

## KMAPの例題(10)－先尾翼(カナードタイプ)機

H24.3.17A 片柳亮二

### 1. 先尾翼(カナードタイプ)機とは

通常の旅客機は図 1.1 に示すように、主翼、水平尾翼および垂直尾翼を持つ。縦の操縦は水平尾翼後部にあるエレベータで行われる。これに対して、図 1.2 は先尾翼機である。水平尾翼が主翼の前方に移動して、前翼(カナード)となり、それにより縦の操縦が行われる。この前翼は通常全動(オールフライング)形式が用いられる。本資料では、KMAPによる先尾翼(カナードタイプ)機の運動解析検討例について述べる。

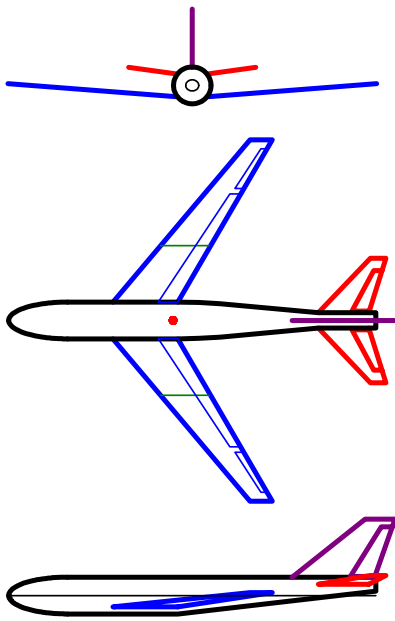


図 1.1 通常の旅客機

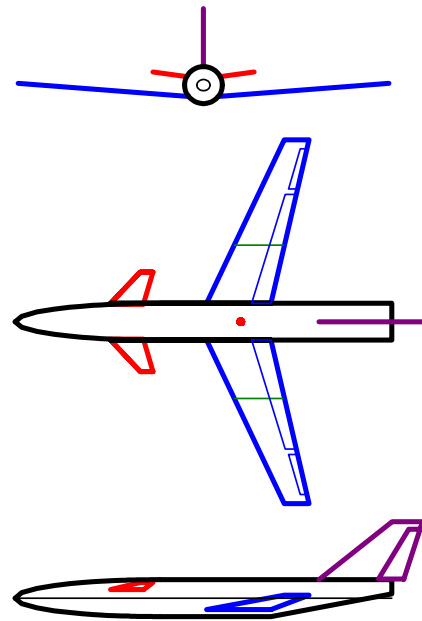


図 1.2 先尾翼(カナードタイプ)機

### 2. 先尾翼(カナードタイプ)機の空力係数算出

通常の飛行機の場合には、水平尾翼は主翼の吹き下ろしの影響を受ける。これに対して先尾翼(カナードタイプ)機は、主翼よりも前方にあるため、主翼の影響は受けず、効率よく空気力を発生できる。KMAPは、通常タイプの飛行機の空力係数を算出する機能を持つが、今回、先尾翼

(カナードタイプ)機の空力係数を算出するため、以下の仮定を行った。

- ①先尾翼(カナード)の吹き下ろしは主翼に影響しない。
- ②先尾翼(カナード)および主翼位置の動圧は減少しない。

すなわち、これら2つの仮定により、単独の翼が2つあるとして空力係数を算出する。

### 3. 先尾翼(カナードタイプ)機のインプットデータ

#### (1) 飛行機設計(“CDES”データ)の場合

KMAPのインプットデータ例を次に示す。

#### CDES. CANARD1. DAT (先尾翼(カナードタイプ)機, 10名クラス)

```

-----
<< 4.1 性能要求値の設定 (M ≤ 0.85) >>
1 乗員・乗客数                      Npassen = 0.10000E+02 (名)
2 ペイロード(除く乗客)              Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)                    R3 = 0.65000E+01 (1000km)
4 巡航時の高度                      Hp = 0.36000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数                      M = 0.75000E+00 (—)
6 巡航推力比(999で36'=1/4の自動計算) ETO = 0.99900E+03 (—)
7 巡航時推力1kgfあたりの燃料消費率 bJ = 0.80000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長                      sT0 = 0.14000E+04 (m)
9 着陸滑走路長                      Ld = 0.14000E+04 (m)
10 接地速度                          VTD = 0.12000E+03 (kt)
11 CLmaxT0 計算用のフラップ角       δ fmaxT0 = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角       δ fmaxLD = 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
(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 = 0.11300E+02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)          Wemp = 0.58805E+01 (tf)
6 離陸推力 (新設計で自動修正)      Tto = 0.28000E+01 (tf)
7 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 = 0.20700E+02 (m2)
スパン(主翼)                      b = 0.12800E+02 (m)
先細比(主翼)                      λ = 0.36000E+00 (—)

