

(123)解析例－テールシッタ機の飛行解析

H25(2013).9.11(B) 片柳亮二

1. 機体形状

表(a) 計算条件

乗員・乗客数	N _{passen} = 0 (名)
パイロード	W _{pay} = 0.0000E+00 (kgf)
離陸重量	W _{to} = 0.5000E+01 (kgf)
主翼面積	S= 0.7000E+00 (m ²)
スパン	b= 0.2000E+01 (m)
平均空力翼弦	CBAR= 0.3500E+00 (m)
アスペクト比	A= 0.5714E+01 (—)
先細比(主翼)	λ = 0.1000E+01 (—)
前縁後退角	Λ LE = 0.0000E+00 (deg)
上反角	Γ = 0.5000E+01 (deg)
胴体長さ	LB= 0.2024E+01 (m)
翼面荷重	W _{to} /S= 0.7143E+01 (kgf/m ²)
巡航条件	0.3000E+03 (ft), 0.4560E-01 (M)
	(VEAS= 0.3000E+02 (kt), V _{cr} = 0.1550E+02 (m/s))

表(b) 重量の内訳

自重比	W _{empty} /W _{to} = 0.1000E+01 (—)
人+パイロード比	W _{fixed} /W _{to} = 0.0000E+00 (—)
自重	W _{empty} = 0.5000E+01 (kgf)
着陸重量	W _{LD} = 0.5000E+01 (kgf)

表(c) 飛行性能(計算結果)

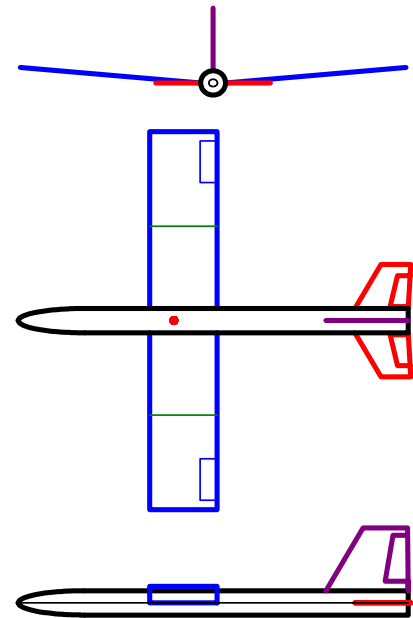
航続距離/力積	RE= 0.12793E+03 (km/(kgf·hr))
航続時間/力積	RE= 0.22927E+01 (hr/(kgf·hr))
離陸滑走距離	s ₀ = 0.32989E+02 (m)
着陸滑走距離	L ₀ = 0.24038E+02 (m)
接地速度	V _{TD} = 0.23102E+02 (kt)
離陸推力	T _{to} = 0.10000E+01 (kgf)
巡航に必要な推力	= 0.43617E+00 (kgf)

表(d) 巡航時の空力特性

有害抗力係数	CD ₀ = 0.26643E-01 (—)
誘導抗力の係数	k= 0.66119E-01 (—)
巡航時迎角	α = 0.62776E+01 (deg)
揚力係数	CL= 0.48020E+00 (—)
抗力係数	CD= 0.41890E-01 (—)
揚抗比	CL/CD= 0.11463E+02 (—)

-----<以下は最適巡航条件(CL, 高度一定)>-----

ただし、ブレゲー(CL, V一定)とは異なる事に注意
 航続距離/力積 RE= 0.13180E+03 (km/(kgf·hr)) (参考)
 最適巡航迎角 α = 0.47911E+01 (deg) (参考)



最適揚力係数 $CL = 0.36650E+00$ (—) (参考)
最適抗力係数 $CD = 0.35524E-01$ (—) (参考)
最適揚抗比 $CL/CD = 0.10317E+02$ (—) (参考)
最適巡航速度 $Vcr = 0.17743E+02$ (m/s) (参考)

2. 水平飛行状態でのピッチ角制御系設計

上記1で性能計算を行った飛行条件は、高度 300ft, 巡航速度 30kt である。まず、この飛行状態で下記のピッチ角制御系のフィードバックゲインを、Z 接続法ゲイン最適化の手法により求めてみよう。

最初に、Z 接続法について概略説明する。一般的に伝達関数は次のように表すことができる。

$$G(s) = \frac{b_0 s^m + b_1 s^{m-1} + \dots + b_m}{s^n + a_1 s^{n-1} + \dots + a_n} = K \times \frac{1}{s} \times \frac{1}{1+T_1 s} \times \frac{T_2 s}{1+T_2 s} \times \frac{1+T_3' s}{1+T_3 s} \times \frac{\omega_1^2}{s^2 + 2\zeta_1 \omega_1 s + \omega_1^2} \times \frac{s}{s^2 + 2\zeta_2 \omega_2 s + \omega_2^2} \times \frac{s^2 + 2\zeta_3' \omega_3' s + \omega_3'^2}{s^2 + 2\zeta_3 \omega_3 s + \omega_3^2} \times \dots$$

すなわち、伝達関数は表 2.1 に示す伝達関数の基本要素のかけ算で表すことができる。この伝達関数は、制御系全体の特性だけでなく、制御対象を制御するための制御則においても基本要素のかけ算で表すことができる。

表 2.1 伝達関数の基本要素

基本要素	伝達関数
積分	$\frac{1}{s}$
1次遅れ形 (1次遅れフィルタ)	$\frac{1}{1+T_1 s}$
ハイパスフィルタ	$\frac{T_2 s}{1+T_2 s}$
リードラグフィルタ	$\frac{1+T_3' s}{1+T_3 s}$
2次遅れ形 (2次遅れフィルタ)	$\frac{\omega_1^2}{s^2 + 2\zeta_1 \omega_1 s + \omega_1^2}$
1次/2次形	$\frac{s}{s^2 + 2\zeta_2 \omega_2 s + \omega_2^2}$
2次/2次形 (ノッチフィルタ)	$\frac{s^2 + 2\zeta_3' \omega_3' s + \omega_3'^2}{s^2 + 2\zeta_3 \omega_3 s + \omega_3^2}$

このように，一般の制御系は伝達関数の基本要素のかけ算で表されることから，制御系の解析する場合に伝達関数を構成する基本要素の入出力に Z 変数を割り当て，伝達関数全体の入力から出力までを Z 変数でつなぐことで伝達関数を表すことにすると便利である．ここでは，この方法を“**Z 接続法**” (Z-Connection Method) と呼ぶことにする．

次に，制御系内のフィルタやフィードバックゲインを，乱数を用いて組み合わせ解を設定し，制御系の特性根を求めて最適解を求める．これが **Z 接続法ゲイン最適化** の手法である．最適化の手法として，制御系内のフィルタの時定数 T およびゲイン (Gain) に対して，適当に値を入れて極を繰り返し計算して最適解を求めてもよい．しかし，これでは効率が悪いので，本手法では乱数を用いて時定数 T とゲイン (Gain) の組み合わせを作り，繰り返し計算にて最適な極位置を求めるモンテカルロ法を用いる．評価関数 J は次式である．

$$J = \sum_{i=1}^n (\zeta_i - 0.7071)^2 - \text{重み係数} \times \sqrt{\sigma_i^2 + \omega_i^2}$$

ここで， ζ_i はラプラス平面の上半面の極の減衰比である．また，実数極の場合は $\zeta_i = 1$ としている．式内の数字の 0.7071 は，左 45° ライン上にある極の減衰比である．重み係数は，極位置をなるべく原点から遠い位置にして応答を速めるためのものである． $\sigma_i + j\omega_i$ は極位置を表すが，極が実軸上の場合には重み係数を $1/10$ としている．なお，この重みを考慮する範囲 (rad/s) を入力するようにしている．範囲を限定することで，アクチュエータなどの遠い極が原点に向かわないような小さなゲインが選択されてしまうことを避けるためである．このようにして，フィードバック制御系の極をラプラス平面上の左 45° ライン上で原点から離れるような位置が選択される．

ここでは，高度 300ft，巡航速度 30kt での水平飛行状態でのピッチ角制御系を Z 接続法ゲイン最適化法によって求めてみよう．図 2.1 にピッチ角制御系のブロック図を示す．

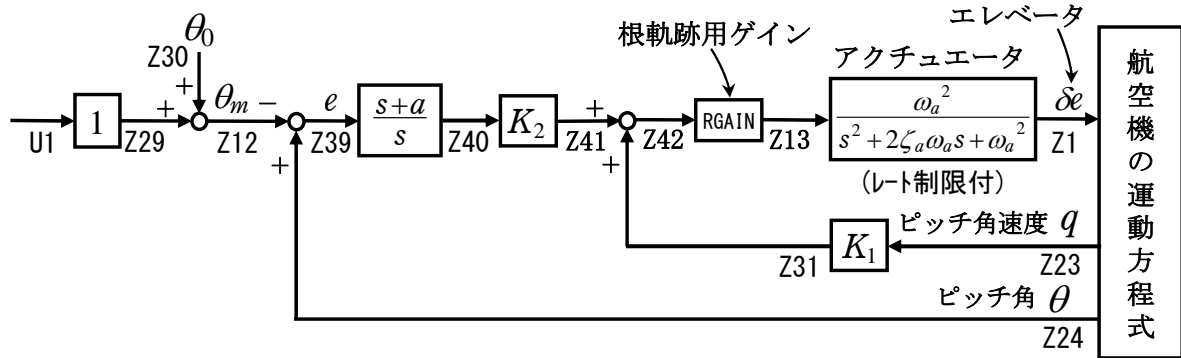


図 2.1 ピッチ角制御系

ここで、求めるゲインは、図 2.1 の中の a 、 K_1 および K_2 である。解析プログラム KMAP を立ち上げ、制御則作成に入ると制御則の内容が表示されるので、求めるゲインの記述されている行数を確認する。ゲイン a 、 K_1 および K_2 は、28, 30 および 31 行目に記述されていることを確認したら、修正完了として制御則から抜ける。すると、次のように表示される。

●ゲイン最適化を実行しますか？

→ =0(実行しない), =1(評価関数は極位置), =2(評価関数はシミュレーション)

ここで、“1” を選択し、さらに縦系を選択すると、伝達関数のゲインの最大値を指定するかの表示がでるので“指定しない”とする。

次に、探索範囲の設定の表示がでるので、次のように設定する。

***** (ゲイン最適化 - 探索範囲) *****

探索ゲイン数= 3

(1) 28 行目 0.1000E+00 ~ 0.1000E+02

(2) 30 行目 0.1000E+00 ~ 0.1000E+02

(3) 31 行目 0.1000E+00 ~ 0.1000E+02

重み係数= 0.0000E+00 影響範囲(rad/s)= 0.0000E+00

設定を終了すると、状態フィードバックの場合の自動設定表示がでるので、“しない” とすると、インプットデータ修正(後半部)の表示がでるので、“修正なし” とする。最後に操縦桿押し引き操舵を選択すると、解

析の出力変数入力の表示がでるので，“7” とすると，Z 接続法ゲイン最適化の計算が開始される．最終的に 100 万回の組み合わせゲインの中から最適値を探索するが，解が得られそうもない場合には時間がかかることを避けるため，20 万回で計算を中止するかどうかの表示がでる．ここでは，探索を続けるとして“0”をキーインすると，次のように最適解が表示されて計算が終了する．

```

#####( 最適ゲイン探索結果 )#####
& ( 1)  28 行目  0.1931E+01 & (=a)
& ( 2)  30 行目  0.7591E+01 & (=K2)
& ( 3)  31 行目  0.3429E+00 & (=K1)
#####

```

“解析結果の表示”メニューで“1”を選択すると，解析結果表示用のエクセルファイルのフォルダーが表示されるので，「KMAP(最適ゲイン探索)1B.xls」を立ち上げてデータ更新すると最適ゲイン探索結果が表示される．この図で小さな●の点が最適な極位置である．

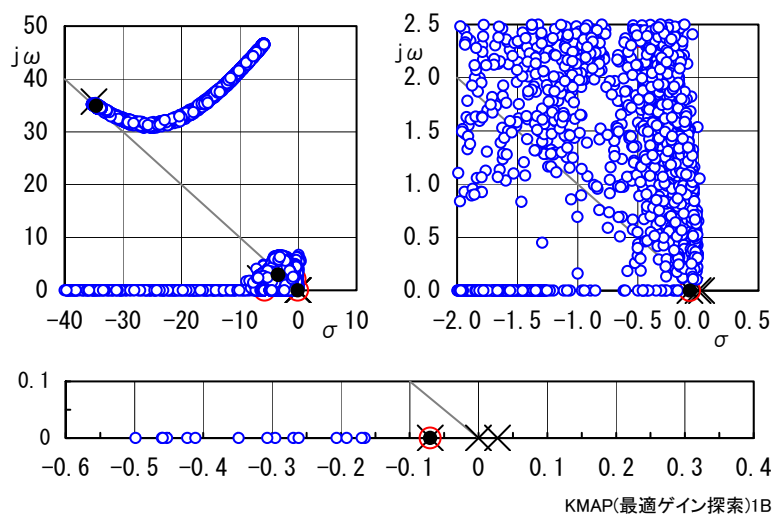


図 2.2 最適ゲイン探索結果

データ①: CDES. TailSitter 機. 水平飛行ピッチ角制御系 1. Y130906. DAT

ここで，探索された最適ゲインを用いて，根軌跡を表示すると図 2.3 のようになる．極が左 45° ライン上の位置(小さな○印)に移動していることがわかる．なお，小さな□印はゲインを 2 倍にした場合で，安定性に余裕があることを示している．

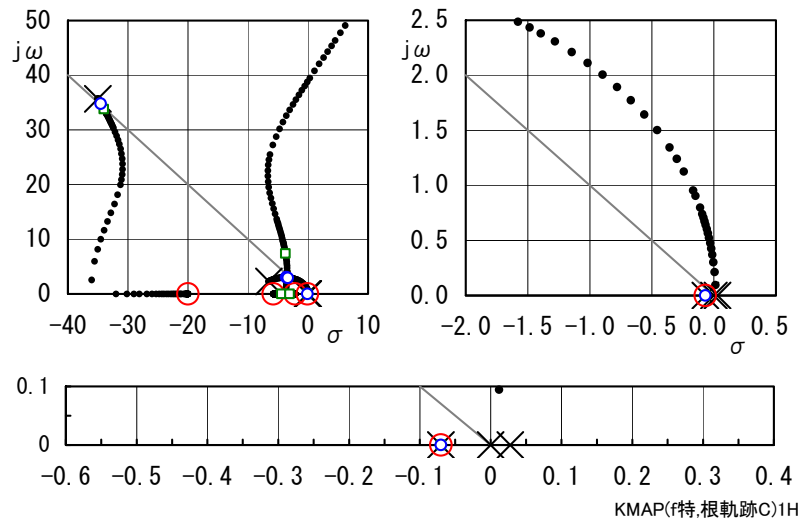


図 2.3 根軌跡

図 2.4 は、 θ/θ_m の極・零点配置である．振動極が左 45° ライン上に位置して安定化されていることが確認できる．

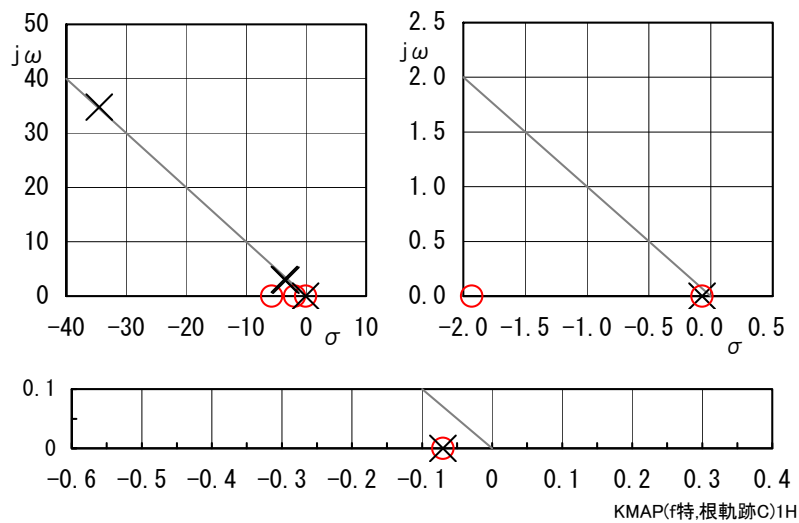
図 2.4 θ/θ_m の極・零点配置

図 2.4 に示した極・零点の数値データを以下に示す．また，ピッチ角制御のシミュレーション結果を図 2.5 に示す．

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

POLES(7), EIVMAX= 0.4900D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.34506120D+02	-0.34785068D+02	[0.7043E+00, 0.4900E+02]
2	-0.34506120D+02	0.34785068D+02	周期 P(sec)= 0.1806E+00
3	-0.36180092D+01	-0.30461584D+01	[0.7650E+00, 0.4730E+01]
4	-0.36180092D+01	0.30461584D+01	周期 P(sec)= 0.2063E+01
5	-0.33647111D+01	-0.29474889D+01	[0.7522E+00, 0.4473E+01]
6	-0.33647111D+01	0.29474889D+01	周期 P(sec)= 0.2132E+01
7	-0.70164062D-01	0.00000000D+00	

