

KMAP による水中ビークルの制御(1) —エレベータ操舵応答

2017(H29).12.17 片柳亮二

【水中ビークルの運動の基礎事項】

水の密度は空気の約 800 倍であり，空気中と同じ動圧は水中では約 1/30 の速度で得られる．水中の速度が空中の 1/30 のとき，水の動粘性係数は空気の約 1/10 であるから，同じ大きさのビークルでは水中のレイノルズ数は空気の約 1/3 となる．また，水中では浮力や付加質量なども運動に影響を与える．

水中ビークルの運動は，図 1 に示すようにビークルに固定した座標系により運動を記述する．航空機の場合と同様に機首方向に x 軸，右舷方向に y 軸，下方向に z 軸をとる．

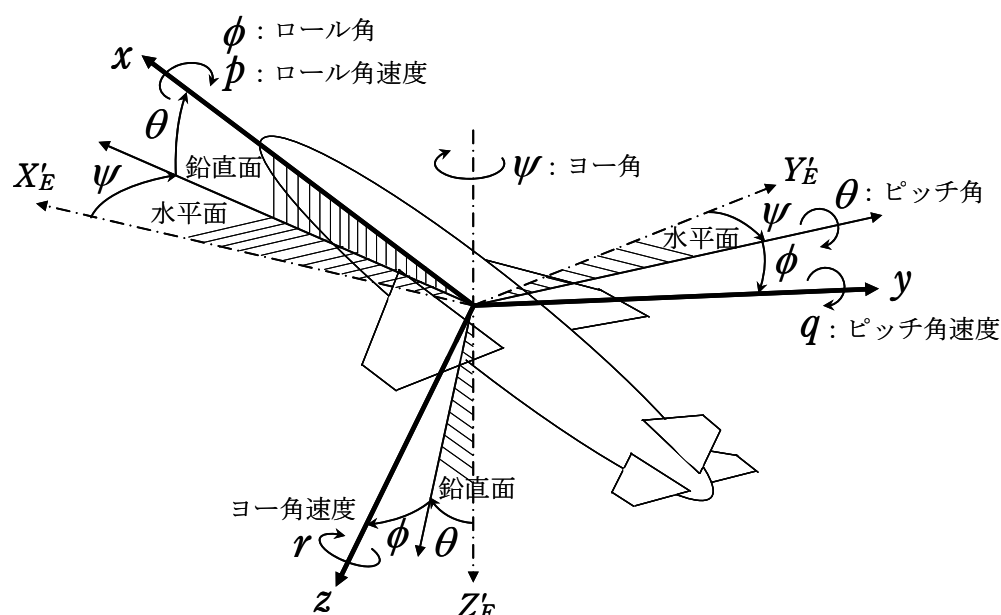


図 1 水中ビークルの運動座標軸と回転運動¹⁾

x 軸， y 軸および z 軸まわりの角速度をそれぞれ p ， q ， r で表し，それぞれロール角速度(ロールレート; roll rate)，ピッチ角速度(ピッチレート; pitch rate)，ヨー角速度(ヨーレート; yaw rate) という．3次元空間上の物体の姿勢を表すには3つのパラメータが必要となる．ここでは航空機や水中ビークルの運動計算を統一的に扱う関係上，航空機で用いられるオイラー角 ψ ， θ ， ϕ で表すことにする．これらはそれぞれヨー角，ピッチ角，ロール角と呼ばれる．

次に，船体が並進運動している場合を図 2 に示す． x 軸， y 軸および z 軸方向の速度をそれぞれ u ， v ， w で表す．ここでも航空機と統一的に扱う関係上，航空機で用いられる迎角 α および横滑り角 β を用いる．

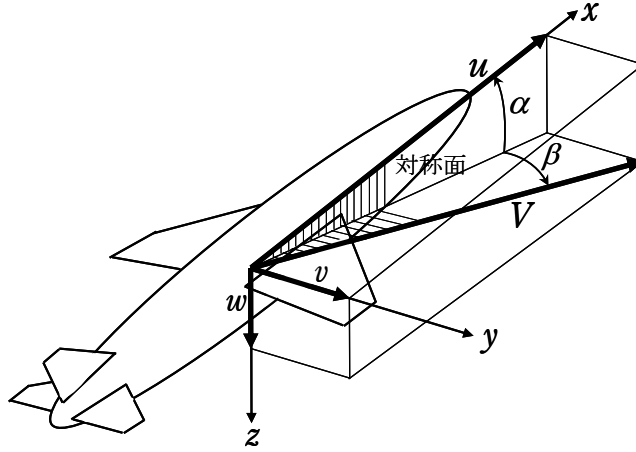


図2 水中ビークルの並進運動¹⁾

船体の合速度を V で表すと、次の関係がある。

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \\ \beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} \end{cases} \quad (2)$$

x 軸、 y 軸、 z 軸方向の力の運動方程式は、次式で与えられる¹⁾。

$$\begin{cases} \dot{u} = -\frac{m+m_z}{m+m_x}qw + \frac{m+m_y}{m+m_x}rv + \frac{X_1}{m+m_x} \\ \dot{v} = -\frac{m+m_x}{m+m_y}ru + \frac{m+m_z}{m+m_y}pw + \frac{Y_1}{m+m_y} \\ \dot{w} = -\frac{m+m_y}{m+m_z}pv + \frac{m+m_x}{m+m_z}qu + \frac{Z_1}{m+m_z} \end{cases} \quad (3)$$

ここで、 m はビークルの質量、 m_x 、 m_y 、 m_z は付加質量の x 、 y 、 z 成分、 X_1 、 Y_1 、 Z_1 は付加質量以外のビークルに働く外力である。

x 軸、 y 軸、 z 軸まわりの回転の運動方程式は、次式で与えられる¹⁾。

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{m_y - m_z}{I_x + J_x}vw + \frac{I_y + J_y - I_z - J_z}{I_x + J_x}qr + \frac{L_1}{I_x + J_x} \\ \dot{q} = \frac{m_z - m_x}{I_y + J_y}wu + \frac{I_z + J_z - I_x - J_x}{I_y + J_y}rp + \frac{M_1}{I_y + J_y} \\ \dot{r} = \frac{m_x - m_y}{I_z + J_z}uv + \frac{I_x + J_x - I_y - J_y}{I_z + J_z}pq + \frac{N_1}{I_z + J_z} \end{cases} \quad (4)$$

