dot{\alpha}$ は次のように表される。

$$\delta = \frac{\delta_R + \delta_L}{2}, \quad \dot{\alpha} = \frac{\delta_R - \delta_L}{2}$$

これらの関係式を図示すると，図 2.2 のようになる。

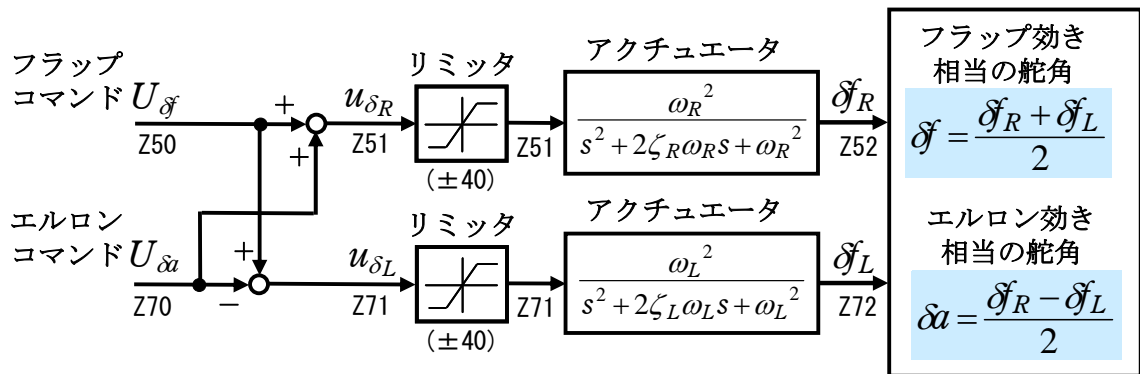


図 2.2 フラップペロンを模擬するブロック図

上記例題と同じく，180tf の飛行機が 165kt で飛行している場合について考えてみよう。

S = 0.30100E+03 (m ²)	CBAR = 0.71500E+01 (m)	Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.11400E+06 (kgf)	qbarS = 0.13546E+06 (kgf)	ROU = 0.11952E+00 (kgf·s ² /m ⁴)
V = 0.86778E+02 (m/s)	VKEAS = 0.16500E+03 (kt)	b = 0.45800E+02 (m)
I _x = 0.47826E+06 (⇒)	I _z = 0.18027E+07 (⇒)	I _{xz} = 0.47826E+05 (kgf·m·s ²)
GL = 0.82548E+00 (—)	ALP = 0.37503E+01 (deg)	XCG = 0.25000E+00 (—)

この機体の横・方向の空力係数は次のようである。なお，フラップ効きも追加して示してある。

(CG= 25.00%)	(フライト有次元)
Cy β = -0.170011E-01	Y β' = -0.130723E+00
Cy δr = 0.306465E-02	Y $\delta r'$ = 0.235643E-01
Cl β = -0.454346E-02	L β' = -0.331530E+01
Cl δa = -0.429192E-02	L $\delta a'$ = -0.319685E+01
Cl δr = 0.142749E-03	L $\delta r'$ = 0.719829E-01
Clp = -0.402463E+00	Lp' = -0.138141E+01
Clr = 0.316694E+00	Lr' = 0.105414E+01
Cn β 1 = 0.358165E-02	N β' = 0.618330E+00
Cn δa = 0.912871E-04	N $\delta a'$ = -0.668106E-01
Cn δr 1 = -0.174005E-02	N $\delta r'$ = -0.341220E+00
Cnp = -0.380300E-03	Np' = -0.369941E-01
Cnr = -0.360836E+00	Nr' = -0.299736E+00
CL δf = 0.258531E-01	Z $\delta f'$ = -0.198786E+00
Cm δf 1 = -0.626228E-02	M $\delta f'$ = -0.195923E+00