ZEROS(3), II/JJ= 7/ 1, G= 0.9668D+05

N	REAL	IMAG
1	-0.57553121D+01	0.00000000D+00
2	-0.19310000D+01	0.00000000D+00
3	-0.70164062D-01	0.00000000D+00

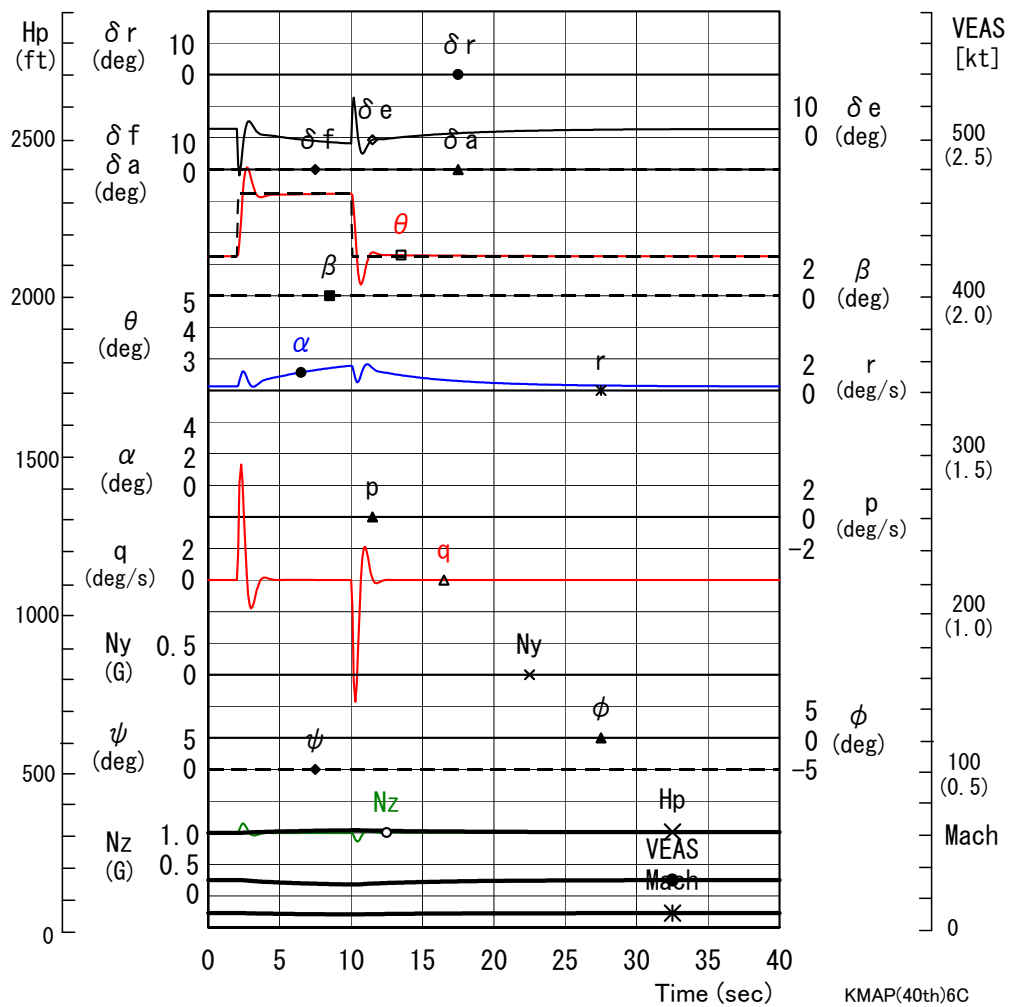


図 2.5 ピッチ角制御のシミュレーション

3. 直接舵面による垂直離陸でのピッチ角制御系設計

速度 0 で、ピッチ角 90° の垂直離陸状態で、直接舵面によるピッチ角制御系を設計してみよう。ここで、用いる直接舵面は、プロペラの後流によってエレベータが空力舵面として作用するものとする。

解析を開始して、次のインプットデータ修正(前半部)の“18”を選択すると、垂直離陸の条件を自動的に設定することができる。

```
*****<< インプットデータ修正(前半部) >>*****
1 = 機体重量: 0.5000E+01(kgf) (←着陸重量です)
   (重量, 慣性モーメントをインプットデータの値に戻すには“19”をキーン)
2 = 重心      : 0.2500E+02(%)
   (途中省略)
18 = 飛行方式 (垂直離陸, ホバリングなど) の設定
19 = 重量, 慣性モーメントをインプットデータの値に戻す
*****
```

ここで、“18”を選択し、さらに“101”を選択すると次のような条件が設定される。

```
101 = 垂直に離陸する飛行機 (直接舵面) (新規設定)
      (注意)この垂直離陸では,  $\delta e, \delta a, \delta r$  が直接力およびモーメント舵面
      となりますので,  $CD\delta e, CL\delta e, Cm\delta e / Cy\delta a, Cl\delta a, Cn\delta a /$ 
       $Cy\delta r, Cl\delta r, Cn\delta r$  を修正入力して解析を進めてください。
```

```
直接舵面: DIRECT1=      1.000000   DIRECT2=      1.000000
スタート速度(ここでは真速度) :   VR =      0.000000E+00
スタートGをOGにセット       :   Nz =      0.000000E+00
スタートピッチ角を90°にセット:    $\theta$  =      90.000000
空力係数読み飛ばし設定     :   IIPRNT=      4
```

直接力および直接モーメントの空力係数としての使い方は次のとおりである。まず、プロペラが最大出力のときの空力効きを設定する。ここでは簡単のため次の値と仮定する。

```
8. CmDe      -0.1000E+00 -0.1000E+00
15. CLDe      0.1000E+00  0.1000E+00
```

この最大の空力効きに対して、プロペラ推力 T の関数として次の補間関数のかけたものを実際の空力効きと仮定する。

[補間関数 1] 3 (←折点数)
 Thrust 0.0000E+00 0.2000E+00 0.5000E+01 (←入力) (kgf)
 TailSitter 比 0.0000E+00 0.3000E+00 0.1000E+01 (←効き比率)

2項で用いた図 2.1 と同じブロック図にてゲイン最適化を行ったが、次のようになかなかうまくいかなかった。

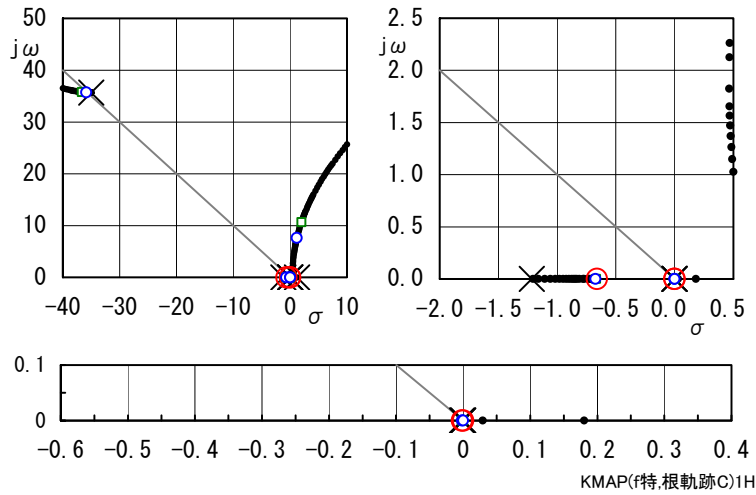


図 3.1 根軌跡(リードラグなし)

データ②: CDES.TailSitter 機. 垂直離陸ピッチ角制御系 1.Y130907.DAT

そこで、図 3.2 に示すように、リードラグを加えて新しい制御系を考える。

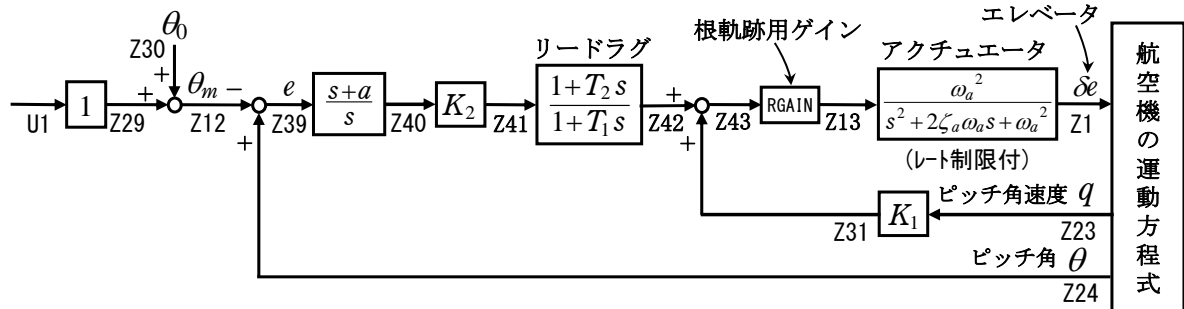


図 3.2 速度 0, ピッチ角 90° の垂直離陸状態のピッチ角制御系

この場合は、Z 接続法ゲイン最適化の解が次のように得られた。

```

#####( 最適ゲイン探索結果 )#####
& ( 1)  28 行目  0.1696E+00 & (=a)
& ( 2)  30 行目  0.1662E+00 & (=K2)
& ( 3)  31 行目  0.5294E+00 & (=T1)
& ( 4)  32 行目  0.4313E+01 & (=T1)
& ( 5)  33 行目  0.2102E+00 & (=K1)
#####
    
```

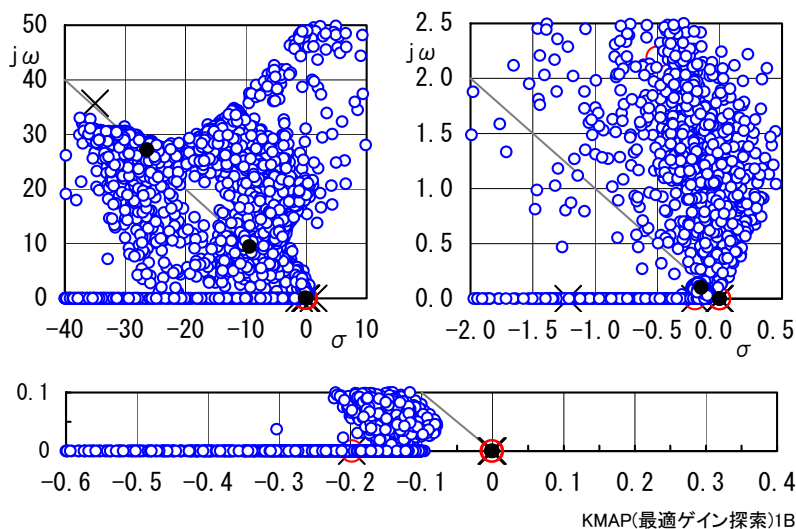


図 3.3 最適ゲイン探索結果(ブロック図は図 3.2)

データ③:CDES.TailSitter機.垂直離陸ピッチ角制御系 2.Y130908.DAT

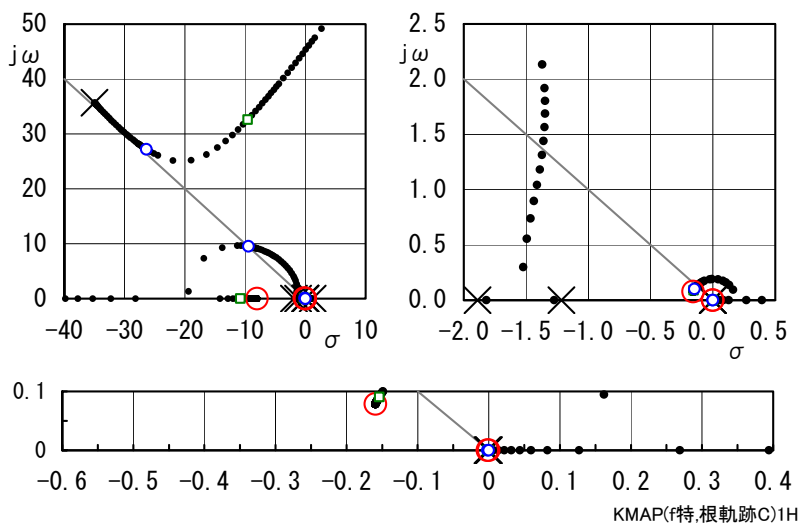


図 3.4 根軌跡(ブロック図は図 3.2)

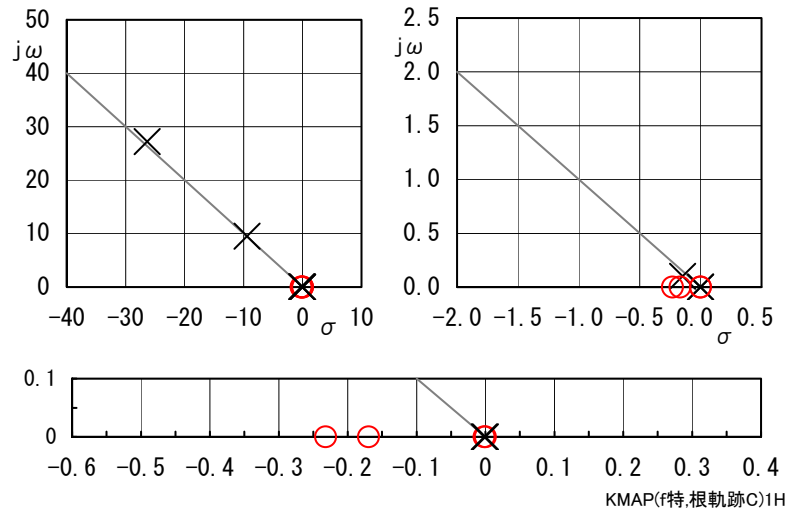


図 3.5 θ/θ_m の極・零点配置

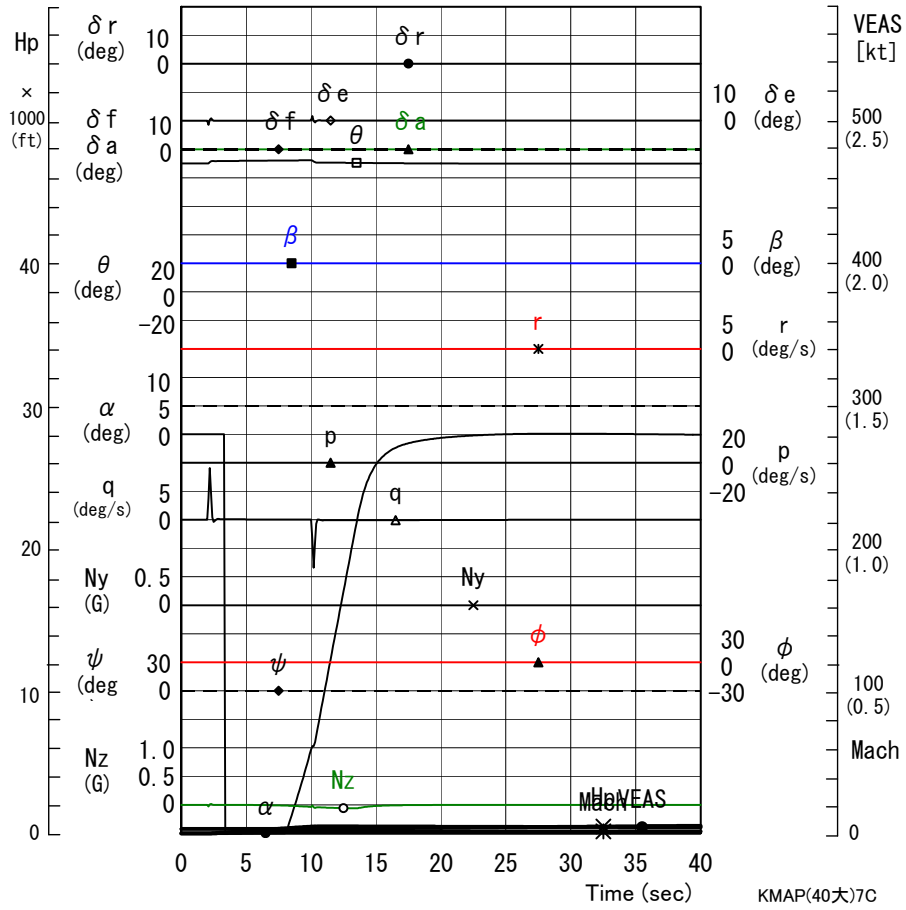


図 3.6 速度 0, ピッチ角 90° の垂直離陸のシミュレーション

4. テールシッタ機の飛行シミュレーション

(1) 直接舵面を追加舵面としてシミュレーション用に組み込み

3 項においてプロペラ後流による直接舵面によるピッチ角制御系を設計した。本項では，その直接舵面として設計されたピッチ角制御系を，プロペラ後流によって作用する空力舵面として新たに設定する。