ここで、 I_x 、 I_y 、 I_z は慣性モーメントの x 、 y 、 z 成分、 J_x 、 J_y 、 J_z は付加慣性モーメントの x 、 y 、 z 成分、 L_1 、 M_1 、 N_1 は付加慣性モーメン

ト以外のピークルに働くモーメントである．なお，慣性乗積 I_{xz} は， $x-z$ 平面上の船体の質量分布が対称形と近似して 0 としている．

微小擾乱の近似による線形解析用の運動方程式は，次のように表される¹⁾．

<縦系の線形解析用運動方程式>

$$\dot{x} = A_p x + B_2 \delta_e \quad (5)$$

$$x = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{m\bar{Z}_{\delta}}{m+m_z} \\ \frac{I_y M'_{\delta}}{I_y+J_y} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$A_p = \begin{bmatrix} \frac{mX_u}{m+m_x} & \frac{mX_{\alpha}}{m+m_x} & 0 & -\frac{(m-\rho V_{ol})g \cos \theta_0}{m+m_x} \\ \frac{m\bar{Z}_u}{m+m_z} & \frac{m\bar{Z}_{\alpha}}{m+m_z} & \frac{m+m_x}{m+m_z} & -\frac{(m-\rho V_{ol})g \sin \theta_0}{(m+m_z)V} \\ \frac{I_y M'_u}{I_y+J_y} & \frac{(m_z-m_x)V^2 + I_y M'_{\alpha}}{I_y+J_y} & \frac{I_y M'_q}{I_y+J_y} & \frac{I_y M'_{\theta}}{I_y+J_y} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

<横・方向系の線形解析用運動方程式>

$$\dot{x} = A_p x + B_2 \begin{bmatrix} \delta\alpha \\ \delta r \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$x = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 & \frac{m\bar{Y}_{\delta}}{m+m_y} \\ \frac{I_x L'_{\delta\alpha}}{I_x+J_x} & \frac{I_x L'_{\delta r}}{I_x+J_x} \\ \frac{I_z N'_{\delta\alpha}}{I_z+J_z} & \frac{I_z N'_{\delta r}}{I_z+J_z} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$A_p = \begin{bmatrix} \frac{m\bar{Y}_{\beta}}{m+m_y} & \frac{\alpha_0}{57.3} & -\frac{m+m_x}{m+m_y} & \frac{(m-\rho V_{ol})g \cos \theta_0}{(m+m_y)V} \\ \frac{I_x L'_{\beta}}{I_x+J_x} & \frac{I_x L'_p}{I_x+J_x} & \frac{I_x L'_r}{I_x+J_x} & 0 \\ \frac{(m_x-m_y)V^2 + I_z N'_{\beta}}{I_z+J_z} & \frac{I_z N'_p}{I_z+J_z} & \frac{I_z N'_r}{I_z+J_z} & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

いま、ビークルの長さを L 、ビークル胴体の幅を B とすると $L/B > 1$ 、また、 $m_y = m_z$ 、 $J_x = 0$ 、 $J_y = J_z$ と仮定する。このとき、(4)式から \dot{p} の式は付加質量および負荷慣性モーメントの影響項はなくなる。なお、外力 X_1 、 Y_1 、 Z_1 およびモーメント L_1 、 M_1 、 N_1 については、参考図書 1) を参照。

【問題】 上記の運動方程式を用いて、適当な水中ビークルの形状を設定し、水中ビークルの縦系の運動を解析せよ。

【解】

水中ビークルの胴体長さは 8.5m、胴体は直径 1m の円形、重量は 10tf、速度は 20kt とする。図 3 は水中ビークルの 3 面図である。

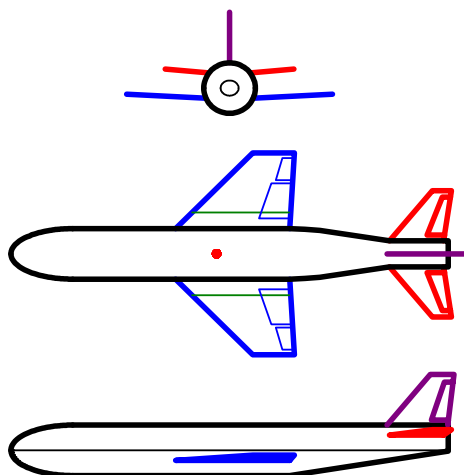


図 3 水中ビークル 3 面図 (CDES. WAT8. 2-1. DAT)

この形状データ (細部は後述) を用いて、KMAP で解析する。

KMAP (バージョン 114 以降) を起動して、

- ① 「KMAP***解析内容選択画面」 ⇒ “3” キーイン
- ② 「データファイル利用方法」 ⇒ “3” をキーイン
- ③ 「3:機械システム制御の実際の例題」 ⇒ “1” キーイン