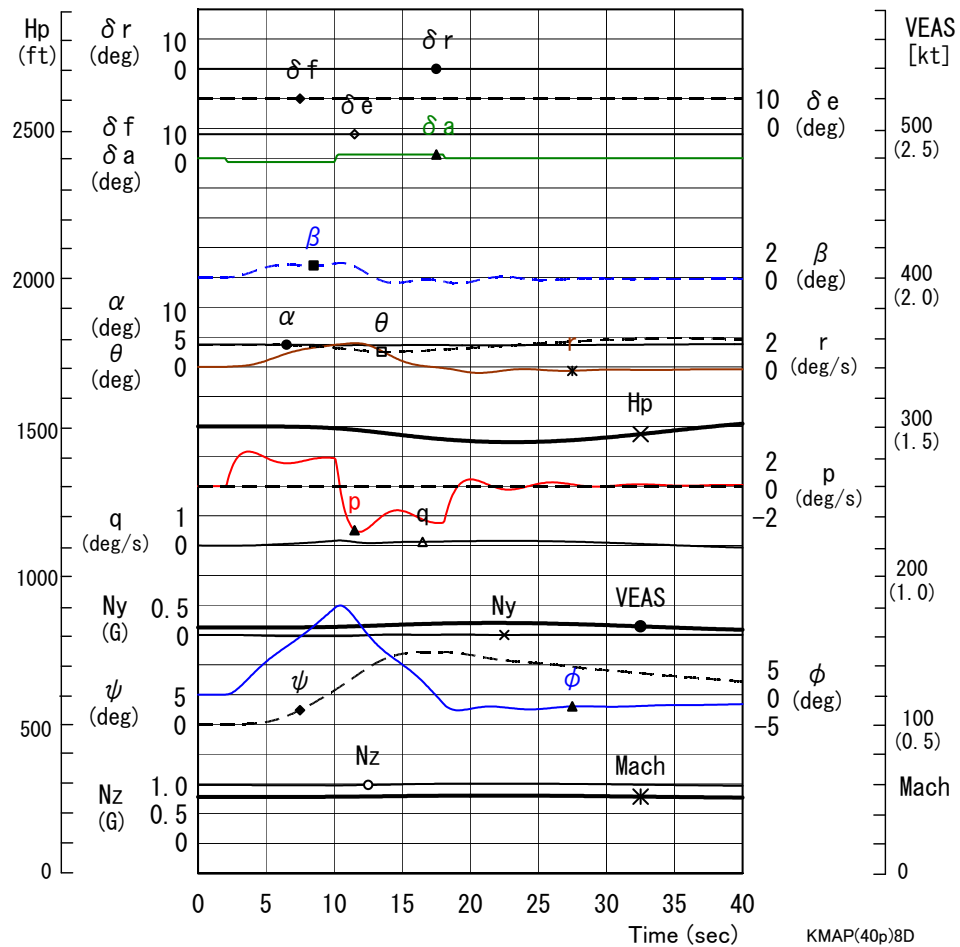


図 2.3 フラップロンによるロール運動
 (データ②: CDES. P300B1. フラップロンロール. Y130922. DAT)

この機体をフラップロンによりロール運動させた結果を図 2.3 に示す。エルロン効き相当の舵角 1.25° を 8 秒間で右操舵後に左に切り返している。ロール角は約 15° 変化している。この舵角 1.25° としているのは、図 1.1 に示したエルロンに対して、図 2.1 に示したフラップロンによるエルロン相当の効きは約 4 倍に増加しているためである。その結果、エルロンによるロール角とフラップロンによるロール角の変化は同じ量となっている。

KMAP で図 2.3 のフラップロンによるロール運動シミュレーションを計算する際には、操縦桿の押し引き操舵にて行う必要がある。それは、左右操舵の場合にはシミュレーションと同時に実施される横・方向系の線形解析で左右操舵入力から出力が直接つながっていないためである。シミュレーション計算は操縦桿の操舵方法とは無関係に、インプットデータの操舵入力に反映されるのでそのような問題ない。

3. フラップロンを用いた横・方向系制御系解析

図 2.2 に示したフラップロンを模擬するブロックは、縦系と横・方向系が相互に関係している。このような場合、シミュレーション解析は問題はないが、線形の制御系解析は縦系と横・方向系は別々に行われるためそのままでは解析ができない。

それではどのように制御系解析を行うかという点、図 2.1 に示した同じ形状のフラップとエルロンの空力係数を用いて、単純にフラップ系とエルロン系とに分けて別々に制御系解析を行えばよい。