具体的には，図 4.1 に示すように，通常に空力舵面であるエレベータと併用して，プロペラ後流による空力舵面の力およびモーメントを補間関数を用いて設定し， z 軸方向の力を $Z8$ に，また y 軸まわりのモーメントを $Z10$ に定義すれば，KMAP 内で航空機の運動方程式の中に取り込まれるようになっている。

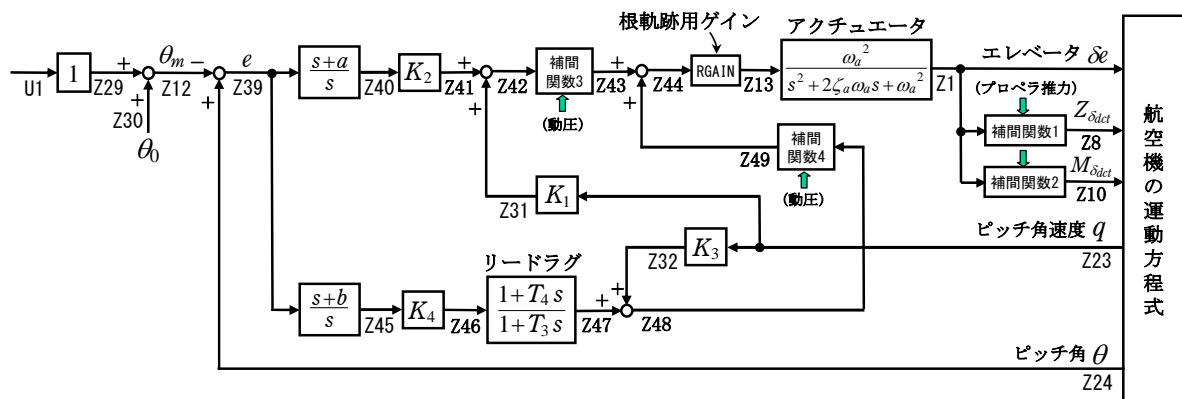


図 4.1 テールシッタ機のピッチ角制御系

なお，図 4.1 のブロック図では，通常のエレベータによる制御系は動圧 0 では 0，動圧 30kt 相当では 1 となるような，動圧で変化する補間関数 3 を介してしてアクチュエータに制御量を送っている。一方，機速がない状態用のプロペラ後流による空力舵面は，動圧 0 では 1，動圧 30kt 相当では 0 となるような補間関数 4 を介してアクチュエータに制御量を送っている。

(2) テールシッタ機の垂直離陸シミュレーション

図 4.2 は、当該テールシッタ機のピッチ角 $\theta=90^\circ$ 垂直離陸シミュレーション結果である。Time=10 秒から $\theta=60^\circ$ に、20 秒から $\theta=40^\circ$ に、30 秒から $\theta=20^\circ$ にピッチ角をコマンドしているが、精度よくピッチ角が制御されていることがわかる。なお、2~10 秒の間、推力を 1kgf 増加している。

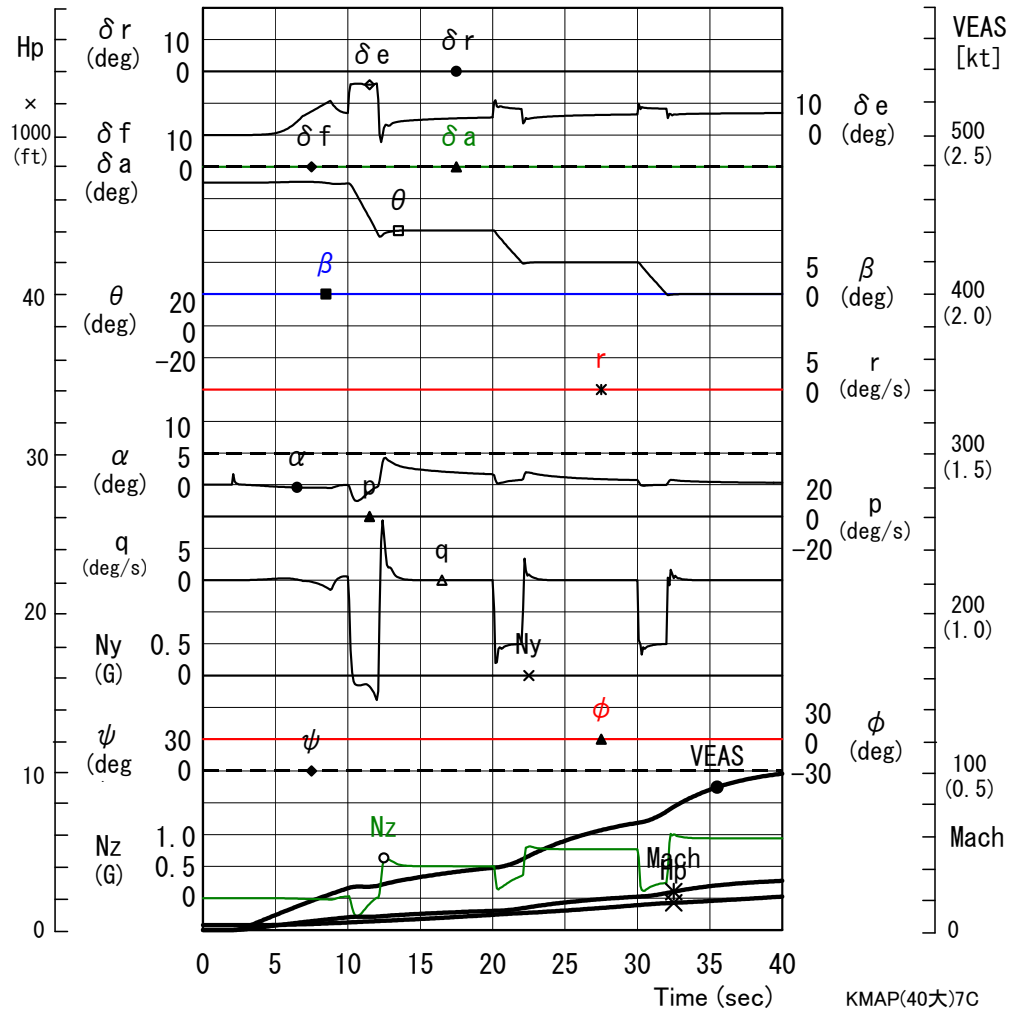


図 4.2 テールシッタ機の垂直離陸シミュレーション

データ④:CDES.TailSitter機.エレベータと追加舵面 2.Y130910.DAT

図 4.3 および図 4.4 に飛行アニメーションを示す。テールシッタ機はスムーズに垂直離陸から通常の飛行状態に変位している様子が見られる。

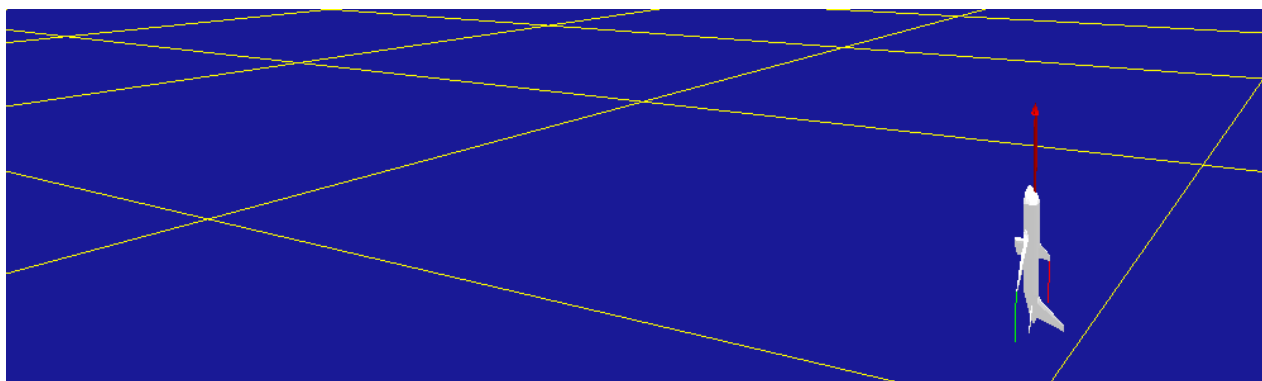


図 4.3 テールシッタ機の垂直離陸直後状態

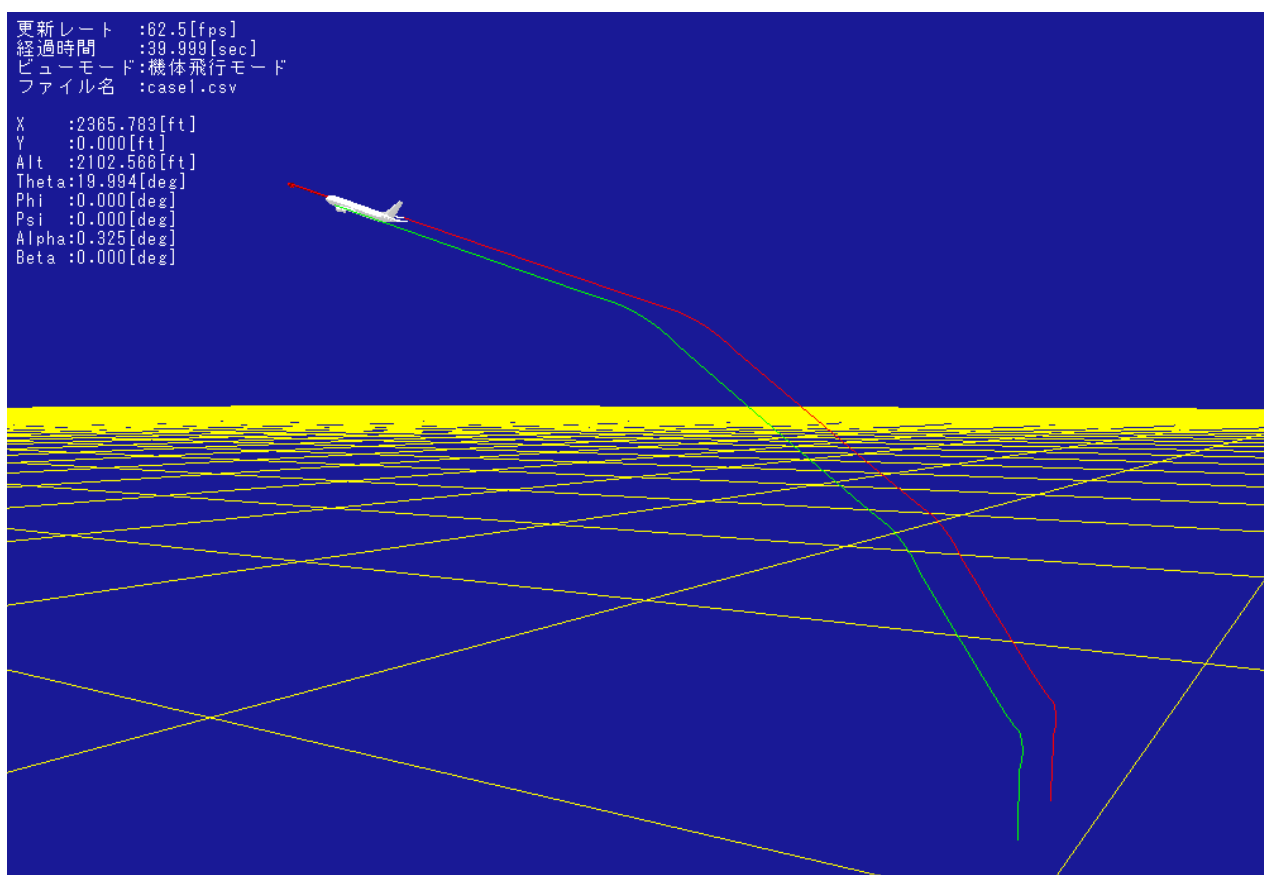


図 4.4 テールシッタ機の垂直離陸アニメーション

(3) テールシッタ機の水平飛行から垂直姿勢のシミュレーション

図 4.5 は、当該テールシッタ機の水平飛行(30kt)からピッチ角 $\theta=90^\circ$ の垂直姿勢で空中静止するシミュレーション結果である。Time=2 秒から引き起こして 20 秒で垂直姿勢($\theta=90^\circ$)なるようにコマンドしているが精度よく制御されていることがわかる。なお、推力は水平飛行時に約 0.4kgf であるが、2~15 秒の間で、線形で推力を 0~4.2kgf 増加、また 15~40 秒の間で、線形で推力を 4.2~4.6kgf 増加している。

