

ISSN 0452-2982  
UDC 629.7.018.7  
629.7.016

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1288

V- $\gamma$ 線図による実験用航空機Do228の飛行性評価

穂積弘毅・坂井紀穂

1996年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. はじめに	1
2. 記号と略語	2
3. 飛行試験による $V-\gamma$ 線図の取得	2
3. 1 飛行試験方法	2
3. 2 飛行試験ケース	4
3. 3 取得された $V-\gamma$ 線図	4
4. $V-\gamma$ 線図からの飛行性評価パラメータの算出	7
4. 1 ピッチ安定化方程式	7
4. 2 飛行性評価パラメータの算出	8
4. 3 パラメータの誤差の影響	18
5. おわりに	19
参考文献	19

# V- $\gamma$ 線図による実験用航空機Do228の飛行性評価\*

穂積 弘毅\*<sup>1</sup>      坂井 紀穂\*<sup>1</sup>

## Evaluation of the flying qualities of the Flight Research Airplane Do 228 using a V- $\gamma$ Diagram\*

Koki HOZUMI\*<sup>1</sup>, Toshiho SAKAI\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

In this study, the flying qualities of the Flight Research Airplane Do228 were evaluated.

By performing some flight tests using a Do228, the V-Gamma diagrams with some configurations were drawn out. The flight performance was obtained, and some longitudinal aerodynamic derivatives such as  $X_u$ ,  $X_w$ ,  $Z_u$  and  $Z_w$  were estimated from the performance. The parameter errors were examined by comparing the above parameters with those based on the wind-tunnel tests.

According to the results, the accuracy of the parameters estimated from V-Gamma diagrams was sufficient to discuss the longitudinal dynamics.

**Keywords:** Do 228, Flight Research Airplane, Flight Test, V-gamma diagram, Flying qualities

### 概 要

航空宇宙技術研究所の実験用航空機であるドルニエ社製Do228型機の飛行試験データからV- $\gamma$ 線図を作成し、同図を用いて飛行性能値のみでなく縦の運動を支配する主要なパラメータ（縦の微係数）を推定した。また、同機の風洞試験データをもとにした数学モデルより算出したパラメータと飛行試験から得られたV- $\gamma$ 線図により算出されたパラメータとを比較し、数学モデルの検証を行った。さらに、縦の微係数に含まれる誤差の影響を論じた。

### 1. はじめに

航空機の対称面内飛行、いわゆる縦の飛行における性能を評価する最も重要な図はV- $\gamma$ 線図である。これは飛行包囲線図(Flight Envelope)とも呼ばれ、航空機の飛行範囲即ち、その飛行形態における最大/最少速度および最大上昇/最大降下率を示すとともに、性能および運用制限内においてどのような姿勢角/迎え角で飛行するかを読み取ることができる。一方、V- $\gamma$ 線図は性能図にとどまらず、対称面内の飛行特性を支配する主要なパラメータを算出することもできる。

本稿では航空宇宙技術研究所の実験用航空機であるド

ルニエ社製 Do228 型機<sup>1), 2)</sup>の飛行試験データからV- $\gamma$ 線図を作成し、同図を用いて航空機の縦の運動を支配する主要なパラメータを求めた。一般に安定微係数を得るには航空機を運動させた飛行時歴から同定するのが通常であるが、本稿の手法では単純な釣合飛行を繰り返すことによって得られるV- $\gamma$ 線図から、性能値のみでなく飛行性パラメータをも取得できる点に利点がある。

また本稿では、対象機の風洞試験データ<sup>3)</sup>をもとにした数学モデルより算出したパラメータと飛行試験結果とを比較するとともに、それらに含まれる誤差の影響を論ずる。これらの過程を通じて数学モデルの精度の検討を行った。

\* 平成7年10月27日 受付 (received 27 October 1995)

\*<sup>1</sup> 飛行実験部 (Flight Research Division)