例題のインプットデータ ⇒ CDES. WAT8. 2-1. DAT

- ⑤ 「新しいファイル名入力してください」と表示されるので、以下、次のようにキーイン

0 0 0 0 0 0 0 18 1 0 0 1 7

これで解析計算が実行されて、安定解析結果が次のように表示される。

```

..... (釣り合い飛行時のデータ) .....
S = 0.70000E+01 (m2)   CBAR = 0.19191E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.10000E+05 (kgf)  qbarS= 0.37786E+05 (kgf)  ROU = 0.10200E+03 (kgf·s2/m4)
V = 0.10288E+02 (m/s)  VKEAS= 0.20000E+02 (kt)   Iy = 0.32512E+04 (kgf·m·s2)
θ = 0.21877E+01 (deg)  α = 0.21877E+01 (deg)   CG = 0.25000E+02 (%MAC)
//// 浮力を考慮 ////
CL= 0.14691E+00 (—)   CD = 0.23821E-01 (—)   CDα = 0.24777E-02 (1/deg)
(この CL, CD, CDα は初期釣合 G に必要な CL, CD, CDα です)
T= 0.90234E+03 (kgf)  δ f = 0.00000E+00 (deg)  δ e = 0.61230E+01 (deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn=(0.25-Cmα/CLα)*100= 0.32506E+02 (%MAC)
脚 Δ CD= 0.20000E-01 (—),   スピードブレーキ Δ CD= 0.40000E-01 (—)
脚-UP,   スピードブレーキ クロス,   初期フラップ角 δ fpilot= 0.00000E+00 (deg)
(微係数推算用フラップ δ f = 0.20000E+02 (deg))

(CG=25%)                (CG= 25.00%)                (フライト 有次元)
Cxu = -0.588655E-01     Cxu = -0.588655E-01     Xu = -0.171481E+00
Cxα = 0.862457E-04     Cxα = 0.862457E-04     Xα = 0.347075E-02
Czu = 0.000000E+00     Czu = 0.000000E+00     Zu' = -0.589025E+01
CLα = 0.529715E-01     CLα = 0.529715E-01     Zα' = -0.109654E+02
CL δ e= 0.424816E-02   CL δ e = 0.424816E-02   Z δ e' = -0.876156E+00
CL δ f= 0.875580E-02   CL δ f = 0.875580E-02   Z δ f' = -0.180583E+01
Cmu = 0.000000E+00     Cmu = 0.000000E+00     Mu' = 0.515707E+02
Cmα = -0.397622E-02    Cmα 1 = -0.397622E-02   Mα' = 0.909234E+02
Cm δ e = -0.917006E-02  Cm δ e1 = -0.917006E-02  M δ e' = -0.404860E+01
Cm δ f = -0.159834E-02  Cm δ f1 = -0.159834E-02  M δ f' = 0.137677E+02
Cmq = -0.884263E+01     Cmq = -0.884263E+01     Mq' = -0.271507E+02
Cmα D = -0.420862E+01   Cmα D = -0.420862E+01   Mθ' = 0.318334E+00
(Mu = 0.000000E+00)    (Mα = -0.508171E+01)    (M δ e = -0.117196E+02)
(M δ f = -0.204272E+01) (Mq = -0.183954E+02)    (Mα D = -0.875526E+01)

```

(NAERO=110) 縦 δ e 閉ループシステム解析

● 出力キー: i=4:u, 5:ALP, 6:q, 7:THE (不明なら 7 入力)

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

POLES(6), EIVMAX= 0.5000D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.34999999D+02	-0.35707143D+02	[0.7000E+00, 0.5000E+02]
2	-0.34999999D+02	0.35707143D+02	周期 P(sec)= 0.1760E+00
3	-0.22184135D+02	0.00000000D+00	
4	-0.34191310D+01	0.00000000D+00	
5	-0.37055218D+00	0.00000000D+00	
6	0.14035493D+00	0.00000000D+00	

ZEROS(2), II/JJ= 7/ 1, G=-0.7111D+04

N	REAL	IMAG
1	-0.21224836D+02	0.00000000D+00
2	-0.17097772D+00	0.00000000D+00

この画面を消すと、次の「解析結果の表示」の画面になる。

```

$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$< 解析結果の表示 >$$$$$$$$$$$$$$$ (KMAP***)$$$$$$$$$$$$$$$$
$$ 0 : 表示終了 (次の解析 または 終了へ) $$
$$ 1 : 安定解析図 (f 特, 根軌跡) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (極・零点配置, 根軌跡, 周波数特性などの図が表示できます) $$
$$ (極・零点の数値データは “9” (安定解析結果) で確認できます) $$
$$ 2 : シミュレーション図 (KMAP (時歴)) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (40 秒または 200 秒のタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 3 : 機体 3 面図 (Excel を立ち上げてください) $$
$$ 4 : 飛行性能推算結果 (TES10. DAT) $$
$$ 5 : 空力係数推算結果 (TES5. DAT) $$
$$ 6 : ナイスト線図 (Excel を立ち上げてください) $$
$$ 7 : シミュレーション図 (KMAP (Simu)) (Excel を立ち上げてください) $$
$$ (Z191~Z200 に定義した値をタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 9 : 釣り合い飛行時のデータおよび安定解析結果 (TES13. DAT) $$
$$ 10 : その他の Excel 図, 101 : KMAP 線図 (1), 102 : KMAP 線図 (2) $$
$$ 11 : 運動アニメーションを実行 (ただし, 飛行機と水中ビークルのみ) $$
$$ (アニメーション開始 : [shift]+[S], 終了 : [shift]+[E]) $$
$$ (アニメーション表示モード 変更 : [shift]+[V]) $$
$$ (アニメーション機体拡大 : [Q], 縮小 : [A]) $$
$$ (アニメーション表示回転 : [←], [↑], [→], [↓]) $$
$$ 12 : 運動アニメーションの移動量を調節する $$
$$ 13 : シミュレーションデータの保存と加工 $$
$$ 14 : 取り扱い説明書 (pdf 資料), (15:インプットデータ表示), (16:Ap, B2 行列表示) $$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$

```

ここで、「1」、「2」とキーイン/Enterすると、極・零点、操舵応答が次のように Excel で表示することができる。

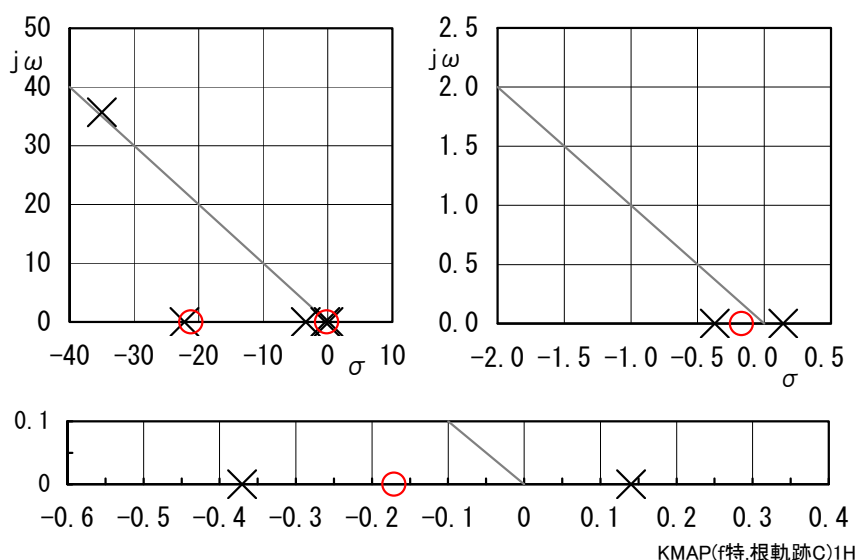


図 4 θ/δ の極・零点配置 (CDES. WAT8. 2-1. DAT)