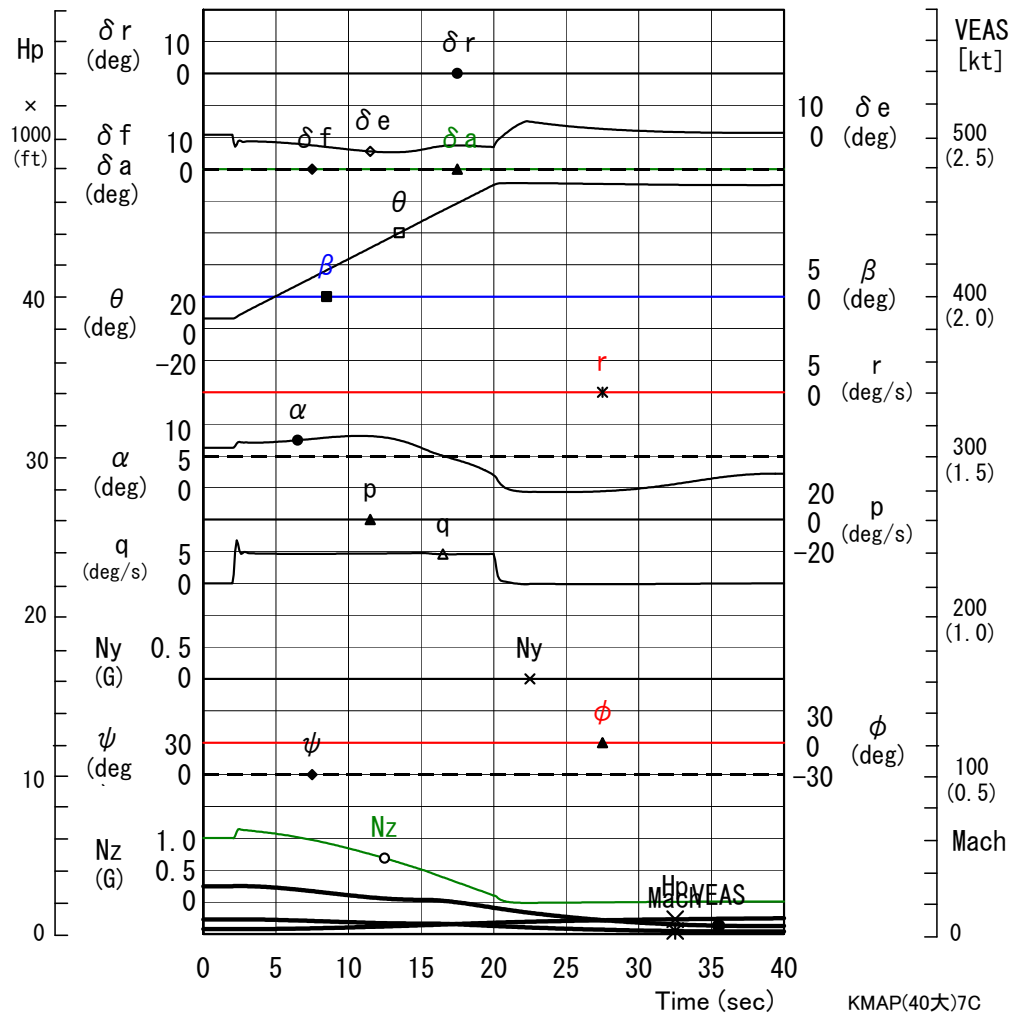


図 4.5 テールシッタ機の水平飛行から垂直姿勢のシミュレーション

データ⑤: CDES.TailSitter機. 水平から垂直姿勢 1.Y130911.DAT

図 4.6 および図 4.7 に飛行アニメーションを示す。テールシッタ機はスムーズに水平飛行から垂直姿勢で空中静止している様子がわかる。

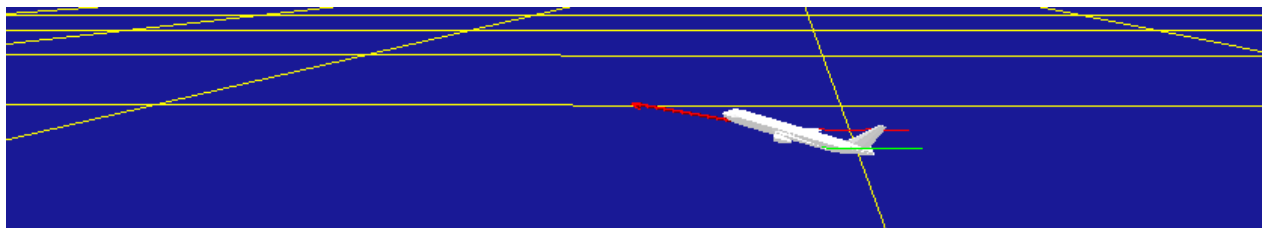


図 4.6 テールシッタ機の水平飛行から引き起こし直後

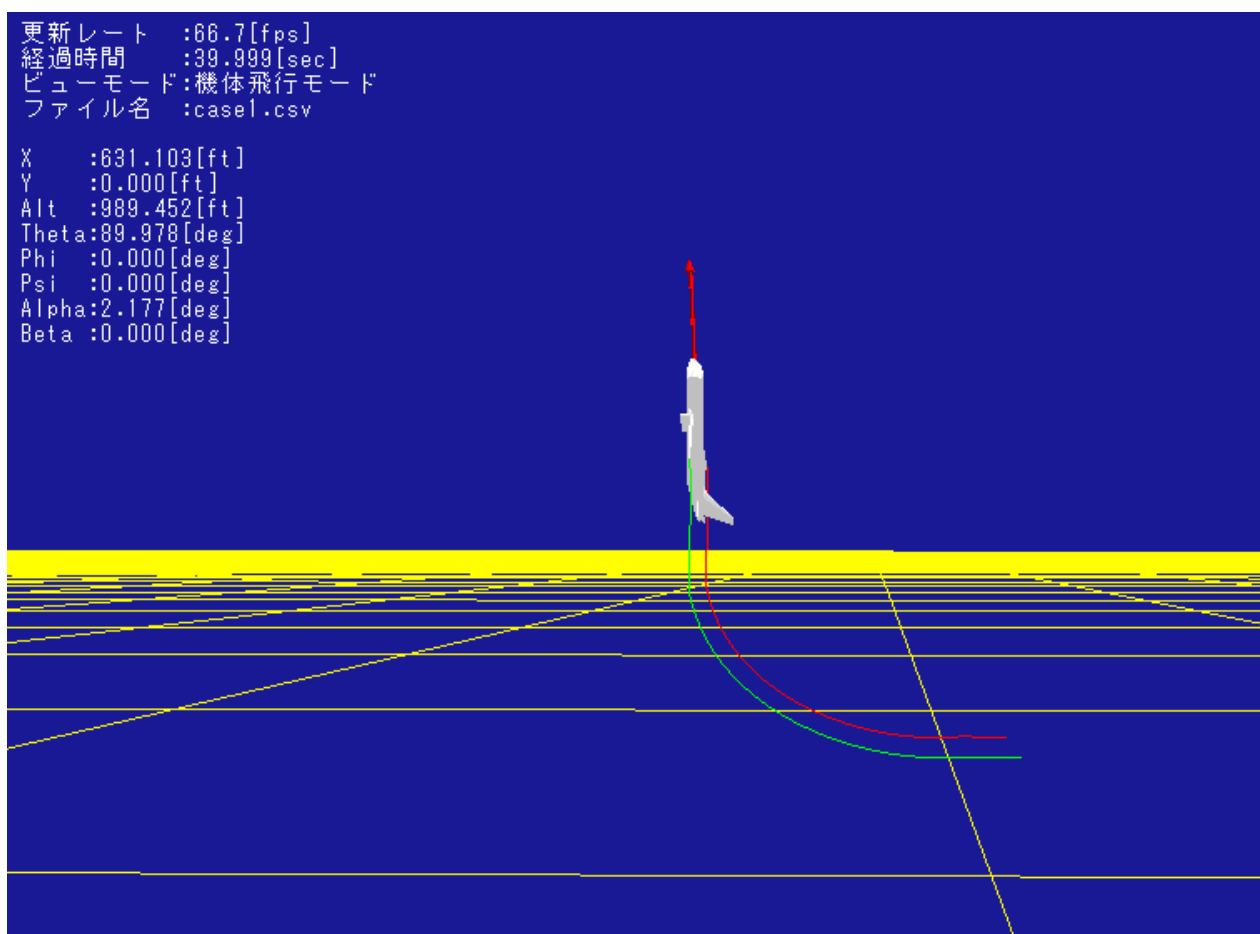


図 4.7 テールシッタ機の水平飛行から垂直姿勢(空中静止)

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.TailSitter機.水平飛行ピッチ角制御系 1.Y130906.DAT** (ピッチ角制御)

＜ 飛行機(模型飛行機) 新規設計時に利用するデータ ＞

1 乗員と乗客数	Npassen = 0.00000E+00 (名)
2 ペイロード	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	Range = 0.10000E-03 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.30000E+00 (1000ft)
5 巡航時の速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.30000E+02 (kt)
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 = 0.10000E-03 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	Rtakeoff = 0.10000E+02 (m)
9 着陸滑走路長	Rlanding = 0.10000E+02 (m)
10 接地速度	VTD = 0.10000E+02 (kt)
11 CLmaxTO 計算用の参考フラップ角	δf_{maxTO} = 0.00000E+00 (deg)
12 CLmaxLD 計算用の参考フラップ角	δf_{maxLD} = 0.00000E+00 (deg)

＜ DATCOM 空力推算用機体諸元データ ＞

(A) 入力データ (Ver.A) (Ver.B)

(A.1) 一般

1 高度	Hp = 0.30000E+03 (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 = 0.30000E+02 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.50000E-02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.50000E-02 (tf)
6 燃料量 (新設計で自動修正)	Fuel = 0.51282E-03 (キログラム)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.10000E-02 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax 読み込み) NFTYPE = 0 (—)	
(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 = 0.70000E+00 (m ²)
スパン(主翼)	b = 0.20000E+01 (m)
先細比(主翼)	λ = 0.10000E+01 (—)
前縁後退角(主翼)(999.0なら3個データ)	ΛLE = 0.00000E+00 (deg)
主翼上反角 (999.0なら3個データ)	Γ = 0.50000E+01 (deg)
胴体中心~expo 主翼根距離(翼が下が正)	ZW = 0.00000E+00 (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 = 0.10700E+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 $\delta_f = 0.00000E+00$ (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 $S'' = 0.13777E+00$ (m²)
 スパン(水平尾翼) $b'' = 0.59428E+00$ (m)
 先細比(水平尾翼) $\lambda'' = 0.50000E+00$ (—)
 前縁後退角(水平尾翼) $\Delta LE'' = 0.30000E+02$ (deg)
 水平尾翼上反角 $\Gamma'' = 0.00000E+00$ (deg)
 胴体中心～水尾 CBAR/4 距離(翼が下が正) $ZH = 0.00000E+00$ (m)
 水平尾翼後端の胴体後端前方距離 $PERLWH = 0.00000E+00$ (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 $\eta_{i''} = 0.25000E+00$ (—)
 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 $\delta_e = 0.20000E+02$ (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) $S_v = 0.13777E+00$ (m²)
 スパン(垂直尾翼) $b_v = 0.39619E+00$ (m)
 先細比(垂直尾翼) $\lambda_v = 0.50000E+00$ (—)
 前縁後退角(垂直尾翼) $\Delta LE_v = 0.30000E+02$ (deg)
 垂直尾翼後端の胴体後端前方距離 $PERLWV = 0.00000E+00$ (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 $\eta_{iV} = 0.28800E+00$ (—)
 ラダーのスパン方向終了位置 $\eta_{oV} = 0.90000E+00$ (—)
 ラダー舵角 $\delta_r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ $LB = 0.20236E+01$ (m)
 機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ $Ln = 0.34451E+00$ (m)
 機首を除く前胴部(expo 主翼根先端)長さ $Lf = 0.33782E+00$ (m)
 胴体直径(主翼部) $d = 0.12876E+00$ (m)
 胴体直径(水平尾翼部) $d'' = 0.12876E+00$ (m)
 胴体最大上下幅((999 は胴体細部データ 12 個) $h = 0.12876E+00$ (m)
 胴体後部 base 面の直径 $dbfus = 0.12876E+00$ (m)

.....
 <komaki Runway>.....
 Latitude = 0.35140D+02
 Longitude = 0.13700D+03
 Yaw = 0.00000E+00

 Ix(kgf·m·s²) = 0.40000E-01

```

Iy(kgf·m·s2) = 0.92137E-01
Iz(kgf·m·s2) = 0.12553E+00
Ixz(kgf·m·s2) = 0.40000E-02
.....
Weight(kgf) = 0.50000E+01
S(m2) = 0.70000E+00
b(m) = 0.20000E+01 0.10000E+01 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
C. BAR(m) = 0.35000E+00 0.10000E+01 (←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 0.10000E+02
....<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)...
SO             = 0.17700E+03
CDO           = 0.10000E+01
HCHUTE(ft)    = -0.50000E+02
***** (Pilot Input & Aircraft Aero. Data) *****
Start Hp(ft=  0.3000E+03, 脚 (UP=0, DN=1) → NGEAR= 0
Start VKEAS=  0.3000E+02
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-----> 6
  T , De          0.000      0.000
                  2.000      0.000
                  2.100      2.000
                  10.000     2.000
                  10.100     0.000
                  60.000     0.000
2. NDa-----> 2
  T , Da          0.000      0.000
                  60.000     0.000
3. NDf-----> 2
  T , Df          0.000      0.000
                  60.000     0.000
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          0.6574E-04  0.6574E-04
2. ---          0.0000E+00  0.0000E+00
3. CnDr         -0.8547E-03 -0.8547E-03
4. ---          0.0000E+00  0.0000E+00
5. CyDa          0.0000E+00  0.0000E+00
6. CyDr          0.1493E-02  0.1493E-02
7. Cyr           0.0000E+00  0.0000E+00
8. CmDe         -0.8193E-02 -0.8193E-02
9. CmDf          0.0000E+00  0.0000E+00
10. CmQ          -0.1089E+02 -0.1089E+02
11. CmADOT      -0.5233E+01 -0.5233E+01
12. k            0.6611E-01  0.6611E-01
13. CD|De|      0.0000E+00  0.0000E+00
14. CD|Df|      0.1140E-02  0.1140E-02
15. CLDe        0.2443E-02  0.2443E-02
16. CLDf        0.0000E+00  0.0000E+00
[ NALP ] ----> 2

```

```

...ALP...      -0.1500E+02  0.2000E+02
1. GIB (0.50)  -0.2422E-02 -0.2422E-02
   (0.80)  -0.2422E-02 -0.2422E-02
2. CIDa(0.50) -0.1107E-02 -0.1107E-02
   (0.80)  -0.1107E-02 -0.1107E-02
3. Clp (0.50) -0.3986E+00 -0.3986E+00
   (0.80)  -0.3986E+00 -0.3986E+00
4. Clr (0.50)  0.1270E+00  0.1270E+00
   (0.80)  0.1270E+00  0.1270E+00
5. CnB (0.50)  0.2790E-02  0.2790E-02
   (0.80)  0.2790E-02  0.2790E-02
6. CnDa(0.50)  0.1549E-04  0.1549E-04
   (0.80)  0.1549E-04  0.1549E-04
7. Cnp (0.50)  0.3559E-01  0.3559E-01
   (0.80)  0.3559E-01  0.3559E-01
8. Cnr (0.50) -0.2099E+00 -0.2099E+00
   (0.80) -0.2099E+00 -0.2099E+00
9. CyB (0.50) -0.8313E-02 -0.8313E-02
   (0.80) -0.8313E-02 -0.8313E-02
10. CL (0.50) -0.1148E+01  0.1531E+01
   (0.80) -0.1148E+01  0.1531E+01
11. Cm (0.50)  0.1861E+00 -0.1100E+00
   (0.80)  0.1861E+00 -0.1100E+00

```

[NHP]----> 2

```

...HP...      0.0000E+00  0.2000E+05
CDO (0.50)    0.2664E-01  0.2664E-01
   (0.80)    0.2664E-01  0.2664E-01

```

NXP(積分数), IRIG(=1:リグ), TDEBUG 時間 35 0 0.0 1

[補間関数 1] 3

Thrust 0.0000E+00 0.5000E+00 0.1000E+01

TailSitter 0.0000E+00 0.3000E+00 0.1000E+01

<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 //

13 //

14 //- (CLAW. 縦系. ピッチ角保持 1.