```

前縁後退角(主翼)(999.0なら3個データ)  $\Lambda LE = 0.25000E+02$  (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)  $ZW = 0.40100E+00$  (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  $c1/c = 0.13000E+01$  (-)  
 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  $\eta i = 0.10000E+00$  (-)  
 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  $S'' = 0.35000E+01$  (m<sup>2</sup>)  
 スパン(水平尾翼)  $b'' = 0.35000E+01$  (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CBAR/4距離(翼が下が正)  $ZH = -0.30000E+00$  (m)  
**胴体中心の主翼後縁~水尾前縁距離**  $Lwh = -0.60000E+01$  (m)  
 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  $ce/c''=1.0$ )  $ce/c'' = 0.10000E+01$  (-)  
 エレベータスパン方向開始位置  $\eta i'' = 0.35000E+00$  (-)  
 エレベータスパン方向終了位置  $\eta o'' = 0.10000E+01$  (-)  
 エレベータ舵角(空力推算時参考舵角)  $\delta e = 0.20000E+02$  (deg)

主翼に対する水平尾翼位置を前方に移動するだけ(前方は負の値)

(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)  $Sv = 0.61400E+01$  (m<sup>2</sup>)  
 スパン(垂直尾翼)  $bv = 0.26900E+01$  (m)  
 先細比(垂直尾翼)  $\lambda v = 0.30000E+00$  (-)  
 前縁後退角(垂直尾翼)  $\Lambda LEv = 0.51000E+02$  (deg)  
 胴体中心の主翼後縁~垂尾前縁距離  $Lwv = 0.10000E+01$  (m)  
 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  $\eta iV = 0.25000E+00$  (-)  
 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  $LB = 0.13000E+02$  (m)  
 機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ  $Ln = 0.50000E+01$  (m)  
 機首を除く前胴部(expo主翼根先端)長さ  $Lf = 0.16100E+01$  (m)  
 胴体直径(主翼部)  $d = 0.13000E+01$  (m)

胴体直径(水平尾翼部)  $d'' = 0.13000E+01$  (m)  
 胴体最大上下幅((999は胴体細部データ12個)  $h = 0.13000E+01$  (m)  
 胴体後部 base面の直径  $dbfus = 0.50200E+00$  (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<sup>2</sup>) = 0.23429E+04

Iy(kgf·m·s<sup>2</sup>) = 0.54376E+04

Iz(kgf·m·s<sup>2</sup>) = 0.73915E+04

Ixz(kgf·m·s<sup>2</sup>) = 0.23429E+03

Weight(kgf) = 0.71500E+04

S(m<sup>2</sup>) = 0.20700E+02

b(m) = 0.12800E+02 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)

C. BAR(m) = 0.17400E+01 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると De を直接力に)

CG(%) = 0.50000E+01

(以下省略)

#### 4. 先尾翼(カナードタイプ)機の計算例

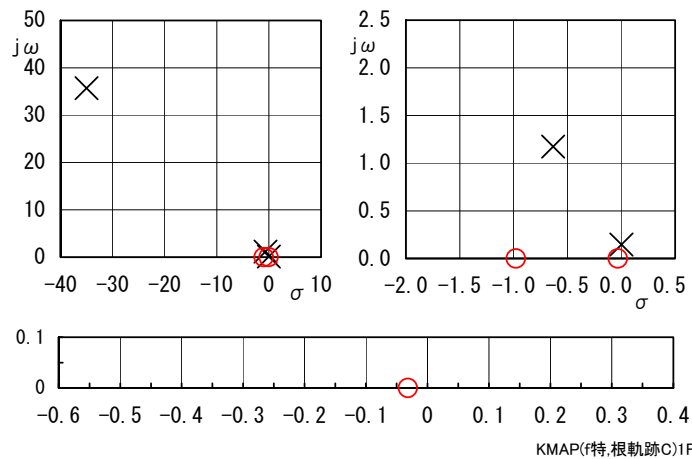
3項で述べたインプットデータを準備すると, 後はKMAPを通常の方法で実行すればよい. 具体的な実行方法については, 下記