図 4 は、 θ/δ の極・零点である。実軸上に不安定極があり、固有モードは不安定である。

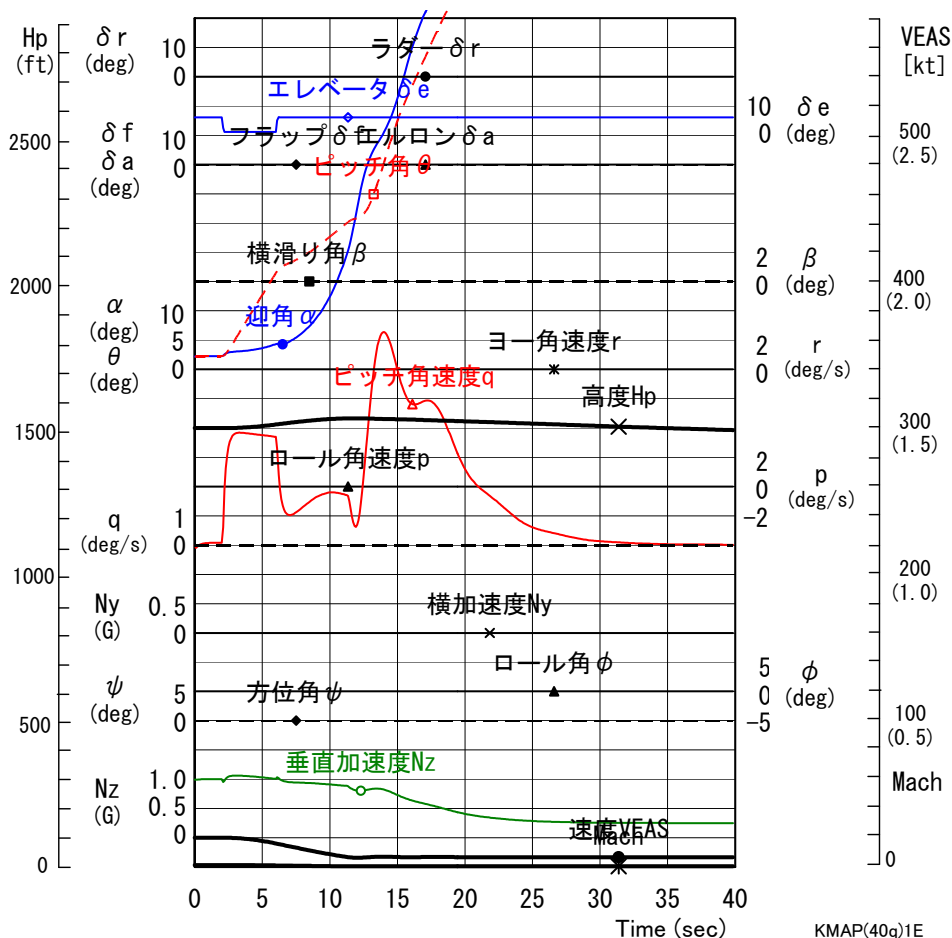


図5 エレベータ操舵応答

図5は、 $t=2$ 秒から6秒の間、エレベータ δe を 5° 引いた場合の運動シミュレーションの結果である。エレベータ操舵後、次第に迎角 α が大きくなっており、不安定であることが確認できる。なお、図5の H_p は海底からの高度 (ft) である。

なお、この縦系の特性が不安定になるのは、運動方程式の \dot{q} の式において、 α に関する次の項

$$\frac{(m_z - m_x)V^2 + I_y M'_\alpha}{I_y + J_y} \quad (11)$$

の中の付加質量に関する部分の存在のためである。

次に、「解析結果の表示」の画面にて、「4」および「5」とキーイン/Enterすると、性能推算結果および運動解析用流力係数が次のように表示される。

表(a) 計算条件

乗員・乗客数	Npassen=	4 (名)
パイロード	Wpay=	0.00000 (キロ)
離陸重量	Wto=	10.00000 (トン)
自重比の統計値増加量	=	0.00000 (%)
主翼面積	S=	7.00000 (m ²)
スパン	b=	4.00000 (m)
平均空力翼弦	CBAR=	1.91913 (m)
アスペクト比	A=	2.28571 (—)
先細比(主翼)	λ =	0.30000 (—)
前縁後退角	\wedge LE =	45.00000 (deg)
上反角	Γ =	3.00000 (deg)
胴体長さ	LB=	8.50000 (m)
翼面荷重	Wto/S=	1428.57141 (kgf/m ²)
//// 浮力を考慮した場合 ////		
翼面荷重	Wto/S=	793.02582 (kgf/m ²)
巡航燃費	bJ=	0.30000 (キロ/hr)
巡航推力比	ETO=	0.50000 (—)
巡航条件	10000.00000(ft),	0.01350 (マッハ)
(VEAS=	38.84137 (ノット), Vcr=	19.98000 (m/s))

表(b) 重量の内訳

自重比	Wempty/Wto=	0.50000 (—)
人+パイロード比	Wfixed/Wto=	0.04000 (—)
燃料重量比	Wfuel/Wto=	0.46000 (—)
自重(入力値)	Wempty=	5.00000 (トン)
着陸重量	WLD=	5.66038 (トン)
燃料重量	Wfuel=	4.60000 (トン)
(燃料量は計算値	5.89744 (キロリットル)*0.78)	

表(c) 飛行性能(計算結果)