15 // DAT) -

16 //#####<<縦系制御則>>#####

17 //(次の Z21~Z24 は変更不要)

```

18 Z21={u(m/s)}; H 0 201 21 0 0 0 0
19 Z22={ALP(deg)}; H 0 205 22 0 0 0 0
20 Z23={q(deg/s)}; H 0 203 23 0 0 0 0
21 Z24={THE(deg)}; H 0 204 24 0 0 0 0
22 //*****
23 //... <<De 系, ここから記述>>...
24 Z29=U1*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
25 Z30={t=G} Z24; H 0 0.0000E+00 82 30 24 0 0 0
26 Z12=Z29+Z30; ( $\theta$  m) H 0 35 12 29 30 0 0
27 Z39=Z24-Z12; H 0 36 39 24 12 0 0
28 Z40={({S+G1)/S, t>=G2} Z39X12; H 0 0.1931E+01 119 40 39 12 0 0
29 H 0 0.0000E+00 119 0 0 0 0
30 Z41=Z40*G; ( $\theta$  イン K2) H 0 0.7591E+01 53 41 40 0 0 0
31 Z31=Z23*G; ( $\theta$  イン K1) H 0 0.3429E+00 53 31 23 0 0 0
32 Z42=Z41+Z31; H 0 35 42 41 31 0 0
33 Z42={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 42 0 0 0 0
34 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0
35 //(開ループ, 根軌跡用 $\theta$  イン) (De)
36 Z13={RGAIN(De)} Z42; H 0 301 13 42 0 0 0
37 //(Z13 が De コマンドに接続される)
38 //
39 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
40 Z1={G2^2/[G1G2]G3} Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
41 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
42 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
43 Z1={G1<=, <=G2}; (De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
44 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
45 //(Z1 が舵角 De に接続される)
46 //*****
47 //... <<Df 系, ここから記述>>...
48 Z3=U3*G; (Df) (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
49 //(Z3 が舵角 Df に接続される)
50 //
51 //*****
52 //<<Thrust 系, ここから記述>>...
53 Z5=U5*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
54 //(Z5 が推力 Dthrust に接続される)
55 //
56 //(縦系の応答出力を設定)
57 //R1=RoutDe (y1)
58 //R3=RoutDf (y2)
59 //R5=RoutDT (y3)
60 R6=Z21; (y4:u) H 0 101 6 21 0 0 0
61 R7=Z22; (y5:ALP) H 0 101 7 22 0 0 0
62 R8=Z23; (y6:q) H 0 101 8 23 0 0 0
63 R9=Z24; (y7:THE) H 0 101 9 24 0 0 0
64 R10=Z12; (y8:qModel) H 0 101 10 12 0 0 0
65 //(この後に必要な応答を追加)
66 //(以上, 全縦系制御則完了)
67 //(縦系の最後に次の END 文が必要)

```

```

68 {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= 3
( 1) 28 行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 2) 30 行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 3) 31 行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
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 -----
69 // (最初の数字は補間関数の数)
70 //
71 //- (CLAW. 横・方向系. 制御なし 1.
72 // DAT) -
73 //####<<横・方向系制御則>>####
74 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
75 Z25={BETA(deg)}; H 0 225 25 0 0 0 0
76 Z26={p(deg/s)}; H 0 222 26 0 0 0 0
77 Z27={r(deg/s)}; H 0 223 27 0 0 0 0
78 Z28={PHI(deg)}; H 0 224 28 0 0 0 0
79 //*****
80 //... <<Da 系, ここから記述>>...
81 Z70=U2*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
82 Z72=Z70*G; H 0 0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
83 Z72={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 72 0 0 0 0
84 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
85 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Da)
86 Z14={RGAIN(Da)} Z72; H 0 302 14 72 0 0 0
87 //
88 //(Z14 が Da コマンドに接続される)
89 //
90 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
91 Z2={G2^2/[G1G2]G3} Z14X31X32; H 0 0.7000E+00 124 2 14 31 0 0
92 H 0 0.5000E+02 124 0 0 32 0 0
93 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
94 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
95 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
96 //(Z2 が舵角 Da に接続される)
97 //
98 //*****
99 //... <<Dr 系, ここから記述>>...
100 Z90=U4*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
101 Z93=Z90*G; H 0 0.1000E+01 53 93 90 0 0 0
102 Z93={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 93 0 0 0 0
103 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
104 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Dr)
105 Z16={RGAIN(Dr)} Z93; H 0 304 16 93 0 0 0
106 //
107 //(Z16 が Dr コマンドに接続される)

```



```

108 //
109 //(77チユエ-7, 2次遅れ)
110 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X34X35;      H 0  0.7000E+00 124  4 16 34  0  0
111                                     H 0  0.5000E+02 124  0  0 35  0  0
112                                     H 0  0.1000E+04 124  0  0  0  0  0
113 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr)              H 0 -0.2000E+02 85  4  0  0  0  0
114                                     H 0  0.2000E+02 85  0  0  0  0  0
115 //(Z4が舵角Drに接続される)
116 //(横方向系の応答出力を設定)
117 //R2=RoutDa (y1)
118 //R4=RoutDr (y2)
119 R21=Z25; (y3:BETA)                   H 0                                     101 21 25  0  0  0
120 R22=Z26; (y4:p)                       H 0                                     101 22 26  0  0  0
121 R23=Z27; (y5:r)                       H 0                                     101 23 27  0  0  0
122 R24=Z28; (y6:PHI)                     H 0                                     101 24 28  0  0  0
123 //(この後に必要な応答を追加)
124 //(以上, 横方向系制御則完了)
125 //(最後に次のEND文が必要)
126 {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) -----

```

データ②: CDES. TailSitter 機. 垂直離陸ピッチ角制御系 1. Y130907. DAT (ピッチ角制御)
(TH)

＜ 飛行機 (模型飛行機) 新規設計時に利用するデータ ＞

1 乗員と乗客数	Npassen = 0.00000E+00 (名)
2 ペイロード	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離 (巡航)	Range = 0.10000E-03 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.30000E+00 (1000ft)
5 巡航時の速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.30000E+02 (kt)
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 = 0.10000E-03 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	Rtakeoff = 0.10000E+02 (m)
9 着陸滑走路長	Rlanding = 0.10000E+02 (m)
10 接地速度	VTD = 0.10000E+02 (kt)
11 CLmaxTO 計算用の参考フラップ角	δf_{maxTO} = 0.00000E+00 (deg)
12 CLmaxLD 計算用の参考フラップ角	δf_{maxLD} = 0.00000E+00 (deg)

＜ DATCOM 空力推算用機体諸元データ ＞

(A) 入力データ (Ver. A) (Ver. B)

(A.1) 一般

1 高度	Hp = 0.30000E+03 (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 = 0.30000E+02 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.50000E-02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.50000E-02 (tf)
6 燃料量 (新設計で自動修正)	Fuel = 0.51282E-03 (キロリットル)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.10000E-02 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax 読み込み) NFTYPE = 0 (—)	
(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 = 0.70000E+00 (m ²)
スパン (主翼)	b = 0.20000E+01 (m)
先細比 (主翼)	λ = 0.10000E+01 (—)
前縁後退角 (主翼) (999.0 なら 3 個データ)	Λ_{LE} = 0.00000E+00 (deg)
主翼上反角 (999.0 なら 3 個データ)	Γ = 0.50000E+01 (deg)
胴体中心 ~ expo 主翼根距離 (翼が下が正)	ZW = 0.00000E+00 (m)
主翼断面後縁角	ϕ_{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 = 0.13000E+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	η_i = 0.10700E+00 (—)
フラップのスパン方向終了位置	η_o = 0.70000E+00 (—)
フラップ舵角	δf = 0.00000E+00 (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	η_{iA} = 0.73000E+00 (—)
エルロンのスパン方向終了位置	η_{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	$S'' = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(水平尾翼)	$b'' = 0.59428E+00$ (m)
先細比(水平尾翼)	$\lambda'' = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(水平尾翼)	$\Lambda LE'' = 0.30000E+02$ (deg)
水平尾翼上反角	$\Gamma'' = 0.00000E+00$ (deg)
胴体中心～水尾 CBAR/4 距離(翼が下が正) ZH	$ZH = 0.00000E+00$ (m)
水平尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWH = 0.00000E+00$ (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	$\eta i'' = 0.25000E+00$ (-)
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	$\delta e = 0.20000E+02$ (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)	$Sv = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(垂直尾翼)	$bv = 0.39619E+00$ (m)
先細比(垂直尾翼)	$\lambda v = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(垂直尾翼)	$\Lambda LEv = 0.30000E+02$ (deg)
垂直尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWV = 0.00000E+00$ (胴体%)
後縁角(deg)(垂直尾翼)	$\phi TEv = 0.15000E+02$ (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	$\eta iV = 0.28800E+00$ (-)
ラダーのスパン方向終了位置	$\eta oV = 0.90000E+00$ (-)
ラダー舵角	$\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ	$LB = 0.20236E+01$ (m)
機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ	$Ln = 0.34451E+00$ (m)
機首を除く前胴部(expo 主翼根先端)長さ	$Lf = 0.33782E+00$ (m)
胴体直径(主翼部)	$d = 0.12876E+00$ (m)
胴体直径(水平尾翼部)	$d'' = 0.12876E+00$ (m)
胴体最大上下幅(999 は胴体細部データ 12 個)	$h = 0.12876E+00$ (m)
胴体後部 base 面の直径	$dbfus = 0.12876E+00$ (m)

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

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

Ix(kgf·m·s ²)	$= 0.40000E-01$
Iy(kgf·m·s ²)	$= 0.92137E-01$
Iz(kgf·m·s ²)	$= 0.12553E+00$
Ixz(kgf·m·s ²)	$= 0.40000E-02$

Weight(kgf)	$= 0.50000E+01$
-------------	-----------------

```

S (m2)           = 0.70000E+00
b (m)            = 0.20000E+01 0.10000E+01 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
C. BAR (m)       = 0.35000E+00 0.10000E+01 (←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 0.10000E+02
....<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= 0.3000E+03, 脚(UP=0, DN=1) → NGEAR= 0
Start VKEAS= 0.0000E+00
Start Nz(G)= 0.0000E+00 0.0000E+00 (←2つ目を1とするとトリム計算をスキップ)
Start THETA= 0.9000E+02
1. NDe-----> 6
  T , De          0.000      0.000
                  2.000      0.000
                  2.100      2.000
                  10.000     2.000
                  10.100     0.000
                  60.000     0.000
2. NDa-----> 2
  T , Da          0.000      0.000
                  60.000     0.000
3. NDf-----> 2
  T , Df          0.000      0.000
                  60.000     0.000
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          0.6574E-04 0.6574E-04
2. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
3. CnDr         -0.8547E-03 -0.8547E-03
4. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
5. CyDa          0.0000E+00 0.0000E+00
6. CyDr          0.1493E-02 0.1493E-02
7. Cyr           0.0000E+00 0.0000E+00
8. CmDe         -0.1000E+00 -0.1000E+00
9. CmDf          0.0000E+00 0.0000E+00
10. CmQ          -0.1089E+02 -0.1089E+02
11. CmADOT      -0.5233E+01 -0.5233E+01
12. k            0.6611E-01 0.6611E-01
13. CD|De|       0.0000E+00 0.0000E+00
14. CD|Df|       0.1140E-02 0.1140E-02
15. CLDe         0.1000E+00 0.1000E+00
16. CLDf         0.0000E+00 0.0000E+00
[ NALP ]----> 2
... ALP...      -0.1500E+02 0.2000E+02
1. CIB (0.50)   -0.2422E-02 -0.2422E-02
   (0.80)      -0.2422E-02 -0.2422E-02
2. CIDa(0.50)  -0.1107E-02 -0.1107E-02
   (0.80)      -0.1107E-02 -0.1107E-02

```

```

3. Clp (0.50) -0.3986E+00 -0.3986E+00
   (0.80) -0.3986E+00 -0.3986E+00
4. Clr (0.50) 0.1270E+00 0.1270E+00
   (0.80) 0.1270E+00 0.1270E+00
5. CnB (0.50) 0.2790E-02 0.2790E-02
   (0.80) 0.2790E-02 0.2790E-02
6. CnDa (0.50) 0.1549E-04 0.1549E-04
   (0.80) 0.1549E-04 0.1549E-04
7. Cnp (0.50) 0.3559E-01 0.3559E-01
   (0.80) 0.3559E-01 0.3559E-01
8. Cnr (0.50) -0.2099E+00 -0.2099E+00
   (0.80) -0.2099E+00 -0.2099E+00
9. CyB (0.50) -0.8313E-02 -0.8313E-02
   (0.80) -0.8313E-02 -0.8313E-02
10. CL (0.50) -0.1148E+01 0.1531E+01
   (0.80) -0.1148E+01 0.1531E+01
11. Cm (0.50) 0.1861E+00 -0.1100E+00
   (0.80) 0.1861E+00 -0.1100E+00
[ NHP ]----> 2
... HP... 0.0000E+00 0.2000E+05
   CDO (0.50) 0.2664E-01 0.2664E-01
   (0.80) 0.2664E-01 0.2664E-01

```

NXP(積分数), IRIG(=1:リグ°), TDEBUG 時間 35 0 0.0 1

[補間関数 1] 3

Thrust 0.0000E+00 0.2000E+00 0.5000E+01

TailSitter 比 0.0000E+00 0.3000E+00 0.1000E+01

<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 //

13 //

14 //- (CLAW. 縦系. ピッチ角保持 1.

15 // DAT)-

16 //#####<<縦系制御則>>#####

17 //(次のZ21~Z24は変更不要)

18 Z21={u(m/s)}; H 0 201 21 0 0 0 0

19 Z22={ALP(deg)}; H 0 205 22 0 0 0 0

20 Z23={q(deg/s)}; H 0 203 23 0 0 0 0

21 Z24={THE(deg)}; H 0 204 24 0 0 0 0

22 //*****

```

23 //... <<De 系, ここから記述>>....
24 Z29=U1*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
25 Z30={t=G} Z24; H 0 0.0000E+00 82 30 24 0 0 0
26 Z12=Z29+Z30; ( $\theta$  m) H 0 35 12 29 30 0 0
27 Z39=Z24-Z12; H 0 36 39 24 12 0 0
28 Z40={(S+G1)/S, t=>G2} Z39X12; H 0 0.6620E+00 119 40 39 12 0 0
29 H 0 0.0000E+00 119 0 0 0 0 0
30 Z41=Z40*G; (ケイン K2) H 0 0.7323E+01 53 41 40 0 0 0
31 Z31=Z23*G; (ケイン K1) H 0 0.7192E+01 53 31 23 0 0 0
32 Z42=Z41+Z31; H 0 35 42 41 31 0 0
33 Z42={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 42 0 0 0 0
34 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
35 H1=E71; (トリム推力) H 0 13 1 71 0 0 0
36 H2=Z5; ( $\Delta$  T) H 0 12 2 5 0 0 0
37 H3=H1+H2; (推力 T) H 0 21 3 1 2 0 0
38 H4=G; (補間関数番号) H 0 0.1000E+01 11 4 0 0 0 0
39 H5=FHOKA[H3, H4]; (TailSitter 効率) H 0 48 5 3 4 0 0
40 //
41 Z43=Z40*H5; H 0 74 43 40 5 0 0
42 //(開ループ, 根軌跡用ケイン) (De)
43 Z13={RGAIN(De)} Z43; H 0 301 13 43 0 0 0
44 //(Z13 が De コマンドに接続される)
45 //
46 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
47 Z1={G2^2/[G1G2]G3} Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
48 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
49 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
50 Z1={G1<=, <=G2}; (De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
51 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
52 //(Z1 が舵角 De に接続される)
53 //*****
54 //... <<Df 系, ここから記述>>....
55 Z3=U3*G; (Df) (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
56 //(Z3 が舵角 Df に接続される)
57 //
58 //*****
59 //<<Thrust 系, ここから記述>>....
60 Z5=U5*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
61 //(Z5 が推力 Dthrust に接続される)
62 //
63 //(縦系の応答出力を設定)
64 //R1=RoutDe (y1)
65 //R3=RoutDf (y2)
66 //R5=RoutDT (y3)
67 R6=Z21; (y4:u) H 0 101 6 21 0 0 0
68 R7=Z22; (y5:ALP) H 0 101 7 22 0 0 0
69 R8=Z23; (y6:q) H 0 101 8 23 0 0 0
70 R9=Z24; (y7:THE) H 0 101 9 24 0 0 0
71 R10=Z12; (y8:qModel) H 0 101 10 12 0 0 0
72 //(この後に必要な応答を追加)

```

```

73 //(以上, 全縦系制御則完了)
74 //(縦系の最後に次の END 文が必要)
75 {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= 3
( 1) 28 行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 2) 30 行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 3) 31 行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
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 -----
76 //(最初の数字は補間関数の数)
77 //
78 //- (CLAW. 横・方向系. 制御なし 1.
79 // DAT) -
80 //####<<横・方向系制御則>>####
81 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
82 Z25={BETA(deg)}; H 0 225 25 0 0 0 0
83 Z26={p(deg/s)}; H 0 222 26 0 0 0 0
84 Z27={r(deg/s)}; H 0 223 27 0 0 0 0
85 Z28={PHI(deg)}; H 0 224 28 0 0 0 0
86 //*****
87 //... <<Da 系, ここから記述>>...
88 Z70=U2*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
89 Z72=Z70*G; H 0 0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
90 Z72={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 72 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) (Da)
93 Z14={RGAIN(Da)} Z72; H 0 302 14 72 0 0 0
94 //
95 //(Z14 が Da コマンドに接続される)
96 //
97 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
98 Z2={G2^2/[G1G2]G3} Z14X31X32; H 0 0.7000E+00 124 2 14 31 0 0
99 H 0 0.5000E+02 124 0 0 32 0 0
100 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
101 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
102 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
103 //(Z2 が舵角 Da に接続される)
104 //
105 //*****
106 //... <<Dr 系, ここから記述>>...
107 Z90=U4*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
108 Z93=Z90*G; H 0 0.1000E+01 53 93 90 0 0 0
109 Z93={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 93 0 0 0 0
110 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
111 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Dr)
112 Z16={RGAIN(Dr)} Z93; H 0 304 16 93 0 0 0