「KMAPの例題(1)－航空機の運動解析」

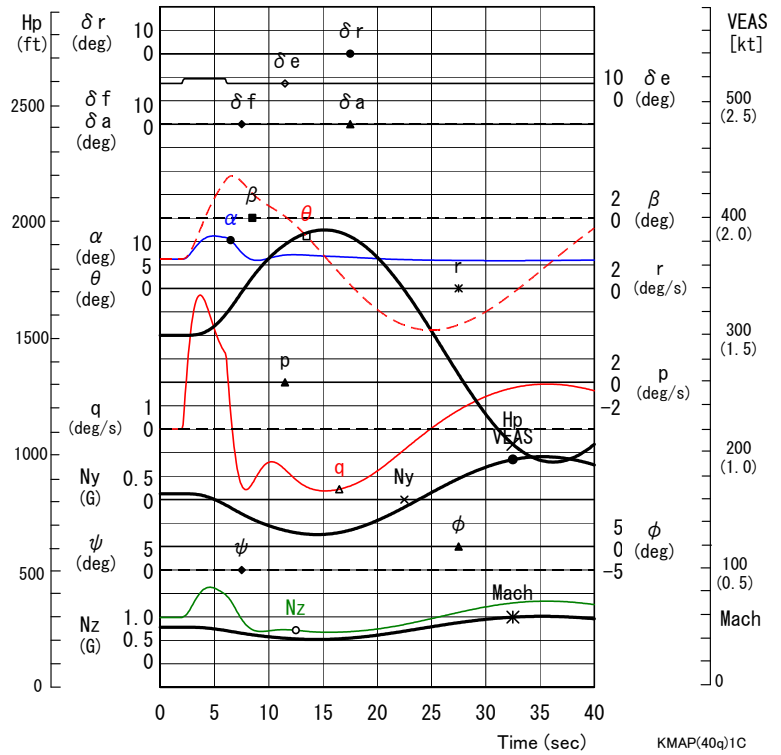
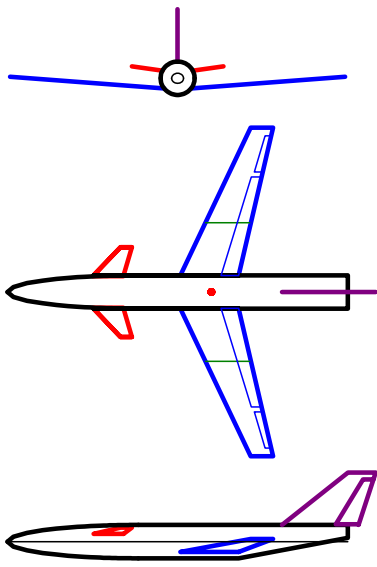
「KMAPの例題(2)－飛行機形状データの設定」

「KMAPの例題(3)－飛行機設計と空力係数推算」

を参照願いたい. ここでは結果のみ示す.



$\theta/\delta$ の極・零点配置 [メモ\(CDES. CANARD1. DAT\)](#)



表(a) 計算条件

乗員・乗客数	Npassen= 10 (名)
ペイロード	Wpay= 0.0000E+00 (kgf)
離陸重量	Wto= 0.1130E+02 (tf)
自重比の統計値増加量	= 0.0000E+00 (%)
主翼面積	S= 0.2070E+02 (m <sup>2</sup> )
スパン	b= 0.1280E+02 (m)
先細比(主翼)	λ = 0.3600E+00 (—)
前縁後退角	∧ LE = 0.2500E+02 (deg)
上反角	Γ = 0.4500E+01 (deg)
胴体長さ	LB= 0.1300E+02 (m)
アスペクト比	A= 0.7915E+01 (—)
平均空力翼弦	CBAR= 0.1740E+01 (m)
翼面荷重	Wto/S= 0.5459E+03 (kgf/m <sup>2</sup> )
巡航燃費	bJ= 0.8000E+00 (kgf/hr)
巡航推力比	ETO= 0.2510E+00 (—)
巡航条件	0.36000E+05 (ft), 0.7500E+00 (M)
	(Vcr= 0.2214E+03 (m/s))