## 2. 記号と略語

## 記号

$A_X$	: 機体軸 X 方向の加速度 (前方-正)
$A_Z$	: 機体軸 Z 方向の加速度 (下方-正)
$b$	: 主翼翼幅 (m)
$C_D$	: 抗力係数
$C_L$	: 揚力係数
$D$	: 抗力 (N)
$d$	: 釣合経路からの垂直偏位 (m)
$e$	: 飛行機効率
$g$	: 重力加速度 (=9.80m/s <sup>2</sup> )
$h_p$	: 気圧高度 (m)
$L$	: 揚力 (N)
$L'$	: 温度勾配 (K/m)
$m$	: 機体質量 (kg)
$P$	: 圧力 (N/m <sup>2</sup> )
$P_0$	: 標準大気海面上の圧力 (N/m <sup>2</sup> )
$q$	: 動圧 (N/m <sup>2</sup> )
$R$	: ガス定数 (Nm/kgK)
$R/C$	: 昇降率 (m/s)
$S$	: 主翼翼面積 (m <sup>2</sup> )
$T$	: 外気温度 (K) または推力 (N)
$T_0$	: 標準大気海面上の外気温度 (K)
$t_q$	: エンジン・トルク (%)
$u$	: X 方向の速度, 定常値からの微小変動分(m/s)
$V$	: 対気速度 (m/s)
$V_{CAS}$	: 校正対気速度 (m/s)
$V_{EAS}$	: 等価対気速度 (m/s)
$V_{IAS}$	: 指示対気速度 (m/s)
$V_{TAS}$	: 真対気速度 (m/s)
$W$	: 機体重量 (N)
$w$	: Z 方向の速度, 定常値からの微小変動分(m/s)
$\alpha$	: 迎え角 (deg)
$\gamma$	: 経路角 (deg)
$\Delta V_{PE}$	: 位置誤差の補正量 (m/s)
$\delta_e$	: 昇降舵角 (deg, 後縁下げ-正)
$\delta_T$	: パワー・レバー位置 (%)
$\delta_h$	: 水平安定板角度 (deg, 後縁下げ-正)
$\theta$	: ピッチ姿勢角 (deg)
$\rho$	: 空気密度 (kg/m <sup>3</sup> )
$\rho_0$	: 標準大気海面上の空気大気密度 (kg/m <sup>3</sup> )
$\rho_s$	: 標準大気の空気密度 (kg/m <sup>3</sup> )

## 無次元微係数の定義

$$C_{L_u} = \frac{\partial C_L}{\partial (u/2V)} \quad C_{D_u} = \frac{\partial C_D}{\partial (u/2V)}$$

$$C_{L_\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \quad C_{D_\alpha} = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha}$$

## 有次元微係数の定義

$$X_u = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} \quad Z_u = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial u}$$

$$X_w = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial w} \quad Z_w = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial w}$$

$$X_\alpha = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \alpha} \quad Z_\alpha = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \alpha}$$

$$X_{\delta_T} = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \quad Z_{\delta_T} = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_T}$$

## 添字

act : 実際に計測された値

ss : 定常状態の値

std : 標準状態の値

## 略語

AEO : All Engine Operative

ENG : Engine

FI : Flight Idle

FMS : Flight Management System

ISA : International Standard Atmosphere

KCAS : Calibrated Airspeed expressed in knots

KIAS : Indicated Airspeed expressed in knots

OAT : Outside air Temperature

R/C : Rate of climb

SAT : Static Air Temperature

## 3. 飛行試験による V-γ 線図の取得

## 3.1 飛行試験方法

飛行試験は、航空宇宙技術研究所の実験用航空機ドルニエ Do228 型機 (写真, 図1) を用い、気流状態の静穏な空域を選び、(気圧規正值を1013hPa (29.92inHg) に定めた気圧高度計を用いて) 気圧高度 3,048m (10,000 ft) を中心とする ±122m (400ft) の気圧高度差を計測飛行範囲と定め、この計測飛行範囲を定常上昇あるいは定常降下で繰り返し通過する「Sawtooth Climb 法」<sup>4)</sup> によりデータの取得を行った。なお、V-γ 線図の作成にはこの気圧高度差で得られた諸状態量の平均値が用いられる。したがって、ばらつきの少ない平均値を得るためには、この気圧高度差を適切に設定しなければならない。すなわち、この気圧高度差が大きすぎると外乱などにより定常状態を保つことが困難となり平均値のばらつきを