```



```

113 //
114 //(Z16 が Dr コマンド に接続される)
115 //
116 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
117 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X34X35;      H 0  0.7000E+00 124  4 16 34  0  0
118                                     H 0  0.5000E+02 124  0  0 35  0  0
119                                     H 0  0.1000E+04 124  0  0  0  0  0
120 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr)             H 0 -0.2000E+02 85  4  0  0  0  0
121                                     H 0  0.2000E+02 85  0  0  0  0  0
122 //(Z4 が舵角 Dr に接続される)
123 //(横方向系の応答出力を設定)
124 //R2=RoutDa (y1)
125 //R4=RoutDr (y2)
126 R21=Z25; (y3:BETA)                  H 0                                     101 21 25  0  0  0
127 R22=Z26; (y4:p)                     H 0                                     101 22 26  0  0  0
128 R23=Z27; (y5:r)                     H 0                                     101 23 27  0  0  0
129 R24=Z28; (y6:PHI)                   H 0                                     101 24 28  0  0  0
130 //(この後に必要な応答を追加)
131 //(以上, 横方向系制御則完了)
132 //(最後に次の END 文が必要)
133 {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) -----

```

データ③: CDES. TailSitter 機. 垂直離陸ピッチ角制御系 2. Y130908. DAT (ピッチ角制御)
(TH)

＜ 飛行機 (模型飛行機) 新規設計時に利用するデータ ＞

1 乗員と乗客数	Npassen = 0.00000E+00 (名)
2 ペイロード	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離 (巡航)	Range = 0.10000E-03 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.30000E+00 (1000ft)
5 巡航時の速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.30000E+02 (kt)
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 = 0.10000E-03 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	Rtakeoff = 0.10000E+02 (m)
9 着陸滑走路長	Rlanding = 0.10000E+02 (m)
10 接地速度	VTD = 0.10000E+02 (kt)
11 CLmaxTO 計算用の参考フラップ角	δf_{maxTO} = 0.00000E+00 (deg)
12 CLmaxLD 計算用の参考フラップ角	δf_{maxLD} = 0.00000E+00 (deg)

＜ DATCOM 空力推算用機体諸元データ ＞

(A) 入力データ (Ver. A) (Ver. B)

(A.1) 一般

1 高度	Hp = 0.30000E+03 (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 = 0.30000E+02 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.50000E-02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.50000E-02 (tf)
6 燃料量 (新設計で自動修正)	Fuel = 0.51282E-03 (キロリットル)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.10000E-02 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax 読み込み) NFTYPE = 0 (-)	
(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 = 0.70000E+00 (m ²)
スパン (主翼)	b = 0.20000E+01 (m)
先細比 (主翼)	λ = 0.10000E+01 (-)
前縁後退角 (主翼) (999.0 なら 3 個データ)	Λ_{LE} = 0.00000E+00 (deg)
主翼上反角 (999.0 なら 3 個データ)	Γ = 0.50000E+01 (deg)
胴体中心 ~ expo 主翼根距離 (翼が下が正)	ZW = 0.00000E+00 (m)
主翼断面後縁角	ϕ_{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 = 0.13000E+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	η_i = 0.10700E+00 (-)
フラップのスパン方向終了位置	η_o = 0.70000E+00 (-)
フラップ舵角	δf = 0.00000E+00 (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	η_{iA} = 0.73000E+00 (-)
エルロンのスパン方向終了位置	η_{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	$S'' = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(水平尾翼)	$b'' = 0.59428E+00$ (m)
先細比(水平尾翼)	$\lambda'' = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(水平尾翼)	$\Lambda LE'' = 0.30000E+02$ (deg)
水平尾翼上反角	$\Gamma'' = 0.00000E+00$ (deg)
胴体中心～水尾 CBAR/4 距離(翼が下が正)	$ZH = 0.00000E+00$ (m)
水平尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWH = 0.00000E+00$ (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	$\eta i'' = 0.25000E+00$ (-)
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	$\delta e = 0.20000E+02$ (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)	$Sv = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(垂直尾翼)	$bv = 0.39619E+00$ (m)
先細比(垂直尾翼)	$\lambda v = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(垂直尾翼)	$\Lambda LEv = 0.30000E+02$ (deg)
垂直尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWV = 0.00000E+00$ (胴体%)
後縁角(deg)(垂直尾翼)	$\phi TEv = 0.15000E+02$ (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	$\eta iV = 0.28800E+00$ (-)
ラダーのスパン方向終了位置	$\eta oV = 0.90000E+00$ (-)
ラダー舵角	$\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ	$LB = 0.20236E+01$ (m)
機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ	$Ln = 0.34451E+00$ (m)
機首を除く前胴部(expo 主翼根先端)長さ	$Lf = 0.33782E+00$ (m)
胴体直径(主翼部)	$d = 0.12876E+00$ (m)
胴体直径(水平尾翼部)	$d'' = 0.12876E+00$ (m)
胴体最大上下幅(999 は胴体細部データ 12 個)	$h = 0.12876E+00$ (m)
胴体後部 base 面の直径	$dbfus = 0.12876E+00$ (m)

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

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

I_x (kgf·m·s ²)	= 0.40000E-01
I_y (kgf·m·s ²)	= 0.92137E-01
I_z (kgf·m·s ²)	= 0.12553E+00
I_{xz} (kgf·m·s ²)	= 0.40000E-02

Weight(kgf)	= 0.50000E+01
-------------	---------------

```

S (m2)           = 0.70000E+00
b (m)            = 0.20000E+01 0.10000E+01 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
C. BAR (m)       = 0.35000E+00 0.10000E+01 (←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 0.10000E+02
....<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= 0.3000E+03, 脚(UP=0, DN=1) → NGEAR= 0
Start VKEAS= 0.0000E+00
Start Nz(G)= 0.0000E+00 0.0000E+00 (←2つ目を1とするとトリム計算をスキップ)
Start THETA= 0.9000E+02
1. NDe-----> 6
  T , De          0.000      0.000
                  2.000      0.000
                  2.100      2.000
                  10.000     2.000
                  10.100     0.000
                  60.000     0.000
2. NDa-----> 2
  T , Da          0.000      0.000
                  60.000     0.000
3. NDf-----> 2
  T , Df          0.000      0.000
                  60.000     0.000
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          0.6574E-04 0.6574E-04
2. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
3. CnDr         -0.8547E-03 -0.8547E-03
4. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
5. CyDa          0.0000E+00 0.0000E+00
6. CyDr          0.1493E-02 0.1493E-02
7. Cyr           0.0000E+00 0.0000E+00
8. CmDe         -0.1000E+00 -0.1000E+00
9. CmDf          0.0000E+00 0.0000E+00
10. CmQ          -0.1089E+02 -0.1089E+02
11. CmADOT      -0.5233E+01 -0.5233E+01
12. k            0.6611E-01 0.6611E-01
13. CD|De|       0.0000E+00 0.0000E+00
14. CD|Df|       0.1140E-02 0.1140E-02
15. CLDe         0.1000E+00 0.1000E+00
16. CLDf         0.0000E+00 0.0000E+00
[ NALP ]----> 2
... ALP...      -0.1500E+02 0.2000E+02
1. CIB (0.50)   -0.2422E-02 -0.2422E-02
   (0.80)       -0.2422E-02 -0.2422E-02
2. CIDa(0.50)  -0.1107E-02 -0.1107E-02
   (0.80)       -0.1107E-02 -0.1107E-02

```

```

3. Clp (0.50) -0.3986E+00 -0.3986E+00
   (0.80) -0.3986E+00 -0.3986E+00
4. Clr (0.50) 0.1270E+00 0.1270E+00
   (0.80) 0.1270E+00 0.1270E+00
5. CnB (0.50) 0.2790E-02 0.2790E-02
   (0.80) 0.2790E-02 0.2790E-02
6. CnDa(0.50) 0.1549E-04 0.1549E-04
   (0.80) 0.1549E-04 0.1549E-04
7. Cnp (0.50) 0.3559E-01 0.3559E-01
   (0.80) 0.3559E-01 0.3559E-01
8. Cnr (0.50) -0.2099E+00 -0.2099E+00
   (0.80) -0.2099E+00 -0.2099E+00
9. CyB (0.50) -0.8313E-02 -0.8313E-02
   (0.80) -0.8313E-02 -0.8313E-02
10. CL (0.50) -0.1148E+01 0.1531E+01
   (0.80) -0.1148E+01 0.1531E+01
11. Cm (0.50) 0.1861E+00 -0.1100E+00
   (0.80) 0.1861E+00 -0.1100E+00
[ NHP ]----> 2
...HP...      0.0000E+00 0.2000E+05
  CDO (0.50) 0.2664E-01 0.2664E-01
   (0.80) 0.2664E-01 0.2664E-01

```

NXP(積分数), IRIG(=1:リグ°), TDEBUG 時間 35 0 0.0 1

[補間関数 1] 3

Thrust 0.0000E+00 0.2000E+00 0.5000E+01

TailSitter 比 0.0000E+00 0.3000E+00 0.1000E+01

<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 //
13 //

```

14 //- (CLAW. 縦系. ピッチ角保持 1.

15 // DAT)-

16 //#####<<縦系制御則>>#####

17 //(次の Z21~Z24 は変更不要)

18 Z21={u(m/s)}; H 0 201 21 0 0 0 0

19 Z22={ALP(deg)}; H 0 205 22 0 0 0 0

20 Z23={q(deg/s)}; H 0 203 23 0 0 0 0

21 Z24={THE(deg)}; H 0 204 24 0 0 0 0

22 //*****

```

23 //... <<De 系, ここから記述>>...
24 Z29=U1*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
25 Z30={t=G} Z24; H 0 0.0000E+00 82 30 24 0 0 0
26 Z12=Z29+Z30; ( $\theta$  m) H 0 35 12 29 30 0 0
27 Z39=Z24-Z12; H 0 36 39 24 12 0 0
28 Z40={(S+G1)/S, t>=G2} Z39X12; H 0 0.1696E+00 119 40 39 12 0 0
29 H 0 0.0000E+00 119 0 0 0 0 0
30 Z41=Z40*G; (ケイン K2) H 0 0.1662E+00 53 41 40 0 0 0
31 Z42={(1+G2S)/(1+G1S)} Z41X13; H 0 0.5294E+00 113 42 41 13 0 0
32 H 0 0.4313E+01 113 0 0 0 0 0
33 Z31=Z23*G; (ケイン K1) H 0 0.2102E+00 53 31 23 0 0 0
34 Z43=Z42+Z31; H 0 35 43 42 31 0 0
35 Z43={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 43 0 0 0 0
36 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
37 H1=E71; (トリム推力) H 0 13 1 71 0 0 0
38 H2=Z5; ( $\Delta T$ ) H 0 12 2 5 0 0 0
39 H3=H1+H2; (推力 T) H 0 21 3 1 2 0 0
40 H4=G; (補間関数番号) H 0 0.1000E+01 11 4 0 0 0 0
41 H5=FHOKA[H3, H4]; (TailSitter 効率) H 0 48 5 3 4 0 0
42 //
43 Z44=Z43*H5; H 0 74 44 43 5 0 0
44 //(開ループ, 根軌跡用ケイン) (De)
45 Z13={RGAIN(De)} Z44; H 0 301 13 44 0 0 0
46 //(Z13 が De コマンドに接続される)
47 //
48 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
49 Z1={G2^2/[G1G2]G3} Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
50 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
51 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
52 Z1={G1<=, <=G2}; (De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
53 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
54 //(Z1 が舵角 De に接続される)
55 //*****
56 //... <<Df 系, ここから記述>>...
57 Z3=U3*G; (Df) (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
58 //(Z3 が舵角 Df に接続される)
59 //
60 //*****
61 //<<Thrust 系, ここから記述>>...
62 Z5=U5*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
63 //(Z5 が推力 Dthrust に接続される)
64 //
65 //(縦系の応答出力を設定)
66 //R1=RoutDe (y1)
67 //R3=RoutDf (y2)
68 //R5=RoutDT (y3)
69 R6=Z21; (y4:u) H 0 101 6 21 0 0 0
70 R7=Z22; (y5:ALP) H 0 101 7 22 0 0 0
71 R8=Z23; (y6:q) H 0 101 8 23 0 0 0
72 R9=Z24; (y7:THE) H 0 101 9 24 0 0 0

```

```

73 R10=Z12;      (y8:qModel)          H 0          101 10 12 0 0 0
74 //(この後に必要な応答を追加)
75 //(以上, 全縦系制御則完了)
76 //(縦系の最後に次の END 文が必要)
77 {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= 5
( 1) 28 行目   0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 2) 30 行目   0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 3) 31 行目   0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 4) 32 行目   0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 5) 33 行目   0.1000E+00~ 0.1000E+02
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 -----
78 //(最初の数字は補間関数の数)
79 //
80 //- (CLAW. 横・方向系. 制御なし 1.
81 //  DAT) -
82 //####<<横・方向系制御則>>####
83 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
84 Z25={BETA(deg)};          H 0          225 25 0 0 0 0
85 Z26={p(deg/s)};          H 0          222 26 0 0 0 0
86 Z27={r(deg/s)};          H 0          223 27 0 0 0 0
87 Z28={PHI(deg)};          H 0          224 28 0 0 0 0
88 //*****
89 //... <<Da 系, ここから記述>>...
90 Z70=U2*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
91 Z72=Z70*G;                H 0 0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
92 Z72={G1<=, <=G2};        H 0 -0.2000E+02 85 72 0 0 0 0
93                            H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0
94 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Da)
95 Z14={RGAIN(Da)} Z72;      H 0          302 14 72 0 0 0
96 //
97 //(Z14 が Da コマンドに接続される)
98 //
99 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
100 Z2={G2^2/[G1G2]G3} Z14X31X32; H 0 0.7000E+00 124 2 14 31 0 0
101                            H 0 0.5000E+02 124 0 0 32 0 0
102                            H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
103 Z2={G1<=, <=G2}; (Da)    H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
104                            H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
105 //(Z2 が舵角 Da に接続される)
106 //
107 //*****
108 //... <<Dr 系, ここから記述>>...
109 Z90=U4*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
110 Z93=Z90*G;                H 0 0.1000E+01 53 93 90 0 0 0

```