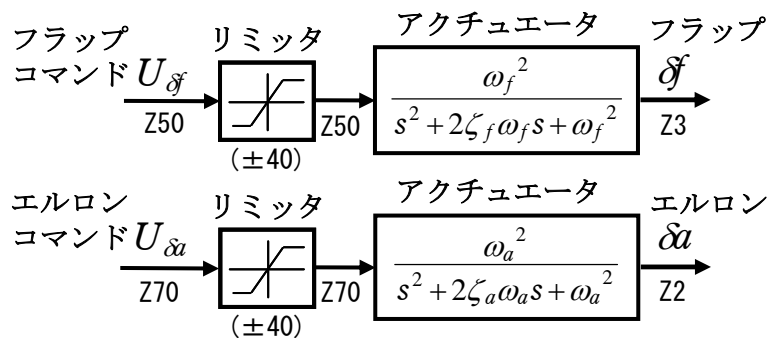


図 3.1 制御系解析時のブロック図

付録 インプットデータ

以上の解析に用いたインプットデータを以下にまとめておく。

データ①: **CDES. P300B1. エルロン-R. Y130922. DAT** (300名, 10000km)

 << 4.1 性能要求値の設定 ($M \leq 0.85$) >>

1 乗員・乗客数	Npassen = 0.30000E+03 (名)
2 ペイロード(除く乗客)	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	R3 = 0.10000E+02 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.36000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数	M = 0.85000E+00 (—)
6 巡航推力比(999は36Mftで1/4の比例値)	ETO = 0.99900E+03 (—)
7 巡航時推力1kgfあたりの燃料消費率	bJ = 0.60000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	sTO = 0.30000E+04 (m)
9 着陸滑走路長	Ld = 0.20000E+04 (m)
10 接地速度	VTD = 0.12000E+03 (kt)
11 CLmaxTO 計算用のフラップ角	δf_{maxTO} = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	δf_{maxLD} = 0.40000E+02 (deg)

<< 4.2 空力推算用機体諸元データの設定 >>

(A) 入力データ (Ver. A) (Ver. B)

(A.1) 離着陸検討用データ

1 着陸開始高度	Hp = 0.15000E+01 (1000ft)
2 着陸開始マッハ数(0の時VKEASから計算)	M = 0.00000E+00 (—)
3 着陸開始速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.16500E+03 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.18000E+03 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.79624E+02 (tf)
6 燃料量 (新設計で自動修正)	Fuel = 0.90225E+02 (キログラム)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.45000E+02 (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 = 0.30100E+03 (m ²)
スパン(主翼)	b = 0.45800E+02 (m)
先細比(主翼)	λ = 0.32000E+00 (—)
前縁後退角(主翼)(999.0なら3個データ)	ΛLE = 0.42000E+02 (deg)
主翼上反角 (999.0なら3個データ)	Γ = 0.45000E+01 (deg)
胴体中心~expo主翼根距離(翼が下が正)	ZW = 0.15400E+01 (m)
主翼断面後縁角	ϕTE = 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	xt = 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	ηi = 0.10000E+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(空力推算時参考舵角) $\delta f = 0.20000E+02$ (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 $S'' = 0.79500E+02$ (m²)
 スパン(水平尾翼) $b'' = 0.16900E+02$ (m)
 先細比(水平尾翼) $\lambda'' = 0.28000E+00$ (—)
 前縁後退角(水平尾翼) $\Delta LE'' = 0.43000E+02$ (deg)
 水平尾翼上反角 $\Gamma'' = 0.80000E+01$ (deg)
 胴体中心～水尾 C_{BAR}/4 距離(翼が下が正) $ZH = -0.15400E+01$ (m)
 水平尾翼後端の胴体後端前方距離 $PERLWH = 0.29600E+01$ (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 $\eta i'' = 0.15000E+00$ (—)
 エレベータスパン方向終了位置 $\eta o'' = 0.80000E+00$ (—)
 エレベータ舵角(空力推算時参考舵角) $\delta e = 0.20000E+02$ (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) $S_v = 0.89500E+02$ (m²)
 スパン(垂直尾翼) $b_v = 0.10400E+02$ (m)
 先細比(垂直尾翼) $\lambda_v = 0.30000E+00$ (—)
 前縁後退角(垂直尾翼) $\Delta LE_v = 0.51000E+02$ (deg)
 垂直尾翼後端の胴体後端前方距離 $PERLWV = 0.25300E+01$ (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 $\eta iV = 0.25000E+00$ (—)
 ラダーのスパン方向終了位置 $\eta oV = 0.90000E+00$ (—)
 ラダー舵角(空力推算時参考舵角) $\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ $LB = 0.52600E+02$ (m)
 機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ $Ln = 0.84400E+01$ (m)
 機首を除く前胴部(expo 主翼根先端)長さ $Lf = 0.65200E+01$ (m)
 胴体直径(主翼部) $d = 0.49800E+01$ (m)
 胴体直径(水平尾翼部) $d'' = 0.20700E+01$ (m)
 胴体最大上下幅(999 は胴体細部データ 12 個) $h = 0.49800E+01$ (m)
 胴体後部 base 面の直径 $dbfus = 0.19200E+01$ (m)