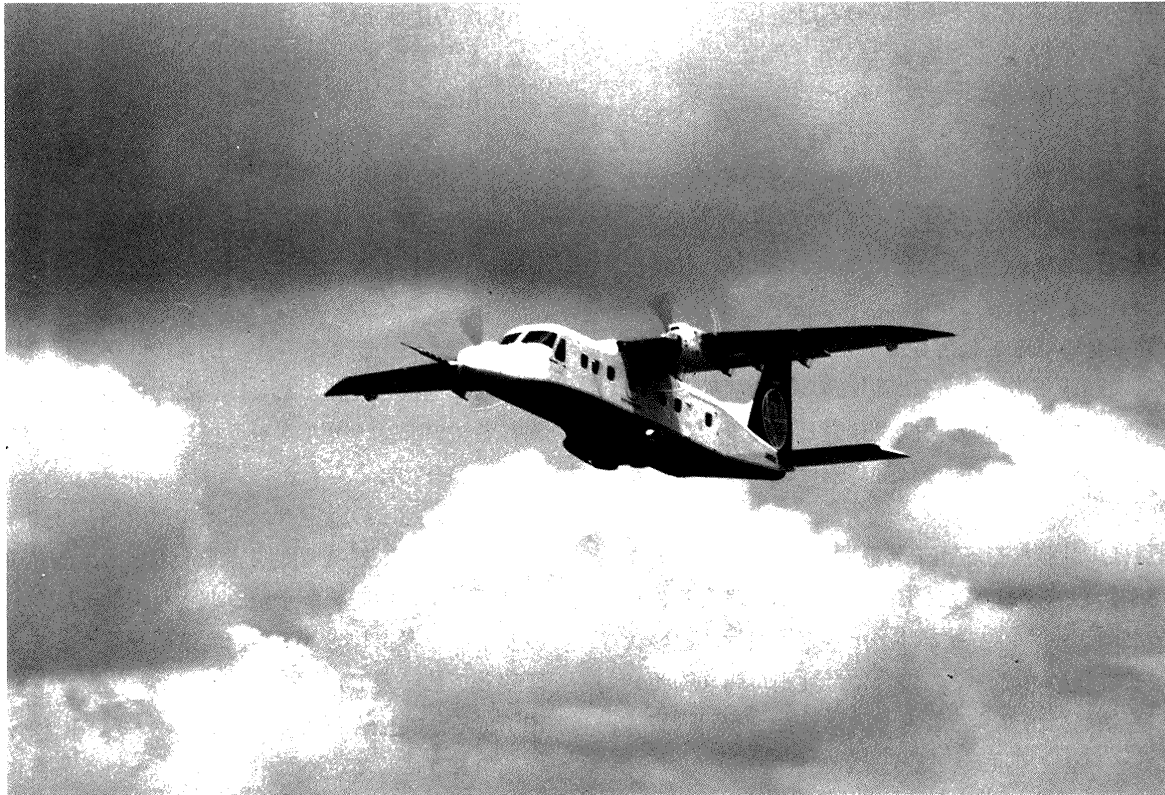
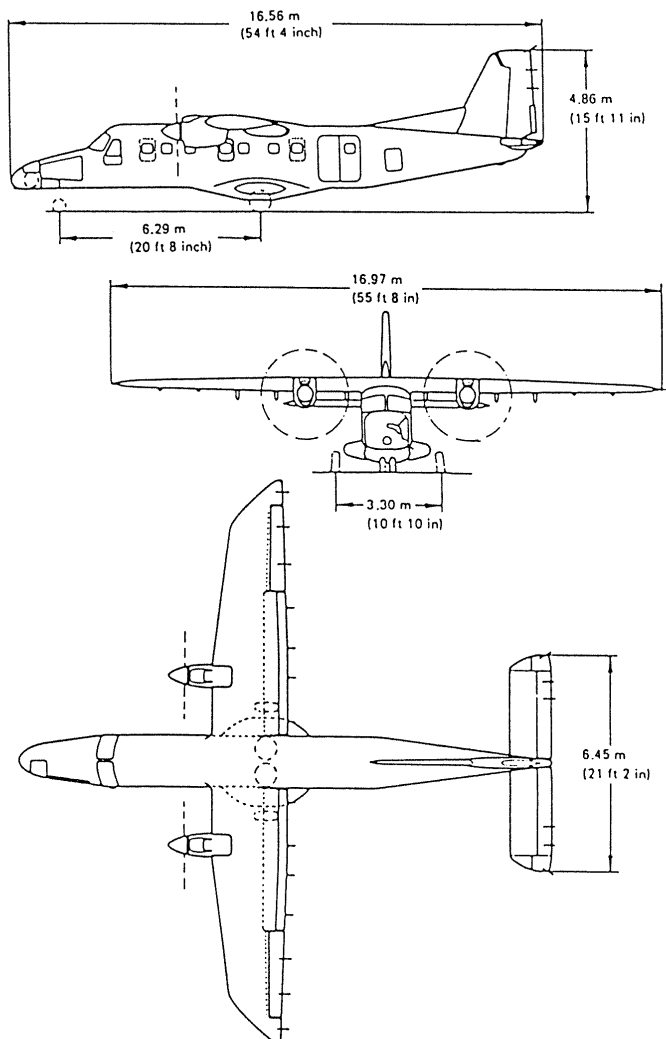