```

111 Z93={G1<=, <=G2};          H 0 -0.2000E+02  85  93  0  0  0  0
112                               H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
113 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン)(Dr)
114 Z16={RGAIN(Dr)}Z93;        H 0                               304  16  93  0  0  0
115 //
116 //(Z16がDrコマンドに接続される)
117 //
118 //(アクチュエータ, 2次遅れ)
119 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X34X35; H 0  0.7000E+00 124  4  16  34  0  0
120                               H 0  0.5000E+02 124  0  0  35  0  0
121                               H 0  0.1000E+04 124  0  0  0  0  0
122 Z4={G1<=, <=G2};(Dr)      H 0 -0.2000E+02  85  4  0  0  0  0
123                               H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
124 //(Z4が舵角Drに接続される)
125 //(横方向系の応答出力を設定)
126 //R2=RoutDa (y1)
127 //R4=RoutDr (y2)
128 R21=Z25; (y3:BETA)          H 0                               101  21  25  0  0  0
129 R22=Z26; (y4:p)              H 0                               101  22  26  0  0  0
130 R23=Z27; (y5:r)              H 0                               101  23  27  0  0  0
131 R24=Z28; (y6:PHI)           H 0                               101  24  28  0  0  0
132 //(この後に必要な応答を追加)
133 //(以上, 横方向系制御則完了)
134 //(最後に次のEND文が必要)
135 {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) -----

```

データ④: CDES. TailSitter 機. エレベータと追加舵面 2. Y130910. DAT (ピッチ角制御)
(TH)

< 飛行機(模型飛行機) 新規設計時に利用するデータ >

1 乗員と乗客数	Npassen = 0.00000E+00 (名)
2 ペイロード	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	Range = 0.10000E-03 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.30000E+00 (1000ft)
5 巡航時の速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.30000E+02 (kt)
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 = 0.10000E-03 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	Rtakeoff = 0.10000E+02 (m)
9 着陸滑走路長	Rlanding = 0.10000E+02 (m)
10 接地速度	VTD = 0.10000E+02 (kt)
11 CLmaxTO 計算用の参考フラップ角	δf_{maxTO} = 0.00000E+00 (deg)
12 CLmaxLD 計算用の参考フラップ角	δf_{maxLD} = 0.00000E+00 (deg)

< DATCOM 空力推算用機体諸元データ >

(A) 入力データ (Ver. A) (Ver. B)

(A.1) 一般

1 高度	Hp = 0.30000E+03 (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 = 0.30000E+02 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.50000E-02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.50000E-02 (tf)
6 燃料量 (新設計で自動修正)	Fuel = 0.51282E-03 (キロリットル)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.10000E-02 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax 読み込み) NFTYPE = 0 (-)	
(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 = 0.70000E+00 (m ²)
スパン(主翼)	b = 0.20000E+01 (m)
先細比(主翼)	λ = 0.10000E+01 (-)
前縁後退角(主翼)(999.0なら3個データ)	Λ_{LE} = 0.00000E+00 (deg)
主翼上反角 (999.0なら3個データ)	Γ = 0.50000E+01 (deg)
胴体中心~expo 主翼根距離(翼が下が正)	ZW = 0.00000E+00 (m)
主翼断面後縁角	ϕ_{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 = 0.13000E+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	η_i = 0.10700E+00 (-)
フラップのスパン方向終了位置	η_o = 0.70000E+00 (-)
フラップ舵角	δf = 0.00000E+00 (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	η_{iA} = 0.73000E+00 (-)
エルロンのスパン方向終了位置	η_{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	$S'' = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(水平尾翼)	$b'' = 0.59428E+00$ (m)
先細比(水平尾翼)	$\lambda'' = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(水平尾翼)	$\Lambda LE'' = 0.30000E+02$ (deg)
水平尾翼上反角	$\Gamma'' = 0.00000E+00$ (deg)
胴体中心～水尾CBAR/4距離(翼が下が正) ZH	$ZH = 0.00000E+00$ (m)
水平尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWH = 0.00000E+00$ (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	$\eta i'' = 0.25000E+00$ (-)
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	$\delta e = 0.20000E+02$ (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)	$Sv = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(垂直尾翼)	$bv = 0.39619E+00$ (m)
先細比(垂直尾翼)	$\lambda v = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(垂直尾翼)	$\Lambda LEv = 0.30000E+02$ (deg)
垂直尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWV = 0.00000E+00$ (胴体%)
後縁角(deg)(垂直尾翼)	$\phi TEv = 0.15000E+02$ (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	$\eta iV = 0.28800E+00$ (-)
ラダーのスパン方向終了位置	$\eta oV = 0.90000E+00$ (-)
ラダー舵角	$\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ	$LB = 0.20236E+01$ (m)
機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ	$Ln = 0.34451E+00$ (m)
機首を除く前胴部(expo主翼根先端)長さ	$Lf = 0.33782E+00$ (m)
胴体直径(主翼部)	$d = 0.12876E+00$ (m)
胴体直径(水平尾翼部)	$d'' = 0.12876E+00$ (m)
胴体最大上下幅(999は胴体細部データ12個)	$h = 0.12876E+00$ (m)
胴体後部base面の直径	$dbfus = 0.12876E+00$ (m)

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

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

Ix(kgf·m·s ²)	$= 0.40000E-01$
Iy(kgf·m·s ²)	$= 0.92137E-01$
Iz(kgf·m·s ²)	$= 0.12553E+00$
Ixz(kgf·m·s ²)	$= 0.40000E-02$

Weight(kgf)	$= 0.50000E+01$
-------------	-----------------

```

S (m2)           = 0. 70000E+00
b (m)            = 0. 20000E+01 0. 00000E+00 (←1. 00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
C. BAR (m)       = 0. 35000E+00 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. 10000E+02
....<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= 0.3000E+03, 脚(UP=0, DN=1) → NGEAR= 0
Start VKEAS= 0.0000E+00
Start Nz(G)= 0.0000E+00 0.0000E+00 (←2つ目を1とするとトリム計算をスキップ)
Start THETA= 0.9000E+02
1. NDe-----> 8
  T , De          0.000      0.000
                  10.000     0.000
                  12.000    -30.000
                  20.000    -30.000
                  22.000    -50.000
                  30.000    -50.000
                  32.000    -70.000
                  60.000    -70.000
2. NDa-----> 2
  T , Da          0.000      0.000
                  60.000     0.000
3. NDf-----> 2
  T , Df          0.000      0.000
                  60.000     0.000
4. NDr-----> 2
  T , Dr          0.000      0.000
                  60.000     0.000
5. N(THRUS)-> 6
  T , D(THR)      0.000      0.000
                  2.000      0.000
                  3.000      1.000
                  10.000     1.000
                  11.000     0.000
                  60.000     0.000
[ NMACH ]--> 2
... MACH...      0.5000E+00 0.8000E+00
1. ClDr          0.6574E-04 0.6574E-04
2. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
3. CnDr         -0.8547E-03 -0.8547E-03
4. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
5. CyDa          0.0000E+00 0.0000E+00
6. CyDr          0.1493E-02 0.1493E-02
7. Cyr          0.0000E+00 0.0000E+00
8. CmDe         -0.8193E-02 -0.8193E-02
9. CmDf          0.0000E+00 0.0000E+00
10. CmQ          -0.1089E+02 -0.1089E+02
11. CmADOT      -0.5233E+01 -0.5233E+01
12. k            0.6611E-01 0.6611E-01
13. CD|De|       0.0000E+00 0.0000E+00
14. CD|Df|       0.1140E-02 0.1140E-02
15. CLDe         0.2443E-02 0.2443E-02
16. CLDf         0.0000E+00 0.0000E+00
[ NALP ]----> 2
... ALP...      -0.1500E+02 0.2000E+02

```

```

1. ClB (0.50) -0.2422E-02 -0.2422E-02
   (0.80) -0.2422E-02 -0.2422E-02
2. ClDa(0.50) -0.1107E-02 -0.1107E-02
   (0.80) -0.1107E-02 -0.1107E-02
3. Clp (0.50) -0.3986E+00 -0.3986E+00
   (0.80) -0.3986E+00 -0.3986E+00
4. Clr (0.50) 0.1270E+00 0.1270E+00
   (0.80) 0.1270E+00 0.1270E+00
5. CnB (0.50) 0.2790E-02 0.2790E-02
   (0.80) 0.2790E-02 0.2790E-02
6. CnDa(0.50) 0.1549E-04 0.1549E-04
   (0.80) 0.1549E-04 0.1549E-04
7. Cnp (0.50) 0.3559E-01 0.3559E-01
   (0.80) 0.3559E-01 0.3559E-01
8. Cnr (0.50) -0.2099E+00 -0.2099E+00
   (0.80) -0.2099E+00 -0.2099E+00
9. CyB (0.50) -0.8313E-02 -0.8313E-02
   (0.80) -0.8313E-02 -0.8313E-02
10. CL (0.50) -0.1148E+01 0.1531E+01
   (0.80) -0.1148E+01 0.1531E+01
11. Cm (0.50) 0.1861E+00 -0.1100E+00
   (0.80) 0.1861E+00 -0.1100E+00
[ NHP ]----> 2
...HP... 0.0000E+00 0.2000E+05
CDO (0.50) 0.2664E-01 0.2664E-01
   (0.80) 0.2664E-01 0.2664E-01

```

NXP(積分数), IRIG(=1:リグ), TDEBUG 時間 35 0 0.0 4

```

[補間関数 1] 3
Thrust 0.0000E+00 0.2000E+00 0.5000E+01
TailSitter Z 0.0000E+00 -0.3000E-01 -0.1000E+00
[補間関数 2] 3
Thrust 0.0000E+00 0.2000E+00 0.5000E+01
TailSitter M 0.0000E+00 -0.3000E-01 -0.1000E+00
[補間関数 3] 2
動圧(0-30kt) 0.0000E+00 0.1490E+02
De 出力 0.0000E+00 0.1000E+01
[補間関数 4] 2
動圧(0-30kt) 0.0000E+00 0.1490E+02
Ddct 出力 0.1000E+01 0.0000E+00

```

<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 //
13 //
14 //- (CLAW. 縦系. ピッチ角保持 1.
15 //  DAT)-
16 //#####<<縦系制御則>>#####
17 //(次のZ21~Z24は変更不要)
18 Z21={u(m/s)}; H 0 201 21 0 0 0 0
19 Z22={ALP(deg)}; H 0 205 22 0 0 0 0
20 Z23={q(deg/s)}; H 0 203 23 0 0 0 0
21 Z24={THE(deg)}; H 0 204 24 0 0 0 0
22 //*****
23 //...<<De系,ここから記述>>....
24 Z29=U1*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
25 Z30={t=G}Z24; H 0 0.0000E+00 82 30 24 0 0 0
26 Z12=Z29+Z30; ( $\theta$  m) H 0 35 12 29 30 0 0
27 Z39=Z24-Z12; H 0 36 39 24 12 0 0
28 Z40={({S+G1)/S, t>=G2}Z39X12; H 0 0.1931E+01 119 40 39 12 0 0
29 H 0 0.0000E+00 119 0 0 0 0 0
30 Z41=Z40*G; ( $\theta$  イン K2) H 0 0.7591E+01 53 41 40 0 0 0
31 Z31=Z23*G; ( $\theta$  イン K1) H 0 0.3429E+00 53 31 23 0 0 0
32 Z42=Z41+Z31; H 0 35 42 41 31 0 0
33 Z42={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 42 0 0 0 0
34 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
35 H8=E36; (動圧) H 0 13 8 36 0 0 0
36 H9=G; (補間関数番号) H 0 0.3000E+01 11 9 0 0 0 0
37 H10=FHOKA[H8, H9]; (動圧関数 1) H 0 48 10 8 9 0 0
38 Z43=Z42*H10; H 0 74 43 42 10 0 0
39 //
40 Z45={({S+G1)/S, t>=G2}Z39X13; H 0 0.1696E+00 119 45 39 13 0 0
41 H 0 0.0000E+00 119 0 0 0 0 0
42 Z46=Z45*G; ( $\theta$  イン K4) H 0 0.1662E+00 53 46 45 0 0 0
43 Z47={({1+G2S)/(1+G1S)}Z46X14; H 0 0.5294E+00 113 47 46 14 0 0
44 H 0 0.4313E+01 113 0 0 0 0 0
45 Z32=Z23*G; H 0 0.2102E+00 53 32 23 0 0 0
46 Z48=Z47+Z32; H 0 35 48 47 32 0 0
47 H11=G; (補間関数番号) H 0 0.4000E+01 11 11 0 0 0 0
48 H12=FHOKA[H8, H11]; (動圧関数 2) H 0 48 12 8 11 0 0
49 Z49=Z48*H12; H 0 74 49 48 12 0 0
50 //
51 Z44=Z43+Z49; H 0 35 44 43 49 0 0
52 //(開ループ, 根軌跡用 $\theta$  イン) (De)
53 Z13={RGAIN(De)}Z44; H 0 301 13 44 0 0 0
54 //(アクチュエータ, 2次遅れ)
55 Z1={G2^2/[G1G2]G3}Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
56 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
57 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
58 Z1={G1<=, <=G2}; (De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
59 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0

```

```

60 //(Z1が舵角Deに接続される)
61 H1=E71;(トリム推力) H 0 13 1 71 0 0 0
62 H2=Z5;(ΔT) H 0 12 2 5 0 0 0
63 H3=H1+H2;(推力T) H 0 21 3 1 2 0 0
64 H4=G;(補間関数番号) H 0 0.1000E+01 11 4 0 0 0 0
65 H5=FHOKA[H3,H4];(TailSitter Z) H 0 48 5 3 4 0 0
66 Z8=Z49*H5;(Z方向の力) H 0 74 8 49 5 0 0
67 //
68 H6=G;(補間関数番号) H 0 0.2000E+01 11 6 0 0 0 0
69 H7=FHOKA[H3,H6];(TailSitter M) H 0 48 7 3 6 0 0
70 Z10=Z49*H7;(y軸モーメント) H 0 74 10 49 7 0 0
71 //
72 //*****
73 //...<<Df系,ここから記述>>...
74 Z3=U3*G;(Df)(Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
75 //(Z3が舵角Dfに接続される)
76 //
77 //*****
78 //<<Thrust系,ここから記述>>...
79 Z5=U5*G;(Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
80 //(Z5が推力Dthrustに接続される)
81 //
82 //(縦系の応答出力を設定)
83 //R1=RoutDe (y1)
84 //R3=RoutDf (y2)
85 //R5=RoutDT (y3)
86 R6=Z21;(y4:u) H 0 101 6 21 0 0 0
87 R7=Z22;(y5:ALP) H 0 101 7 22 0 0 0
88 R8=Z23;(y6:q) H 0 101 8 23 0 0 0
89 R9=Z24;(y7:THE) H 0 101 9 24 0 0 0
90 R10=Z12;(y8:qModel) H 0 101 10 12 0 0 0
91 //(この後に必要な応答を追加)
92 //(以上,全縦系制御則完了)
93 //(縦系の最後に次のEND文が必要)
94 {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= 5
( 1) 28行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 2) 30行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 3) 31行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 4) 32行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 5) 33行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
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 -----
95 //(最初の数字は補間関数の数)
96 //
97 //-(CLAW.横・方向系.制御なし1.

```



```

98 // DAT)-
99 //####<<横・方向系制御則>>####
100 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
101 Z25={BETA(deg)}; H 0 225 25 0 0 0 0
102 Z26={p(deg/s)}; H 0 222 26 0 0 0 0
103 Z27={r(deg/s)}; H 0 223 27 0 0 0 0
104 Z28={PHI(deg)}; H 0 224 28 0 0 0 0
105 //*****
106 //...<<Da系,ここから記述>>....
107 Z70=U2*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
108 Z72=Z70*G; H 0 0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
109 Z72={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 72 0 0 0 0
110 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
111 //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(Da)
112 Z14={RGAIN(Da)}Z72; H 0 302 14 72 0 0 0
113 //
114 //(Z14がDaコマンドに接続される)
115 //
116 //(アクチュエータ,2次遅れ)
117 Z2={G2^2/[G1G2]G3}Z14X31X32; H 0 0.7000E+00 124 2 14 31 0 0
118 H 0 0.5000E+02 124 0 0 32 0 0
119 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
120 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
121 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
122 //(Z2が舵角Daに接続される)
123 //
124 //*****
125 //...<<Dr系,ここから記述>>....
126 Z90=U4*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
127 Z93=Z90*G; H 0 0.1000E+01 53 93 90 0 0 0
128 Z93={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 93 0 0 0 0
129 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
130 //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(Dr)
131 Z16={RGAIN(Dr)}Z93; H 0 304 16 93 0 0 0
132 //
133 //(Z16がDrコマンドに接続される)
134 //
135 //(アクチュエータ,2次遅れ)
136 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X34X35; H 0 0.7000E+00 124 4 16 34 0 0
137 H 0 0.5000E+02 124 0 0 35 0 0
138 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
139 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr) H 0 -0.2000E+02 85 4 0 0 0 0
140 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
141 //(Z4が舵角Drに接続される)
142 //(横方向系の応答出力を設定)
143 //R2=RoutDa (y1)
144 //R4=RoutDr (y2)
145 R21=Z25; (y3:BETA) H 0 101 21 25 0 0 0
146 R22=Z26; (y4:p) H 0 101 22 26 0 0 0
147 R23=Z27; (y5:r) H 0 101 23 27 0 0 0

```

```
148 R24=Z28;      (y6:PHI)          H 0          101 24 28 0 0 0
149 //(この後に必要な応答を追加)
150 //(以上, 横方向系制御則完了)
151 //(最後に次の END 文が必要)
152 {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) -----
```

データ⑤: CDES. TailSitter 機. 水平から垂直姿勢 1. Y130911. DAT (ピッチ角制御)
(TH)