.....
<komaki Runway>.....
 Latitude = 0.35140D+02
 Longitude = 0.13700D+03
 Yaw = 0.00000E+00
 ... (以下, 運動解析用データ)...
 Ix(kgf·m·s²) = 0.47826E+06


```

Iy(kgf·m·s2) = 0.14193E+07
Iz(kgf·m·s2) = 0.18027E+07
Ixz(kgf·m·s2) = 0.47826E+05
.....
Weight(kgf) = 0.11400E+06
S(m2) = 0.30100E+03
b(m) = 0.45800E+02 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
C. BAR(m) = 0.71500E+01 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると De を直接力に)
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 (←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=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
***** (Pilot Input & Aircraft Aero. Data) *****
Start Hp(ft=  0.1500E+04, 脚(UP=0, DN=1) → NGEAR= 0
Start VKEAS=  0.1650E+03
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
1. NDe-----> 2
  T , De      0.000      0.000
              60.000     0.000
2. NDa-----> 8
  T , Da      0.000      0.000
              2.000      0.000
              2.100     -5.000
              10.000    -5.000
              10.200     5.000
              18.000     5.000
              18.100     0.000
              60.000     0.000
3. NDf-----> 2
  T , Df      0.000     20.000
              60.000    20.000
4. NDr-----> 2
  T , Dr      0.000      0.000
              60.000     0.000
5. N(THRUS)-> 4
  T , D(THR)  0.000      0.000
              2.000      0.000
              4.000      0.000
              200.000     0.000
[ NMACH ]--> 2
... MACH...  0.5000E+00  0.8000E+00
1. ClDr      0.1427E-03  0.1427E-03
2. ---      0.0000E+00  0.0000E+00
3. CnDr     -0.1740E-02 -0.1740E-02
4. ---      0.0000E+00  0.0000E+00
5. CyDa      0.0000E+00  0.0000E+00
6. CyDr      0.3065E-02  0.3065E-02
7. Cyr       0.0000E+00  0.0000E+00
8. CmDe     -0.2014E-01 -0.2014E-01
9. CmDf     -0.7203E-02 -0.7203E-02
10. Cmqr    -0.2682E+02 -0.2682E+02
11. CmADOT  -0.8758E+01 -0.8758E+01
12. k        0.5557E-01  0.5557E-01
13. CD|De|   0.0000E+00  0.0000E+00
14. CD|Df|   0.1202E-02  0.1202E-02
15. CLDe     0.5351E-02  0.5351E-02