表(b) 重量の内訳

自重比	Wempty/Wto= 0.5204E+00 (—)
人+ ^° ｲ-ﾄﾞ 比	Wfixed/Wto= 0.8850E-01 (—)
燃料重量比	Wfuel/Wto= 0.3911E+00 (—)
自重	Wempty= 0.5881E+01 (tf)

燃料重量 Wfuel= 0.4419E+01 (tf)  
 着陸重量 WLD= 0.7130E+01 (tf)

表(c) 飛行性能(計算結果)

航続距離 R3= 0.63341E+04 (km)  
 離陸滑走路長 sT0= 0.22212E+04 (m)  
 " 滑走路長 s0= 0.12877E+04 (m)  
 着陸滑走路長 Ld= 0.13845E+04 (m)  
 " 滑走路長 L0= 0.55381E+03 (m)  
 接地速度 VTD= 0.11089E+03 (kt)  
 離陸推力 Tto= 0.28000E+01 (tf)  
 揚抗比 CL/CD= 0.15516E+02 (-)

表(d) 性能計算式(参考)

$R3 = 3.6 * V_{cr} / bJ * CL / CD * A \log(W3/W4)$   
 $sT0 = 0.817 * 1.1 ** 2 / CL_{maxT0} * (W/S) / (T/W) * 1.5 * 1.15$   
 $Ld = 0.817 * 1.15 ** 2 / 0.3 / CL_{maxLD} * W4 / S * 1.5 / 0.6$   
 $VTD = 1.15 / 0.5144 * \sqrt{W4 / (0.0625 * S * CL_{maxLD})}$

★ここからは、インプットデータの中の "... (以下、運動解析用データ) ..." の部分の「重量, 重心, Start 高度, Start 速度」による解析です。

<運動解析用空力係数推算結果>

高度 Hp= 0.15000E+01 (×1000ft)      マッハ数 M= 0.25631E+00  
 等価対気速度 VKEAS= 0.16500E+03      機体重量 Weight= 0.71500E+01 (tf)  
 揚力係数 CL= 0.76765E+00      抗力係数 (F/UP, G/UP) CD= 0.46849E-01  
 揚抗比 CL/CD= 0.16386E+02      微係数推算用フラップ° δ f= 0.20000E+02 (deg)  
 迎角  $\alpha = (CL - CL_{df} * df) / CL$   $\alpha = 0.23205E+01$  (deg)      脚 (GEAR)-UP  
 $I_x = 2.0 * b ** 2 * Weight / 1000.0 = 0.23429E+04$  (kgf·m·s<sup>2</sup>)  
 $I_y = 4.5 * LB ** 2 * Weight / 1000.0 = 0.54376E+04$  (kgf·m·s<sup>2</sup>)  
 $I_z = 0.95 * (I_x + I_y) = 0.73915E+04$  (kgf·m·s<sup>2</sup>)  
 $I_{xz} = 0.1 * I_x = 0.23429E+03$  (kgf·m·s<sup>2</sup>)

★これは先尾翼機です：主翼と水平尾翼のCBAR/4間距離が負 (L"=-0.438E+01(m))  
 (先尾翼は主翼に影響を与えないと仮定し、水平尾翼を主翼の前に移動し、)  
 (吹き下ろしなし、動圧減少なしとする。⇒ 舵効き  $C_m \delta e$  に注意。)

<推算結果>

CL  $\alpha$  = 0.11084E+00 (1/deg)  
 CL  $\delta e$  = 0.82644E-02 (1/deg)  
 CL  $\delta f$  = 0.25522E-01 (1/deg)  
 Cm  $\alpha$  = 0.13445E-01 (1/deg)  
 Cm  $\delta e$  = 0.22095E-01 (1/deg)  
 Cm  $\delta f$  = -0.83171E-02 (1/deg)  
 Cm $q$  = -0.94595E+01 (1/rad)  
 ◇ Cm  $\alpha$  dot = 0.00000E+00 (1/rad)  
 k = 0.48391E-01 (-)  
 CDO (F/UP, G/UP) = 0.18333E-01  
 Δ CD (FLAP) = 0.24024E-01

<参考(大型旅客機, ハワ-77°ロ-フ)>

= 0.99800E-01 (1/deg)  
 = 0.59000E-02 (1/deg)  
 = 0.27200E-01 (1/deg)  
 = -0.22000E-01 (1/deg)  
 = -0.23400E-01 (1/deg)  
 = 0.00000E+00 (1/deg)  
 = -0.20800E+02 (1/rad)  
 = -0.32000E+01 (1/rad)  
 = 0.52200E-01 (-)