＜ 飛行機 (模型飛行機) 新規設計時に利用するデータ ＞

1 乗員と乗客数	Npassen = 0.00000E+00 (名)
2 ペイロード	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離 (巡航)	Range = 0.10000E-03 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.30000E+00 (1000ft)
5 巡航時の速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.30000E+02 (kt)
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 = 0.10000E-03 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	Rtakeoff = 0.10000E+02 (m)
9 着陸滑走路長	Rlanding = 0.10000E+02 (m)
10 接地速度	VTD = 0.10000E+02 (kt)
11 CLmaxTO 計算用の参考フラップ角	δf_{maxTO} = 0.00000E+00 (deg)
12 CLmaxLD 計算用の参考フラップ角	δf_{maxLD} = 0.00000E+00 (deg)

＜ DATCOM 空力推算用機体諸元データ ＞

(A) 入力データ (Ver. A) (Ver. B)

(A.1) 一般

1 高度	Hp = 0.30000E+03 (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 = 0.30000E+02 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.50000E-02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.50000E-02 (tf)
6 燃料量 (新設計で自動修正)	Fuel = 0.51282E-03 (キロリットル)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.10000E-02 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax 読み込み) NFTYPE = 0 (—)	
(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 = 0.70000E+00 (m ²)
スパン (主翼)	b = 0.20000E+01 (m)
先細比 (主翼)	λ = 0.10000E+01 (—)
前縁後退角 (主翼) (999.0 なら 3 個データ)	ΛLE = 0.00000E+00 (deg)
主翼上反角 (999.0 なら 3 個データ)	Γ = 0.50000E+01 (deg)
胴体中心 ~ expo 主翼根距離 (翼が下が正)	ZW = 0.00000E+00 (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 = 0.10700E+00 (—)
フラップのスパン方向終了位置	ηo = 0.70000E+00 (—)
フラップ舵角	δf = 0.00000E+00 (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	ηiA = 0.73000E+00 (—)
エルロンのスパン方向終了位置	ηoA = 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	$S'' = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(水平尾翼)	$b'' = 0.59428E+00$ (m)
先細比(水平尾翼)	$\lambda'' = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(水平尾翼)	$\Lambda LE'' = 0.30000E+02$ (deg)
水平尾翼上反角	$\Gamma'' = 0.00000E+00$ (deg)
胴体中心～水尾CBAR/4距離(翼が下が正)	$ZH = 0.00000E+00$ (m)
水平尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWH = 0.00000E+00$ (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	$\eta i'' = 0.25000E+00$ (-)
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	$\delta e = 0.20000E+02$ (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)	$Sv = 0.13777E+00$ (m ²)
スパン(垂直尾翼)	$bv = 0.39619E+00$ (m)
先細比(垂直尾翼)	$\lambda v = 0.50000E+00$ (-)
前縁後退角(垂直尾翼)	$\Lambda LEv = 0.30000E+02$ (deg)
垂直尾翼後端の胴体後端前方距離	$PERLWV = 0.00000E+00$ (胴体%)
後縁角(deg)(垂直尾翼)	$\phi TEv = 0.15000E+02$ (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	$\eta iV = 0.28800E+00$ (-)
ラダーのスパン方向終了位置	$\eta oV = 0.90000E+00$ (-)
ラダー舵角	$\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ	$LB = 0.20236E+01$ (m)
機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ	$Ln = 0.34451E+00$ (m)
機首を除く前胴部(expo主翼根先端)長さ	$Lf = 0.33782E+00$ (m)
胴体直径(主翼部)	$d = 0.12876E+00$ (m)
胴体直径(水平尾翼部)	$d'' = 0.12876E+00$ (m)
胴体最大上下幅(999は胴体細部データ12個)	$h = 0.12876E+00$ (m)
胴体後部base面の直径	$dbfus = 0.12876E+00$ (m)

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

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

I_x (kgf·m·s ²)	= 0.40000E-01
I_y (kgf·m·s ²)	= 0.92137E-01
I_z (kgf·m·s ²)	= 0.12553E+00
I_{xz} (kgf·m·s ²)	= 0.40000E-02

Weight(kgf)	= 0.50000E+01
-------------	---------------

```

S (m2)           = 0.70000E+00
b (m)            = 0.20000E+01 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
C. BAR (m)       = 0.35000E+00 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 0.10000E+02
....<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= 0.3000E+03, 脚(UP=0, DN=1) → NGEAR= 0
Start VKEAS= 0.3000E+02
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-----> 4
  T , De          0.000      0.000
                  2.000      0.000
                  20.000     84.000
                  60.000     84.000
2. NDa-----> 2
  T , Da          0.000      0.000
                  60.000      0.000
3. NDf-----> 2
  T , Df          0.000      0.000
                  60.000      0.000
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
                  15.000     4.200
                  40.000     4.600
[ NMACH ]--> 2
... MACH...      0.5000E+00 0.8000E+00
1. CIDr          0.6574E-04 0.6574E-04
2. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
3. CnDr         -0.8547E-03 -0.8547E-03
4. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
5. CyDa          0.0000E+00 0.0000E+00
6. CyDr          0.1493E-02 0.1493E-02
7. Cyr           0.0000E+00 0.0000E+00
8. CmDe         -0.8193E-02 -0.8193E-02
9. CmDf          0.0000E+00 0.0000E+00
10. CmQ          -0.1089E+02 -0.1089E+02
11. CmADOT      -0.5233E+01 -0.5233E+01
12. k            0.6611E-01 0.6611E-01
13. CD|De|       0.0000E+00 0.0000E+00
14. CD|Df|       0.1140E-02 0.1140E-02
15. CLDe         0.2443E-02 0.2443E-02
16. CLDf         0.0000E+00 0.0000E+00
[ NALP ]----> 2
... ALP...      -0.1500E+02 0.2000E+02
1. ClB (0.50)   -0.2422E-02 -0.2422E-02
   (0.80)       -0.2422E-02 -0.2422E-02
2. ClDa(0.50)  -0.1107E-02 -0.1107E-02
   (0.80)       -0.1107E-02 -0.1107E-02
3. Clp (0.50)  -0.3986E+00 -0.3986E+00
   (0.80)       -0.3986E+00 -0.3986E+00

```

```

4. Clr (0.50) 0.1270E+00 0.1270E+00
   (0.80) 0.1270E+00 0.1270E+00
5. CnB (0.50) 0.2790E-02 0.2790E-02
   (0.80) 0.2790E-02 0.2790E-02
6. CnDa(0.50) 0.1549E-04 0.1549E-04
   (0.80) 0.1549E-04 0.1549E-04
7. Cnp (0.50) 0.3559E-01 0.3559E-01
   (0.80) 0.3559E-01 0.3559E-01
8. Cnr (0.50) -0.2099E+00 -0.2099E+00
   (0.80) -0.2099E+00 -0.2099E+00
9. CyB (0.50) -0.8313E-02 -0.8313E-02
   (0.80) -0.8313E-02 -0.8313E-02
10. CL (0.50) -0.1148E+01 0.1531E+01
   (0.80) -0.1148E+01 0.1531E+01
11. Cm (0.50) 0.1861E+00 -0.1100E+00
   (0.80) 0.1861E+00 -0.1100E+00
[ NHP ]----> 2
...HP... 0.0000E+00 0.2000E+05
  CDO (0.50) 0.2664E-01 0.2664E-01
   (0.80) 0.2664E-01 0.2664E-01

```

NXP(積分数), IRIG(=1:リグ°), TDEBUG 時間 35 0 0.0 4

```

[補間関数 1] 3
Thrust 0.0000E+00 0.2000E+00 0.5000E+01
TailSitter Z 0.0000E+00 -0.3000E-01 -0.1000E+00
[補間関数 2] 3
Thrust 0.0000E+00 0.2000E+00 0.5000E+01
TailSitter M 0.0000E+00 -0.3000E-01 -0.1000E+00
[補間関数 3] 2
動圧(0-30kt) 0.0000E+00 0.1490E+02
De 出力 0.0000E+00 0.1000E+01
[補間関数 4] 2
動圧(0-30kt) 0.0000E+00 0.1490E+02
Ddct 出力 0.1000E+01 0.0000E+00

```

<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 //
13 //
14 //- (CLAW. 縦系. ピッチ角保持 1.
15 // DAT)-

```

```

16 //#####<<縦系制御則>>#####
17 //(次の Z21~Z24 は変更不要)
18 Z21={u(m/s)}; H 0 201 21 0 0 0 0
19 Z22={ALP(deg)}; H 0 205 22 0 0 0 0
20 Z23={q(deg/s)}; H 0 203 23 0 0 0 0
21 Z24={THE(deg)}; H 0 204 24 0 0 0 0
22 //*****
23 //...<<De 系,ここから記述>>....
24 Z29=U1*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
25 Z30={t=G} Z24; H 0 0.0000E+00 82 30 24 0 0 0
26 Z12=Z29+Z30; ( $\theta$  m) H 0 35 12 29 30 0 0
27 Z39=Z24-Z12; H 0 36 39 24 12 0 0
28 Z40={({S+G1)/S, t>=G2} Z39X12; H 0 0.1931E+01 119 40 39 12 0 0
29 H 0 0.0000E+00 119 0 0 0 0
30 Z41=Z40*G; (ケイン K2) H 0 0.7591E+01 53 41 40 0 0 0
31 Z31=Z23*G; (ケイン K1) H 0 0.3429E+00 53 31 23 0 0 0
32 Z42=Z41+Z31; H 0 35 42 41 31 0 0
33 Z42={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 42 0 0 0 0
34 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
35 H8=E36; (動圧) H 0 13 8 36 0 0 0
36 H9=G; (補間関数番号) H 0 0.3000E+01 11 9 0 0 0 0
37 H10=FHOKA[H8, H9]; (動圧関数 1) H 0 48 10 8 9 0 0
38 Z43=Z42*H10; H 0 74 43 42 10 0 0
39 //
40 Z45={({S+G1)/S, t>=G2} Z39X13; H 0 0.1696E+00 119 45 39 13 0 0
41 H 0 0.0000E+00 119 0 0 0 0 0
42 Z46=Z45*G; (ケイン K4) H 0 0.1662E+00 53 46 45 0 0 0
43 Z47={({1+G2S)/(1+G1S)} Z46X14; H 0 0.5294E+00 113 47 46 14 0 0
44 H 0 0.4313E+01 113 0 0 0 0 0
45 Z32=Z23*G; H 0 0.2102E+00 53 32 23 0 0 0
46 Z48=Z47+Z32; H 0 35 48 47 32 0 0
47 H11=G; (補間関数番号) H 0 0.4000E+01 11 11 0 0 0 0
48 H12=FHOKA[H8, H11]; (動圧関数 2) H 0 48 12 8 11 0 0
49 Z49=Z48*H12; H 0 74 49 48 12 0 0
50 //
51 Z44=Z43+Z49; H 0 35 44 43 49 0 0
52 //(開ループ, 根軌跡用ケイン) (De)
53 Z13={RGAIN(De)} Z44; H 0 301 13 44 0 0 0
54 //(アクチュエータ, 2 次遅れ)
55 Z1={G2^2/[G1G2]G3} Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
56 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
57 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
58 Z1={G1<=, <=G2}; (De) H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
59 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
60 //(Z1 が舵角 De に接続される)
61 H1=E71; (トリム推力) H 0 13 1 71 0 0 0
62 H2=Z5; ( $\Delta T$ ) H 0 12 2 5 0 0 0
63 H3=H1+H2; (推力 T) H 0 21 3 1 2 0 0
64 H4=G; (補間関数番号) H 0 0.1000E+01 11 4 0 0 0 0
65 H5=FHOKA[H3, H4]; (TailSitter Z) H 0 48 5 3 4 0 0

```



```

66 Z8=Z49*H5; (Z方向の力)          H 0          74  8 49  5  0  0
67 //
68 H6=G; (補間関数番号)            H 0 0.2000E+01 11  6  0  0  0  0
69 H7=FHOKA[H3,H6];(TailSitter M) H 0          48  7  3  6  0  0
70 Z10=Z49*H7; (y軸モーメント)     H 0          74 10 49  7  0  0
71 //
72 //*****
73 //... <<Df系,ここから記述>>...
74 Z3=U3*G; (Df) (Pilot Command)   H 0 0.1000E+01 52  3  3  0  0  0
75 //(Z3が舵角Dfに接続される)
76 //
77 //*****
78 //<<Thrust系,ここから記述>>...
79 Z5=U5*G; (Pilot Command)        H 0 0.1000E+01 52  5  5  0  0  0
80 //(Z5が推力Dthrustに接続される)
81 //
82 //(縦系の応答出力を設定)
83 //R1=RoutDe (y1)
84 //R3=RoutDf (y2)
85 //R5=RoutDT (y3)
86 R6=Z21; (y4:u)                   H 0          101  6 21  0  0  0
87 R7=Z22; (y5:ALP)                 H 0          101  7 22  0  0  0
88 R8=Z23; (y6:q)                   H 0          101  8 23  0  0  0
89 R9=Z24; (y7:THE)                 H 0          101  9 24  0  0  0
90 R10=Z12; (y8:qModel)             H 0          101 10 12  0  0  0
91 //(この後に必要な応答を追加)
92 //(以上,全縦系制御則完了)
93 //(縦系の最後に次のEND文が必要)
94 {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= 5
( 1) 28行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 2) 30行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 3) 31行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 4) 32行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
( 5) 33行目 0.1000E+00~ 0.1000E+02
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 -----
95 //(最初の数字は補間関数の数)
96 //
97 //-(CLAW.横・方向系.制御なし1.
98 // DAT)-
99 //####<<横・方向系制御則>>####
100 //(次のZ25~Z28は変更不要)
101 Z25={BETA(deg)};                 H 0          225 25  0  0  0  0
102 Z26={p(deg/s)};                 H 0          222 26  0  0  0  0
103 Z27={r(deg/s)};                 H 0          223 27  0  0  0  0

```

```

104 Z28={PHI(deg)}; H 0 224 28 0 0 0 0
105 //*****
106 //... <<Da系,ここから記述>>...
107 Z70=U2*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
108 Z72=Z70*G; H 0 0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
109 Z72={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 72 0 0 0 0
110 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
111 //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(Da)
112 Z14={RGAIN(Da)}Z72; H 0 302 14 72 0 0 0
113 //
114 //(Z14がDaコマンドに接続される)
115 //
116 //(アクチュエータ,2次遅れ)
117 Z2={G2^2/[G1G2]G3}Z14X31X32; H 0 0.7000E+00 124 2 14 31 0 0
118 H 0 0.5000E+02 124 0 0 32 0 0
119 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
120 Z2={G1<=, <=G2}; (Da) H 0 -0.2000E+02 85 2 0 0 0 0
121 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
122 //(Z2が舵角Daに接続される)
123 //
124 //*****
125 //... <<Dr系,ここから記述>>...
126 Z90=U4*G; (Pilot Command) H 0 0.1000E+01 52 90 4 0 0 0
127 Z93=Z90*G; H 0 0.1000E+01 53 93 90 0 0 0
128 Z93={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 93 0 0 0 0
129 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
130 //(開ループ,根軌跡用ゲイン)(Dr)
131 Z16={RGAIN(Dr)}Z93; H 0 304 16 93 0 0 0
132 //
133 //(Z16がDrコマンドに接続される)
134 //
135 //(アクチュエータ,2次遅れ)
136 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X34X35; H 0 0.7000E+00 124 4 16 34 0 0
137 H 0 0.5000E+02 124 0 0 35 0 0
138 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
139 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr) H 0 -0.2000E+02 85 4 0 0 0 0
140 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
141 //(Z4が舵角Drに接続される)
142 //(横方向系の応答出力を設定)
143 //R2=RoutDa (y1)
144 //R4=RoutDr (y2)
145 R21=Z25; (y3:BETA) H 0 101 21 25 0 0 0
146 R22=Z26; (y4:p) H 0 101 22 26 0 0 0
147 R23=Z27; (y5:r) H 0 101 23 27 0 0 0
148 R24=Z28; (y6:PHI) H 0 101 24 28 0 0 0
149 //(この後に必要な応答を追加)
150 //(以上,横方向系制御則完了)
151 //(最後に次のEND文が必要)
152 {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

***** (ゲイン最適化ー重み関数 W(s)) *****

極の数= 0

零点数= 0

ゲイン= 0.1000E+01

----- (DATA END) -----

以上