```

```

16. CLDf      0. 2288E-01  0. 2288E-01
[ NALP ]----> 2
... ALP...   -0. 1500E+02  0. 2000E+02
1. ClB (0. 50) -0. 4543E-02 -0. 4543E-02
   (0. 80) -0. 4543E-02 -0. 4543E-02
2. ClDa(0. 50) -0. 1077E-02 -0. 1077E-02
   (0. 80) -0. 1077E-02 -0. 1077E-02
3. Clp (0. 50) -0. 4021E+00 -0. 4021E+00
   (0. 80) -0. 4021E+00 -0. 4021E+00
4. Clr (0. 50)  0. 3167E+00  0. 3167E+00
   (0. 80)  0. 3167E+00  0. 3167E+00
5. CnB (0. 50)  0. 3582E-02  0. 3582E-02
   (0. 80)  0. 3582E-02  0. 3582E-02
6. CnDa(0. 50)  0. 1866E-04  0. 1866E-04
   (0. 80)  0. 1866E-04  0. 1866E-04
7. Cnp (0. 50)  0. 3874E-02  0. 3874E-02
   (0. 80)  0. 3874E-02  0. 3874E-02
8. Cnr (0. 50) -0. 3608E+00 -0. 3608E+00
   (0. 80) -0. 3608E+00 -0. 3608E+00
9. CyB (0. 50) -0. 1700E-01 -0. 1700E-01
   (0. 80) -0. 1700E-01 -0. 1700E-01
10. CL (0. 50) -0. 1475E+01  0. 1966E+01
   (0. 80) -0. 1475E+01  0. 1966E+01
11. Cm (0. 50)  0. 5917E+00 -0. 3497E+00
   (0. 80)  0. 5917E+00 -0. 3497E+00
[ NHP ]-----> 2
... HP...    0. 0000E+00  0. 2000E+05
  CDO (0. 50)  0. 4086E-01  0. 4086E-01
   (0. 80)  0. 4086E-01  0. 4086E-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 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)};
15 Z22={ALP(deg)};
16 Z23={q(deg/s)};
17 Z24={THE(deg)};
18 //*****

```

```

H 0      201  21  0  0  0  0
H 0      205  22  0  0  0  0
H 0      203  23  0  0  0  0
H 0      204  24  0  0  0  0

```

```

19 //... <<De 系, ここから記述>>...
20 Z29=U1*G; (Pilot Command)      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) (Pilot Command)  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; (Pilot Command)        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                                 899 888  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 -----
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; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
70 Z72=Z70*G; H 0 0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
71 Z72={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 72 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)} Z72; H 0 302 14 72 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; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
89 Z93=Z90*G; H 0 0.1000E+01 53 93 90 0 0 0
90 Z93={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 93 0 0 0 0
91 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
92 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Dr)
93 Z16={RGAIN(Dr)} Z93; H 0 304 16 93 0 0 0
94 //
95 //(Z16 が Dr コマンドに接続される)
96 //
97 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
98 Z4={G2^2/[G1G2]G3} Z16X24X25; H 0 0.7000E+00 124 4 16 24 0 0
99 H 0 0.5000E+02 124 0 0 25 0 0
100 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
101 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr) H 0 -0.2000E+02 85 4 0 0 0 0
102 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
103 //(Z4 が舵角 Dr に接続される)
104 //(横方向系の応答出力を設定)
105 //R2=RoutDa (y1)
106 //R4=RoutDr (y2)
107 R21=Z25; (y3:BETA) H 0 101 21 25 0 0 0
108 R22=Z26; (y4:p) H 0 101 22 26 0 0 0
109 R23=Z27; (y5:r) H 0 101 23 27 0 0 0
110 R24=Z28; (y6:PHI) H 0 101 24 28 0 0 0
111 //(この後に必要な応答を追加)

```

```
112 //(以上, 横方向系制御則完了)
113 //(最後に次の END 文が必要)
114 {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) -----
```

データ②: CDES. P300B1. フラップ・エルロン. Y130922. DAT (300名, 10000km)

<< 4.1 性能要求値の設定 ($M \leq 0.85$) >>

1 乗員・乗客数	Npassen = 0.30000E+03 (名)
2 ペイロード(除く乗客)	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	R3 = 0.10000E+02 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.36000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数	M = 0.85000E+00 (—)
6 巡航推力比(999は36Mftで1/4の比例値)	ET0 = 0.99900E+03 (—)
7 巡航時推力1kgfあたりの燃料消費率	bJ = 0.60000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	sT0 = 0.30000E+04 (m)
9 着陸滑走路長	Ld = 0.20000E+04 (m)
10 接地速度	VTD = 0.12000E+03 (kt)
11 CLmaxT0 計算用のフラップ角	$\delta f_{maxT0} = 0.20000E+02$ (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	$\delta f_{maxLD} = 0.40000E+02$ (deg)