$\Delta CD(GEAR) = 0.00000E+00$   
 $(CD0all=CD0+\Delta CD(FLAP)+\Delta CD(GEAR))$   
 $CD0all = 0.42357E-01 (-) = 0.37700E-01 (-)$   
 $CD|\delta f| = 0.12012E-02 (1/deg)$

	$Cy\beta = -0.16015E-01 (1/deg)$	$= -0.16800E-01 (1/deg)$
	$Cy\delta r = 0.28936E-02 (1/deg)$	$= 0.30500E-02 (1/deg)$
◇	$Cl\beta = -0.30205E-02 (1/deg)$	$= -0.38600E-02 (1/deg)$
	$Cl\delta a = -0.12268E-02 (1/deg)$	$= -0.80000E-03 (1/deg)$
	$Cl\delta r = 0.12474E-03 (1/deg)$	$= 0.12000E-03 (1/deg)$
	$Clp = -0.45820E+00 (1/rad)$	$= -0.45000E+00 (1/rad)$
◇	$Clr = 0.23169E+00 (1/rad)$	$= 0.10100E+00 (1/rad)$
	$Cn\beta = 0.12505E-02 (1/deg)$	$= 0.26200E-02 (1/deg)$
□	$Cn\delta a = 0.20145E-04 (1/deg)$	$= -0.11000E-03 (1/deg)$
	$Cn\delta r = -0.10851E-02 (1/deg)$	$= -0.19000E-02 (1/deg)$
□	$Cnp = 0.31355E-01 (1/rad)$	$= -0.12100E+00 (1/rad)$
	$Cnr = -0.12781E+00 (1/rad)$	$= -0.30000E+00 (1/rad)$

(◇ : 大型旅客機のケースで文献より絶対値が大きく出るので注意)  
(□ : 大型旅客機のケースで文献より絶対値が小さく出るので注意)

..... (CONSTANT DATA) .....

$I_x = 0.23429E+04$	$I_y = 0.54376E+04$	$I_z = 0.73915E+04$	$I_{xz} = 0.23429E+03$
$IR = 0.00000E+00$	$WR = 0.00000E+00$	$W = 0.71500E+04$	$S = 0.20700E+02$
$b = 0.12800E+02$	$CBAR = 0.17400E+01$	$CG = 0.50000E+01$	$RsN\alpha = 0.20000E+02$
$Rs\beta = 0.00000E+00$	$RsNz = 0.00000E+00$	$RsNy = 0.00000E+00$	$TMAX = 0.40000E+02$

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

$\delta f = 0.00 (deg)$

..... CALL RYOJI .....

$\alpha = 0.62500E+01$	$\theta = 0.62500E+01$	$\phi = 0.00000E+00$	$\delta e = 0.73047E+01$
$\delta a = 0.00000E+00$	$\delta r = 0.00000E+00$	$\psi DOT = 0.00000E+00$	$Thrust = 0.66081E+03$

KMAP Analysis has started ...

... IPRT=2 : Stability Analysis .....

---- (INPUT) ---- NAERO=110

$S = 0.20700E+02 (m^2)$	$CBAR = 0.17400E+01 (m)$	$Hp = 0.15000E+04 (ft)$
$W = 0.71500E+04 (kgf)$	$qbarS = 0.93156E+04 (kgf)$	$ROU = 0.11952E+00 (kgf \cdot s^2/m^4)$
$V = 0.86778E+02 (m/s)$	$VKEAS = 0.16500E+03 (kt)$	$I_y = 0.54376E+04 (kgf \cdot m \cdot s^2)$
$TH = 0.62505E+01 (deg)$	$ALP = 0.62505E+01 (deg)$	$XCG = 0.50000E-01 (-)$
$CL = 0.76753E+00 (-)$	$CD = 0.70864E-01 (-)$	$CD\alpha = 0.82337E-02 (1/deg)$