航続距離	R3=	394.23889 (km)
人・km/燃料1リットル	=	0.26740 (人・km/L)
航続時間	E3=	5.48102 (hr)
離陸滑走路長	sT0=	10504.76270 (m)
// 滑走距離	s0=	6089.71777 (m)
// CLmaxT0=	0.92762 (—)	
離陸速度	VLO=	335.75735 (ノット)
着陸滑走路長	Ld=	6137.05615 (m)
// 滑走距離	LO=	2454.82251 (m)
// CLmaxLD=	1.18638 (—)	
接地速度	VTD=	233.46335 (ノット)
離陸推力	Tto=	2.50000 (トン)
巡航に必要な推力	=	2.99737 (トン)

表(d) 巡航時の空力特性

有害抗力係数	CD0=	0.02029 (—)
誘導抗力の係数	k=	0.16616 (—)
巡航時迎角	α =	1.25666 (deg)
揚力係数	CL=	0.06670 (—)
抗力係数	CD=	0.02103 (—)
揚抗比	CL/CD=	3.17153 (—)
--<以下はブレイク最適巡航条件(CL, V一定)>--		
最適巡航迎角	α =	4.65475 (deg) (参考)
最適揚力係数	CL=	0.24707 (—) (参考)
最適抗力係数	CD=	0.03044 (—) (参考)
最適揚抗比	CL/CD=	8.11781 (—) (参考)
最適巡航速度	Vcr=	10.38142 (m/s) (参考)

< 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= 0.69514E-02
等価対気速度 VKEAS= 0.20000E+02	機体重量 Weight= 0.10000E+02 (tf)
揚力係数 CL= 0.26465E+00	抗力係数 (ALL) CD= 0.31535E-01
揚抗比 CL/CD= 0.83923E+01	微係数推算用フラップ° δ f= 0.20000E+02 (deg)
脚 (GEAR)-UP スピートブレーキ クロス°	初期フラップ° 角 δ fpilot = 0.00000E+00 (deg)
迎角概算 $\alpha = (CL - CL_{df} * df_{pilot}) / CL$	$\alpha = 0.49961E+01 \sim 0.49961E+01$ (deg)
Ix = 2.0 * b ** 2 * Weight / 1000.0	= 0.32000E+03 (kgf·m·s ²)
Iy = 4.5 * LB ** 2 * Weight / 1000.0	= 0.32512E+04 (kgf·m·s ²)
Iz = 0.95 * (Ix + Iy)	= 0.33927E+04 (kgf·m·s ²)
Ixz = 0.1 * Ix	= 0.32000E+02 (kgf·m·s ²)

< 推算結果 >

< 参考 (大型旅客機, ハワ-77° ロ-チ) >

CL α = 0.52972E-01 (1/deg)	= 0.99800E-01 (1/deg)
CL δ_e = 0.42482E-02 (1/deg)	= 0.59000E-02 (1/deg)
CL δ_f = 0.87558E-02 (1/deg)	= 0.27200E-01 (1/deg)
Cm α = -0.39762E-02 (1/deg)	= -0.22000E-01 (1/deg)
縦安定中正点 : hn = (0.25 - Cm α / CL α) * 100	
= 0.32506E+02 (%MAC)	= 0.47044E+02 (%MAC)
Cm δ_e = -0.91701E-02 (1/deg)	= -0.23400E-01 (1/deg)
Cm δ_f = -0.15983E-02 (1/deg)	= 0.00000E+00 (1/deg)
Cmq = -0.88426E+01 (1/rad)	= -0.20800E+02 (1/rad)
◇ Cm α dot = -0.42086E+01 (1/rad)	= -0.32000E+01 (1/rad)
k = 0.15919E+00 (-)	= 0.52200E-01 (-)
CD0 (F/UP, G/UP) = 0.20385E-01	
ΔCD (FLAP) = 0.00000E+00	
ΔCD (GEAR) = 0.00000E+00	
ΔCD (s/b) = 0.00000E+00	
(CD0all = CD0 + ΔCD (FLAP) + ΔCD (GEAR) + ΔCD (s/b))	
CD0all = 0.20385E-01 (-)	= 0.37700E-01 (-)
CD δf = 0.64662E-03 (1/deg)	

Cy β = -0.13577E-01 (1/deg)	= -0.16800E-01 (1/deg)
Cy δ_r = 0.17426E-02 (1/deg)	= 0.30500E-02 (1/deg)
◇ Cl β = -0.22926E-02 (1/deg)	= -0.38600E-02 (1/deg)
Cl δ_a = -0.59320E-03 (1/deg)	= -0.80000E-03 (1/deg)
Cl δ_r = 0.13405E-03 (1/deg)	= 0.12000E-03 (1/deg)
Clp = -0.20631E+00 (1/rad)	= -0.45000E+00 (1/rad)
◇ Clr = 0.72091E-01 (1/rad)	= 0.10100E+00 (1/rad)
Cn β = 0.10644E-02 (1/deg)	= 0.26200E-02 (1/deg)
□ Cn δ_a = 0.28467E-05 (1/deg)	= -0.11000E-03 (1/deg)
Cn δ_r = -0.18193E-02 (1/deg)	= -0.19000E-02 (1/deg)
□ Cnp = 0.13342E+00 (1/rad)	= -0.12100E+00 (1/rad)
Cnr = -0.87800E+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なるので注意)

(□ : 大型旅客機のケースで文献より絶対値が小さくなるので注意)

このケースのインプットデータは次のようである。
(同様な問題では、例題ファイルをコピー利用して、数値を変更して解析を行っていくとミスを防ぐことができる)

(インプットデータ) #####
CDES. WAT8. 2-1. DAT (10tf)