<< 4.2 空力推算用機体諸元データの設定 >>

(A) 入力データ (Ver. A) (Ver. B)

(A.1) 離着陸検討用データ

1 着陸開始高度	Hp = 0.15000E+01 (1000ft)
2 着陸開始マッハ数(0の時VKEASから計算)	M = 0.00000E+00 (—)
3 着陸開始速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.16500E+03 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.18000E+03 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.79624E+02 (tf)
6 燃料量 (新設計で自動修正)	Fuel = 0.90225E+02 (キログラム)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.45000E+02 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax読み) 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 = 0.30100E+03 (m ²)
スパン(主翼)	b = 0.45800E+02 (m)
先細比(主翼)	$\lambda = 0.32000E+00$ (—)
前縁後退角(主翼)(999.0なら3個データ)	$\Lambda LE = 0.42000E+02$ (deg)
主翼上反角 (999.0なら3個データ)	$\Gamma = 0.45000E+01$ (deg)
胴体中心~expo主翼根距離(翼が下が正)	ZW = 0.15400E+01 (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	xt = 0.30000E+02 (%MAC)
フラップのchord extention比	c1/c = 0.10000E+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	$\eta i = 0.12000E+00$ (—)
フラップのスパン方向終了位置	$\eta o = 0.87000E+00$ (—)
フラップ舵角(空力推算時参考舵角)	$\delta f = 0.20000E+02$ (deg)
エルロン弦長比	ca/c = 0.30000E+00 (—)
エルロンのスパン方向開始位置	$\eta iA = 0.12000E+00$ (—)
エルロンのスパン方向終了位置	$\eta oA = 0.87000E+00$ (—)
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	$S'' = 0.79500E+02$ (m ²)
スパン(水平尾翼)	$b'' = 0.16900E+02$ (m)
先細比(水平尾翼)	$\lambda'' = 0.28000E+00$ (-)
前縁後退角(水平尾翼)	$\Lambda LE'' = 0.43000E+02$ (deg)
水平尾翼上反角	$\Gamma'' = 0.80000E+01$ (deg)
胴体中心～水尾 C _{BAR} /4 距離(翼が下が正)	ZH = -0.15400E+01 (m)
水平尾翼後端の胴体後端前方距離	PERLWH = 0.29600E+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	$\eta i'' = 0.15000E+00$ (-)
エレベータスパン方向終了位置	$\eta o'' = 0.80000E+00$ (-)
エレベータ舵角(空力推算時参考舵角)	$\delta e = 0.20000E+02$ (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)	$S_v = 0.89500E+02$ (m ²)
スパン(垂直尾翼)	$b_v = 0.10400E+02$ (m)
先細比(垂直尾翼)	$\lambda_v = 0.30000E+00$ (-)
前縁後退角(垂直尾翼)	$\Lambda LE_v = 0.51000E+02$ (deg)
垂直尾翼後端の胴体後端前方距離	PERLWV = 0.25300E+01 (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	$\eta i_V = 0.25000E+00$ (-)
ラダーのスパン方向終了位置	$\eta o_V = 0.90000E+00$ (-)
ラダー舵角(空力推算時参考舵角)	$\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ	LB = 0.52600E+02 (m)
機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ	Ln = 0.84400E+01 (m)
機首を除く前胴部(expo主翼根先端)長さ	Lf = 0.65200E+01 (m)
胴体直径(主翼部)	d = 0.49800E+01 (m)
胴体直径(水平尾翼部)	$d'' = 0.20700E+01$ (m)
胴体最大上下幅((999は胴体細部データ12個)h)	h = 0.49800E+01 (m)
胴体後部 base 面の直径	dbfus = 0.19200E+01 (m)

.....
 <komaki Runway>.....

Latitude	= 0.35140D+02
Longitude	= 0.13700D+03
Yaw	= 0.00000E+00

... (以下, 運動解析用データ) ...

Ix(kgf·m·s ²)	= 0.47826E+06
Iy(kgf·m·s ²)	= 0.14193E+07
Iz(kgf·m·s ²)	= 0.18027E+07
Ixz(kgf·m·s ²)	= 0.47826E+05

.....