(CG=25%)	(CG= 5.00%)	(PRIMED YUGIGEN)
$C_{xu} = -0.309844E+00$	$C_{xu} = -0.309844E+00$	$X_u = -0.208534E-01$
$C_{x\alpha} = 0.516119E-02$	$C_{x\alpha} = 0.516119E-02$	$X_\alpha = 0.700020E-01$
$C_{zu} = 0.000000E+00$	$C_{zu} = 0.000000E+00$	$Z_u = -0.149140E+00$
$CL_\alpha = 0.110843E+00$	$CL_\alpha = 0.110843E+00$	$Z_\alpha = -0.959249E+00$
$CL\delta e = 0.826439E-02$	$CL\delta e = 0.826439E-02$	$Z\delta e = -0.696767E-01$
$CL\delta f = 0.255218E-01$	$CL\delta f = 0.255218E-01$	$Z\delta f = -0.215173E+00$
$C_{mu} = 0.000000E+00$	$C_{mu} = 0.000000E+00$	$Mu1 = 0.000000E+00$
$C_{m\alpha} = 0.134452E-01$	$C_{m\alpha 1} = -0.872339E-02$	$M\alpha 1 = -0.149003E+01$
$C_{m\delta e} = 0.220949E-01$	$C_{m\delta e1} = 0.204420E-01$	$M\delta e1 = 0.349168E+01$

$C_m \delta f = -0.831712E-02$      $C_m \delta f_1 = -0.134215E-01$      $M \delta f_1 = -0.229250E+01$   
 $C_{mq} = -0.945945E+01$      $C_{mq} = -0.945945E+01$      $Mq_1 = -0.282704E+00$   
 $C_{m\alpha D} = 0.000000E+00$      $C_{m\alpha D} = 0.000000E+00$      $M\theta_1 = 0.000000E+00$   
 $(M_u = 0.000000E+00)$      $(M\alpha = -0.149003E+01)$      $(M\delta e = 0.349168E+01)$   
 $(M\delta f = -0.229250E+01)$      $(Mq = -0.282704E+00)$      $(M\alpha D = 0.000000E+00)$

(NAERO=110) 縦  $\delta e$  閉ループシステム解析

●出力のみキーイン: i=4:u, 5:ALP, 6:q, 7:THE (不明なら7入力)  
 ----(INPUT)---- 出力 i=7

(8) 縦静安定と重心後方限界

$CL\alpha = 0.11084E+00$  (1/deg)     $C_{m\alpha} = 0.13445E-01$  (1/deg)

<縦安定中正点 (stick-fixed neutral point)>

$hn = (0.25 - C_{m\alpha} / CL\alpha) * 100 = 0.12870E+02$  (%MAC)

////////////////////////////////////

①縦静安定余裕が5%となる重心後方限界

$h(\text{AftLimit}) * 100 = 0.78700E+01$  (%MAC)

(9) CAPによる重心後方限界

$\rho = 0.11952E+00$      $S = 0.20700E+02$      $CBAR = 0.17400E+01$

$W = 0.71500E+04$      $I_y = 0.54376E+04$      $C_{mq} = -0.94595E+01$

<操縦中正点>

$hm = (hn - C_{mq} \cdot \rho \cdot S \cdot CBAR / (4m)) * 100 = 0.14265E+02$  (%MAC)

////////////////////////////////////

②CAP(CAT C=0.16)による重心後方限界

$h(\text{AftLimit}) = hm - 0.16 * I_y / W / CBAR * 100 = 0.72723E+01$  (%MAC)

(右辺第2項は、胴体長LBに比例して大きくなる傾向)

(10) 離陸引き起こしと重心前方限界

$C_m \delta e = 0.22095E-01$  (1/deg)

$CL_{maxT0} = 0.16913E+01$  (—)

離陸重量  $W_{T0} = 0.11300E+02$  (tf)

翼面積  $S = 0.20700E+02$  (m<sup>2</sup>)

失速速度  $V_{sT0} = 0.13959E+03$  (kt)

離陸速度  $V_{LTOFF} = 0.15355E+03$  (kt)

前脚上げ  $V_{NWL} = 0.14587E+03$  (kt) =  $0.75037E+02$  (m/s)

<水平尾翼容積比>

水平尾翼面積     $S'' = 0.35000E+01$  (m<sup>2</sup>)

平均空力翼弦(MAC)     $CBAR = 0.17400E+01$  (m)

主翼と水平尾翼のCBAR/4間距離     $L'' = -0.43755E+01$  (m)

重心と水平尾翼CBAR/4との距離     $L_t = -0.40275E+01$  (m)

水平尾翼容積比(CBAR/4間距離)  $V_{H1} = -0.42519E+00$  (—)