< 飛行機 (M ≤ 0.85) 新規設計時に利用するデータ >

1 乗員と乗客数	Npassen = 0.4000E+01 (名)
2 ペイロード	Wpay = 0.0000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	Range = 0.39424E+00 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.1000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数	M = 0.1350E-01 (-)
6 巡航推力比(999は36Mftで1/4の比例値)	ETO = 0.5000E+00 (-)
7 巡航時推力1kgfあたりの燃料消費率	bJ = 0.3000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	sT0 = 0.10505E+05 (m)
9 着陸滑走路長	Ld = 0.61371E+04 (m)
10 接地速度	VTD = 0.23346E+03 (kt)
11 CLmaxT0 計算用のフラップ角	δf_{maxT0} = 0.2000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	δf_{maxLD} = 0.4000E+02 (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 CLmax 計算用高度	Hp = 0.1500E+01 (1000ft)
2 CLmax 計算用マッハ数(VKEASから計算)	M = 0.0000E+00 (-)
3 CLmax 計算用速度	VKEAS = 0.2000E+02 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	Wto = 0.1000E+02 (tf)
5 自重 (新設計で自動修正)	Wemp = 0.5000E+01 (tf)
6 燃料量 (1[リットル]=0.78[kgf]で計算)	Fuel = 0.58974E+01 (キロリットル)
7 離陸推力 (新設計で自動修正)	Tto = 0.2500E+01 (tf)
8 フラップ型式 (=9--> CLmax 読み込み) NFTYPE = 1 (-)	
(NFTYPE=0--> なし, NFTYPE=1--> best 2-slot)	
(NFTYPE=2--> 1-slot, NFTYPE=3--> plane)	

.....
 (A.2) 主翼, フラップおよびエルロン関係

主翼面積	S = 0.7000E+01 (m ²)
スパン(主翼)	b = 0.4000E+01 (m)
先細比(主翼)	λ = 0.3000E+00 (-)
前縁後退角(主翼)(999.0なら3個データ)	ΛLE = 0.4500E+02 (deg)
主翼上反角 (999.0なら3個データ)	Γ = 0.3000E+01 (deg)
胴体中心~expo主翼根距離(翼が下が正)	ZW = 0.2000E+00 (m)
主翼断面後縁角	ϕTE = 0.1800E+02 (deg)
主翼の前縁半径比	r0/C = 0.2000E-01 (-)
翼厚比(主翼)	t/c = 0.1100E+00 (-)
翼厚比(主翼)(t/c)のmax位置	xt = 0.3000E+02 (%MAC)
フラップのchord extention比	c1/c = 0.1300E+01 (-)
フラップ弦長比(せり出し後)	cf/c = 0.3000E+00 (-)
フラップのスパン方向開始位置	ηi = 0.3500E+00 (-)
フラップのスパン方向終了位置	ηo = 0.7000E+00 (-)
フラップ舵角	δf = 0.2000E+02 (deg)
エルロン弦長比	ca/c = 0.2500E+00 (-)
エルロンのスパン方向開始位置	ηiA = 0.7300E+00 (-)
エルロンのスパン方向終了位置	ηoA = 0.9500E+00 (-)
エルロン舵角(999はエンジン取付データ23個)	δa = 0.2000E+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'' = 0.2000E+01 (m ²)
スパン(水平尾翼)	b'' = 0.2500E+01 (m)
先細比(水平尾翼)	λ'' = 0.3000E+00 (-)
前縁後退角(水平尾翼)	$\Lambda LE''$ = 0.4000E+02 (deg)
水平尾翼上反角	Γ'' = 0.5000E+01 (deg)
胴体中心~水尾CBAR/4距離(翼が下が正)	ZH = -0.3000E+00 (m)
水平尾翼後端の胴体後端前方距離	PERLWH = 0.10388E+01 (胴体%)
後縁角(deg)(水平尾翼)	$\phi TE''$ = 0.1500E+02 (deg)
翼厚比(水平尾翼)	t/c'' = 0.9000E-01 (-)
エレベータ弦長比(全動はce/c''=1.0)	ce/c'' = 0.3500E+00 (-)
エレベータスパン方向開始位置	$\eta i''$ = 0.3000E+00 (-)
エレベータスパン方向終了位置	$\eta o''$ = 0.9000E+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) $Sv = 0.15000E+01$ (m²)
 スパン(垂直尾翼) $bv = 0.15000E+01$ (m)
 先細比(垂直尾翼) $\lambda v = 0.30000E+00$ (-)
 前縁後退角(垂直尾翼) $\Lambda LEv = 0.40000E+02$ (deg)
 垂直尾翼後端の胴体後端前方距離 PERLWV = 0.10166E+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 $\eta iV = 0.40000E+00$ (-)
 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 $LB = 0.85000E+01$ (m)
 機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ $Ln = 0.12000E+01$ (m)
 機首を除く前胴部(expo主翼根先端)長さ $Lf = 0.20000E+01$ (m)
 胴体直径(主翼部) $d = 0.10000E+01$ (m)
 胴体直径(水平尾翼部) $d'' = 0.51500E+00$ (m)
 胴体最大上下幅((999は胴体細部データ12個) $h = 0.10000E+01$ (m)
 胴体後部 base面の直径 $dbfus = 0.51500E+00$ (m)

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

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

Ix(kgf·m·s²) = 0.32000E+03
 Iy(kgf·m·s²) = 0.32512E+04
 Iz(kgf·m·s²) = 0.33927E+04
 Ixz(kgf·m·s²) = 0.32000E+02

Weight(kgf) = 0.10000E+05
 S(m²) = 0.70000E+01
 b(m) = 0.40000E+01 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると Da, Dr を直接力に)
 C. BAR(m) = 0.19191E+01 0.00000E+00 (←1.00000E+00 とすると De を直接力に)
 CG(%) = 0.25000E+02 0.42506E+02 (←主脚位置(近似)[%MAC])
 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 = -0.10000E+03 0.10000E+03
 Dr = -0.20000E+02 0.20000E+02
 Thrust = -0.10000E+07 0.10000E+07

....<Engin Gyro Moment>, <iT(deg)>.....