Weight(kgf)	= 0.11400E+06
S(m ²)	= 0.30100E+03


```

b (m)                = 0.45800E+02 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
C. BAR (m)           = 0.71500E+01 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると De を直接力に)
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                    = -0.40000E+02 0.40000E+02
Df                    = -0.40000E+02 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 (←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= 0.1650E+03
 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

1. NDe----->	2		
T, De		0.000	0.000
		60.000	0.000
2. NDa----->	8		
T, Da		0.000	0.000
		2.000	0.000
		2.100	-1.250
		10.000	-1.250
		10.200	1.250
		18.000	1.250
		18.100	0.000
		60.000	0.000
3. NDf----->	2		
T, Df		0.000	20.000
		60.000	20.000
4. NDr----->	2		
T, Dr		0.000	0.000
		60.000	0.000
5. N(THRUS)->	4		
T, D(THR)		0.000	0.000
		2.000	0.000
		4.000	0.000
		200.000	0.000
[NMACH]-->	2		
... MACH...		0.5000E+00	0.8000E+00
1. CIDr		0.1427E-03	0.1427E-03
2. ---		0.0000E+00	0.0000E+00
3. CnDr		-0.1740E-02	-0.1740E-02
4. ---		0.0000E+00	0.0000E+00
5. CyDa		0.0000E+00	0.0000E+00
6. CyDr		0.3065E-02	0.3065E-02
7. Cyr		0.0000E+00	0.0000E+00
8. CmDe		-0.2014E-01	-0.2014E-01
9. CmDf		-0.6262E-02	-0.6262E-02
10. Cm _q		-0.2682E+02	-0.2682E+02
11. CmADOT		-0.8757E+01	-0.8757E+01
12. k		0.5556E-01	0.5556E-01
13. CD De		0.0000E+00	0.0000E+00
14. CD Df		0.1358E-02	0.1358E-02
15. CLDe		0.5351E-02	0.5351E-02
16. CLDf		0.2585E-01	0.2585E-01
[NALP]---->	2		
... ALP...		-0.1500E+02	0.2000E+02
1. CIB (0.50)		-0.4543E-02	-0.4543E-02
(0.80)		-0.4543E-02	-0.4543E-02
2. CIDa(0.50)		-0.4292E-02	-0.4292E-02