水平尾翼容積比(重心距離)     $V_H = -0.39137E+00$  (—)

////////////////////////////////////

③離陸引き起こしによる重心前方限界(主脚前方距離%MAC)

$L_2 / CBAR = 0.5 * \rho \cdot V_{NWL} ** 2 \cdot S \cdot C_m \delta e * (20) / W_{T0} * 100 = 0.28473E+02$  (%MAC)

(11) 転覆角と重心後方限界

胴体後端～縦安定中正点距離  $LG_1 = 0.52111E+01$  (m)



胴体中心からの主脚の高さ  $Z2=0.23*LG1 = 0.11986E+01$  (m)

////////////////////////////////////

④転覆角による重心後方限界(主脚前方距離%MAC)

$LG2=0.053*LG1/CBAR *100= 0.15873E+02$  (%MAC)

(12) 重心許容範囲, 主脚位置

重心後方限界

①縦静安定余裕が5%となる重心後方限界 = 0.78700E+01 (%MAC)

②CAP(CAT C=0.16)による重心後方限界 = 0.72723E+01 (%MAC)

⇒①と②の前方の値として, 後方限界は = 0.72723E+01 (%MAC)

主脚位置

④転覆しないために必要な主脚より前方距離= 0.15873E+02 (%MAC)

⇒後方限界よりその前方距離だけ後方に主脚= 0.23145E+02 (%MAC)

重心前方限界

③離陸引き起こし可能な主脚より前方距離 = 0.28473E+02 (%MAC)

%%%%%%%%%%%%%%(縦静安定余裕が5%以上の場合)

CG=-0.53281E+01~ 0.72723E+01 (%MAC), 主脚位置= 0.23145E+02 (%MAC)

%%%%%%%%%%%%%%(縦静安定余裕が15%以上の場合)

CG=-0.14730E+02~-0.21300E+01 (%MAC), 主脚位置= 0.13743E+02 (%MAC)

\*\*\*\*\* (フィードバック前の極チェック) \*\*\*\*\*

POLES(6), EIVMAX= 0.500D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.34999999D+02	-0.35707143D+02	減衰比 $\zeta = 0.7000E+00$
2	-0.34999999D+02	0.35707143D+02	周期 P(sec)= 0.1760E+00
3	-0.63287246D+00	-0.11746217D+01	減衰比 $\zeta = 0.4743E+00$
4	-0.63287246D+00	0.11746217D+01	周期 P(sec)= 0.5349E+01
5	0.14695729D-02	-0.14493730D+00	減衰比 $\zeta = -0.1014E-01$
6	0.14695729D-02	0.14493730D+00	周期 P(sec)= 0.4335E+02

\*\*\*\*\*

(以下の解析結果はインプットデータの制御則による)

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

POLES(6), EIVMAX= 0.5000D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.34999999D+02	-0.35707143D+02	減衰比 $\zeta = 0.7000E+00$
2	-0.34999999D+02	0.35707143D+02	周期 P(sec)= 0.1760E+00
3	-0.63287246D+00	-0.11746217D+01	減衰比 $\zeta = 0.4743E+00$
4	-0.63287246D+00	0.11746217D+01	周期 P(sec)= 0.5349E+01
5	0.14695729D-02	-0.14493730D+00	減衰比 $\zeta = -0.1014E-01$
6	0.14695729D-02	0.14493730D+00	周期 P(sec)= 0.4335E+02

ZEROS(2), II/JJ= 7/ 1, G= 0.8729D+04

N	REAL	IMAG
1	-0.97807559D+00	0.00000000D+00
2	-0.31760084D-01	0.00000000D+00

S, b, CBAR は, インプットデータ(運動解析用)に自動反映される.

運動解析用の重量はインプットデータ(運動解析用)に自動変更されない.

空力推算,  $I_x, I_y, I_z, I_{xz}$  は運動解析用重量で再計算され, インプットデータ(運動解析用)に自動反映される.

機体固有の飛行特性解析結果は TES8.DAT ファイル参照.  
空力推算結果は TES5.DAT ファイル参照.  
機体3面図は, KMAP(機体図)の Excel 参照.

安定解析結果は, KMAP(f 特, 根軌跡), KMAP(ナイキスト線図), KMAP(特異値)の Excel 参照.

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

CDES.CANARD1.DAT (先尾翼(カートタイプ)機, 10名クラス)

Stop - Program terminated.