IR(kgf·m·s²) = 0.00000E+00 0.00000E+00 (←エンジン推力線角度)
 t(IR=0)(s) = 0.61000E+02
 WR(rad/s) = 0.00000E+00

....<ugust Input>.....

t1gust(s) = 5.000
 t2gust(s) = 10.000
 ugust12(kt) = 0.000
 t3gust(s) = 13.000
 t4gust(s) = 16.000
 ugust34(kt) = 0.000

```

....<vgust Input>.....
t1gust(s)      =      5.000
t2gust(s)      =     10.000
vgust12(kt)    =      0.000
t3gust(s)      =     11.000
t4gust(s)      =     16.000
vgust34(kt)    =      0.000
....<wgust Input>.....
t1gust(s)      =     10.500
t2gust(s)      =     12.500
wgust12(kt)    =      0.000
t3gust(s)      =     11.000
t4gust(s)      =     16.000
wgust34(kt)    =      0.000
....<Gairyoku>.....
t1yaw(s)       = 0.20000E+02
t2yaw(s)       = 0.25000E+02
Yaw(kgf*m)     = 0.00000E+00
.... (KONTC=2-->CHUTE=ON)
KONTC          = 2
.... (if KONTC=2 --> Input Spin Chute Data at h<HCHUTE)...
S0             = 0.17700E+03
CDO            = 0.10000E+01
HCHUTE(ft)     =-0.50000E+02
***** (Pilot Input & Aircraft Aero. Data)*****
Start Hp(ft= 0.1500E+04, 脚(UP=0, DN=1)→ NGEAR= 0
Start VKEAS= 0.2000E+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 0.0000E+00 (←2つ目が0以外は初期バンク角設定)
1. NDe-----> 6
  T , De          0.0000    0.0000
                  2.0000    0.0000
                  2.1000   -5.0000
                  6.0000   -5.0000
                  6.1000    0.0000
                  60.0000   0.0000
2. NDa-----> 2
  T , Da          0.0000    0.0000
                  60.0000   0.0000
3. NDf-----> 2
  T , Df          0.0000    0.0000
                  60.0000   0.0000
4. NDr-----> 2
  T , Dr          0.0000    0.0000
                  60.0000   0.0000
5. N(THRUS)-> 4
  T , D(THR)      0.0000    0.0000
                  2.0000    0.0000
                  4.0000    0.0000
                  200.0000   0.0000
[ NMACH ]--> 2
... MACH...      0.5000E+00 0.8000E+00
1. ClDr          0.1340E-03 0.1340E-03
2. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
3. CnDr         -0.1819E-02 -0.1819E-02
4. ---          0.0000E+00 0.0000E+00
5. CyDa          0.0000E+00 0.0000E+00
6. CyDr          0.1743E-02 0.1743E-02
7. Cyr           0.0000E+00 0.0000E+00
8. CmDe         -0.9170E-02 -0.9170E-02
9. CmDf         -0.1598E-02 -0.1598E-02

```

```

10. Cmq      -0.8843E+01 -0.8843E+01
11. CmADOT  -0.4209E+01 -0.4209E+01
12. k        0.1592E+00 0.1592E+00
13. CD|De|   0.0000E+00 0.0000E+00
14. CD|Df|   0.6466E-03 0.6466E-03
15. CLDe     0.4248E-02 0.4248E-02
16. CLDf     0.8756E-02 0.8756E-02
[ NALP ]---> 2
... ALP...   -0.1500E+02 0.2000E+02
1. ClB (0.50) -0.2293E-02 -0.2293E-02
   (0.80) -0.2293E-02 -0.2293E-02
2. ClDa(0.50) -0.5932E-03 -0.5932E-03
   (0.80) -0.5932E-03 -0.5932E-03
3. Clp (0.50) -0.2063E+00 -0.2063E+00
   (0.80) -0.2063E+00 -0.2063E+00
4. Clr (0.50) 0.7209E-01 0.7209E-01
   (0.80) 0.7209E-01 0.7209E-01
5. CnB (0.50) 0.1064E-02 0.1064E-02
   (0.80) 0.1064E-02 0.1064E-02
6. CnDa(0.50) 0.2847E-05 0.2847E-05
   (0.80) 0.2847E-05 0.2847E-05
7. Cnp (0.50) 0.1334E+00 0.1334E+00
   (0.80) 0.1334E+00 0.1334E+00
8. Cnr (0.50) -0.8780E+00 -0.8780E+00
   (0.80) -0.8780E+00 -0.8780E+00
9. CyB (0.50) -0.1358E-01 -0.1358E-01
   (0.80) -0.1358E-01 -0.1358E-01
10. CL (0.50) -0.7946E+00 0.1059E+01
   (0.80) -0.7946E+00 0.1059E+01
11. Cm (0.50) 0.8748E-01 -0.5169E-01
   (0.80) 0.8748E-01 -0.5169E-01
[ NHP ]----> 2
... HP...    0.0000E+00 0.2000E+05
  CDO (0.50) 0.2039E-01 0.2039E-01
   (0.80) 0.2039E-01 0.2039E-01

```

```

NXP(積分数), IRIG(=1:リグ), TDEBUG 時間 25 0 0.0 0
  <Flight Control System Data> Hi *---GAIN---NCAL*N01*N02*N03*NGO*LNO
  1 //(注1)制御文は6~37カラムに記述
  2 //(注2)X1~X11, X15~X16は使用済
  3 //(注3)Z1~Z28は設定済
  4 // (Z1~Z4 は数学モデル舵角)
  5 // (Z5 はスラスト)
  6 // (Z6~Z11 は直接力, モーメント)
  7 // (Z12 は応答モデル)
  8 // (Z13~Z16 はアクチュエータコマンド)
  9 // (Z21~Z28 はセンサーデータ)
 10 //(注4)U1~U13は設定済
 11 //(注5)制御則は900行まで
 12 //#####<<縦系制御則>>#####
 13 //(次のZ21~Z24は変更不要)
 14 Z21={u(m/s)}; H 0 201 21 0 0 0 0
 15 Z22={ALP(deg)}; H 0 205 22 0 0 0 0
 16 Z23={q(deg/s)}; H 0 203 23 0 0 0 0
 17 Z24={THE(deg)}; H 0 204 24 0 0 0 0
 18 //*****
 19 //...<<De系,ここから記述>>...
 20 Z29=U1*G; (THEC) H 0 0.1000E+01 52 29 1 0 0 0
 21 Z29={G1<=, <=G2}; H 0 -0.2000E+02 85 29 0 0 0 0
 22 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0
 23 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン)(De)