```

(0.80) -0.4292E-02 -0.4292E-02
3. Clp (0.50) -0.4025E+00 -0.4025E+00
(0.80) -0.4025E+00 -0.4025E+00
4. Clr (0.50) 0.3167E+00 0.3167E+00
(0.80) 0.3167E+00 0.3167E+00
5. CnB (0.50) 0.3582E-02 0.3582E-02
(0.80) 0.3582E-02 0.3582E-02
6. CnDa (0.50) 0.9129E-04 0.9129E-04
(0.80) 0.9129E-04 0.9129E-04
7. Cnp (0.50) -0.3803E-03 -0.3803E-03
(0.80) -0.3803E-03 -0.3803E-03
8. Cnr (0.50) -0.3608E+00 -0.3608E+00
(0.80) -0.3608E+00 -0.3608E+00
9. CyB (0.50) -0.1700E-01 -0.1700E-01
(0.80) -0.1700E-01 -0.1700E-01
10. CL (0.50) -0.1252E+01 0.1670E+01
(0.80) -0.1252E+01 0.1670E+01
11. Cm (0.50) 0.5918E+00 -0.3497E+00
(0.80) 0.5918E+00 -0.3497E+00
[ NHP ]----> 2
... HP... 0.0000E+00 0.2000E+05
CDO (0.50) 0.4398E-01 0.4398E-01
(0.80) 0.4398E-01 0.4398E-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; (Pilot Command) 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 Z50=U3*G;                     H 0 0.1000E+01 52 50 3 0 0 0
39 Z51=Z50+Z70;                  H 0          35 51 50 70 0 0
40 Z51={G1<=, <=G2};           H 0 -0.4000E+02 85 51 0 0 0 0
41 H 0 0.4000E+02 85 0 0 0 0 0
42 //(アクチュエータ, 2次遅れ)
43 Z52={G2^2/[G1G2]G3} Z51X12X13; H 0 0.7000E+00 124 52 51 12 0 0
44 H 0 0.5000E+02 124 0 0 13 0 0
45 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
46 Z71=Z50-Z70;                  H 0          36 71 50 70 0 0
47 Z71={G1<=, <=G2};           H 0 -0.4000E+02 85 71 0 0 0 0
48 H 0 0.4000E+02 85 0 0 0 0 0
49 //(アクチュエータ, 2次遅れ)
50 Z72={G2^2/[G1G2]G3} Z71X18X23; H 0 0.7000E+00 124 72 71 18 0 0
51 H 0 0.5000E+02 124 0 0 23 0 0
52 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
53 Z53=Z52+Z72;                  H 0          35 53 52 72 0 0
54 Z3=Z53*G;                     H 0 0.5000E+00 53 3 53 0 0 0
55 //(Z3が舵角Dfに接続される)
56 //
57 //*****
58 //<<Thrust系, ここから記述>>...
59 Z5=U5*G; (Pilot Command)     H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
60 //(Z5が推力Dthrustに接続される)
61 //
62 //(縦系の応答出力を設定)
63 //R1=RoutDe (y1)
64 //R3=RoutDf (y2)
65 //R5=RoutDT (y3)
66 R6=Z21; (y4:u)                 H 0          101 6 21 0 0 0
67 R7=Z22; (y5:ALP)              H 0          101 7 22 0 0 0
68 R8=Z23; (y6:q)                H 0          101 8 23 0 0 0
69 R9=Z24; (y7:THE)              H 0          101 9 24 0 0 0
70 R10=Z12; (y8:qModel)          H 0          101 10 12 0 0 0
71 //(この後に必要な応答を追加)
72 //(以上, 全縦系制御則完了)
73 //(縦系の最後に次のEND文が必要)
74 {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= 0.1000E+01 -----
75 //
76 //
77 //#####<<横方向系制御則>>#####
78 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
79 Z25={BETA(deg)}; H 0 225 25 0 0 0 0
80 Z26={p(deg/s)}; H 0 222 26 0 0 0 0
81 Z27={r(deg/s)}; H 0 223 27 0 0 0 0
82 Z28={PHI(deg)}; H 0 224 28 0 0 0 0
83 //*****
84 //...<<Da系,ここから記述>>...
85 Z70=U2*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
86 Z73=Z52-Z72; H 0 36 73 52 72 0 0
87 Z2=Z73*G; H 0 0.5000E+00 53 2 73 0 0 0
88 //(Z2が舵角 Da に接続される)
89 //
90 //*****
91 //...<<Dr系,ここから記述>>...
92 Z90=U4*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
93 Z93=Z90*G; H 0 0.1000E+01 53 93 90 0 0 0
94 Z93={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 93 0 0 0 0
95 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
96 //(開ループ,根軌跡用ゲイン) (Dr)
97 Z16={RGAIN(Dr)}Z93; H 0 304 16 93 0 0 0
98 //
99 //(Z16がDrコマンドに接続される)
100 //
101 //(アクチュエータ,2次遅れ)
102 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X24X25; H 0 0.7000E+00 124 4 16 24 0 0
103 H 0 0.5000E+02 124 0 0 25 0 0
104 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
105 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr) H 0 -0.2000E+02 85 4 0 0 0 0
106 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
107 //(Z4が舵角 Dr に接続される)
108 //(横方向系の応答出力を設定)
109 //R2=RoutDa (y1)
110 //R4=RoutDr (y2)
111 R21=Z25; (y3:BETA) H 0 101 21 25 0 0 0
112 R22=Z26; (y4:p) H 0 101 22 26 0 0 0
113 R23=Z27; (y5:r) H 0 101 23 27 0 0 0
114 R24=Z28; (y6:PHI) H 0 101 24 28 0 0 0
115 //(この後に必要な応答を追加)
116 //(以上,横方向系制御則完了)
117 //(最後に次のEND文が必要)

```

```
118 {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= 0.1000E+01 -----
----- (DATA END) -----
```

以上