```

```

24 Z13={RGAIN(De)} Z29;          H 0          301 13 29 0 0 0
25 //(Z13 が De コマンドに接続される)
26 //
27 //(7クチュエータ, 2次遅れ)
28 Z1={G2^2/[G1G2]G3} Z13X19X20; H 0 0.7000E+00 124 1 13 19 0 0
29 H 0 0.5000E+02 124 0 0 20 0 0
30 H 0 0.1000E+04 124 0 0 0 0 0
31 Z1={G1<=, <=G2}; (De)       H 0 -0.2000E+02 85 1 0 0 0 0
32 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
33 //(Z1 が舵角 De に接続される)
34 //
35 //*****
36 //... <<Df 系, ここから記述>>...
37 Z3=U3*G; (Df)                H 0 0.1000E+01 52 3 3 0 0 0
38 //(Z3 が舵角 Df に接続される)
39 //
40 //*****
41 //<<Thrust 系, ここから記述>>...
42 Z5=U5*G; (DThrust)           H 0 0.1000E+01 52 5 5 0 0 0
43 //(Z5 が推力 Dthrust に接続される)
44 //
45 //(縦系の応答出力を設定)
46 //R1=RoutDe (y1)
47 //R3=RoutDf (y2)
48 //R5=RoutDT (y3)
49 R6=Z21; (y4:u)               H 0          101 6 21 0 0 0
50 R7=Z22; (y5:ALP)             H 0          101 7 22 0 0 0
51 R8=Z23; (y6:q)               H 0          101 8 23 0 0 0
52 R9=Z24; (y7:THE)             H 0          101 9 24 0 0 0
53 R10=Z12; (y8:qModel)         H 0          101 10 12 0 0 0
54 //(この後に必要な応答を追加)
55 //(以上, 全縦系制御則完了)
56 //(縦系の最後に次の END 文が必要)
57 {Pitch Data END};           H 0          899 888 0 0 0 0
----- (縦系ゲイン最適化 - 探索範囲) -----
探索ゲイン数= 0
重み係数= 0.0000E+00 影響範囲(rad/s)= 0.0000E+00
****(ゲイン最適化 - 重み関数 W(s))****
極の数= 0
零点数= 0
ゲイン= 0.0000E+00 -----
58 //
59 //
60 //#####<<横方向系制御則>>#####
61 //(次の Z25~Z28 は変更不要)
62 Z25={BETA(deg)};             H 0          225 25 0 0 0 0
63 Z26={p(deg/s)};             H 0          222 26 0 0 0 0
64 Z27={r(deg/s)};             H 0          223 27 0 0 0 0
65 Z28={PHI(deg)};             H 0          224 28 0 0 0 0
66 //*****
67 //... <<Da 系, ここから記述>>...
68 Z70=U2*G;                    H 0 -0.1000E+01 52 70 2 0 0 0
69 //
70 Z72=Z70*G;                   H 0 -0.1000E+01 53 72 70 0 0 0
71 Z72={G1<=, <=G2};           H 0 -0.2000E+02 85 72 0 0 0 0
72 H 0 0.2000E+02 85 0 0 0 0 0
73 //(開ループ, 根軌跡用ゲイン) (Da)
74 Z14={RGAIN(Da)} Z72;        H 0          302 14 72 0 0 0
75 //
76 //(Z14 が Da コマンドに接続される)
77 //

```

```

78 //(7クチエ-タ, 2次遅れ)
79 Z2={G2^2/[G1G2]G3}Z14X21X22;      H 0  0.7000E+00 124  2 14 21  0  0
80                                     H 0  0.5000E+02 124  0  0 22  0  0
81                                     H 0  0.1000E+04 124  0  0  0  0  0
82 Z2={G1<=, <=G2}; (Da)                H 0 -0.2000E+02  85  2  0  0  0  0
83                                     H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
84 //(Z2が舵角Daに接続される)
85 //
86 //*****
87 //...<<Dr系,ここから記述>>...
88 Z90=U4*G;                             H 0 -0.1000E+01  52 90  4  0  0  0
89 Z93=Z90*G;                             H 0 -0.1000E+01  53 93 90  0  0  0
90 Z93={G1<=, <=G2};                     H 0 -0.2000E+02  85 93  0  0  0  0
91                                     H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
92 //(開ル-フ°,根軌跡用ゲ-イン)(Dr)
93 Z16={RGAIN(Dr)}Z93;                    H 0                                     304 16 93  0  0  0
94 //
95 //(Z16がDrコマントに接続される)
96 //
97 //(7クチエ-タ, 2次遅れ)
98 Z4={G2^2/[G1G2]G3}Z16X24X25;          H 0  0.7000E+00 124  4 16 24  0  0
99                                     H 0  0.5000E+02 124  0  0 25  0  0
100                                    H 0  0.1000E+04 124  0  0  0  0  0
101 Z4={G1<=, <=G2}; (Dr)                H 0 -0.2000E+02  85  4  0  0  0  0
102                                    H 0  0.2000E+02  85  0  0  0  0  0
103 //(Z4が舵角Drに接続される)
104 //(横方向系の応答出力を設定)
105 //R2=RoutDa (y1)
106 //R4=RoutDr (y2)
107 R21=Z25; (y3:BETA)                    H 0                                     101 21 25  0  0  0
108 R22=Z26; (y4:p)                       H 0                                     101 22 26  0  0  0
109 R23=Z27; (y5:r)                       H 0                                     101 23 27  0  0  0
110 R24=Z28; (y6:PHI)                     H 0                                     101 24 28  0  0  0
111 //(この後に必要な応答を追加)
112 //(以上,横方向系制御則完了)
113 //(最後に次のEND文が必要)
114 {Control Data END};                    H 0                                     999 888  0  0  0  0
----- (横・方向系ゲイン最適化-探索範囲) -----
探索ゲイン数= 0
重み係数= 0.0000E+00 影響範囲(rad/s)= 0.0000E+00
****(ゲイン最適化-重み関数 W(s))****
極の数= 0
零点数= 0
ゲイン= 0.0000E+00 -----
----- (DATA END) -----

```

(参考図書)

- 1) 片柳亮二：機械システム制御の実際－航空機，ロボット，工作機械，自動車，船および水中ビークル，産業図書，2013.
- 2) 片柳亮二：初学者のためのKMAP入門，産業図書，2012.
- 3) 片柳亮二：航空機の飛行力学と制御，森北出版，2007.
- 4) <http://r-katayanagi.air-nifty.com/>