写真 Do228 型機



主要諸元		推進装置	
全長 (m)	16.56	エンジン	Garrett TPE 331-5
全幅 (m)	16.97	軸馬力 (kw)	533 (715shp) × 2
全高 (m)	4.86	プロペラ	Hartzell 油圧定速 4 枚羽根
最大離陸質量 (kg)	5,699	直径 (m)	2.37

空力諸元	主翼	水平尾翼	垂直尾翼
翼幅 (m)	16.97	6.45	2.70
面積 (m <sup>2</sup> )	32.00	8.33	6.00
翼断面形状	DO A5	NACA0014mod.	NACA0012mod.
アスペクト比	9.0	5.0	1.5
テーパー比	0.7	1.0	0.46
後退角 (deg)	内舷 : 0, 外舷 : 8	0	27

操縦断面	面積 (m <sup>2</sup> )
補助翼	2.71
フラップ	5.87
昇降舵	2.78
方向舵	1.50

図1 Do228 三面図

招く、また小さすぎるとデータ量の不足からやはり平均値のばらつきを招くからである。

試験手順は以下の通りである。

- 1) パイロットは、次項に述べる各試験ケース毎に、指定された飛行形態（フラップ角、脚の上げ下げ）および飛行状態（指示対気速度、エンジン・トルク）で、定常上昇あるいは定常降下をするように正確に機体を釣り合わせる。
- 2) その釣り合い状態を維持しながら計測飛行範囲を通過する。その際、外乱などにより釣り合い状態が乱されたと判断された場合には再度やり直しを行う。飛行形態およびエンジン・トルクは計測飛行範囲通過まで変更しない。
- 3) 計測員は、計測飛行範囲を通過する直前からデータの取得を始め、通過直後にデータの取得を終える。ただし、試験ケースによっては、水平定常飛行に近い状態になる場合がある。その場合には計測時間（約30～60秒）を適当に調整することで対応した。

### 3. 2 飛行試験ケース

飛行試験において変更したパラメータは以下の4種類である。

- a. フラップ角

- b. 脚の上げ下げ
- c. エンジン・トルク
- d. 指示対気速度

フラップ角は本機の標準設定角である0, 5, 20および30度とし、脚の上げ/下げは各フラップ角に対して標準的に定められた形態とした。フラップ角と脚の上げ下げとの組み合わせで4つの飛行形態を設定した。

エンジン軸出力の尺度であるエンジン・トルクの設定は、フライト・アイドルから80%の間を飛行形態によって適当に選択した。ただし、ひとつの飛行形態に対して異なるエンジン・トルクを3種類以上含むように設定し、その間隔を20%とした。

指示対気速度の設定は、本機の運用ハンドブック<sup>5)</sup>に定められている対気速度限界を上限とし、同じく運用ハンドブックの性能図から読み取った失速速度から、飛行の安全性を考慮して若干の速度余裕を確保して下限側の速度とした（表1）。また、指示対気速度の設定間隔は10.3m/s(20KIAS)とした。

このようにして定めた飛行試験ケースを一覧にして表2に示す

### 3. 3 取得されたV-γ線図

V-γ線図取得のために使用された飛行試験データは、

表1 対気速度限界

速 度	CAS m/s, (kt)	IAS m/s, (kt)
最大設計速度 ( $V_A$ )	72 (140)	72 (140)
フラップ下げ速度/ フラップ操作速度 ( $V_{FE}/V_{FO}$ )		
フラップ角 5°	77 (149)	77 (150)
フラップ角 20°及び30°	66 (128)	67 (130)
最大脚下げ速度/ 着陸装置操作速度 ( $V_{LE}/V_{LO}$ )	82 (160)	82 (160)
臨界発動機不作動の時の 最少操縦速度 ( $V_{MC}$ )		
フラップ角 0°	40 (77)	42 (81)
フラップ角 5°	40 (78)	42 (81)
フラップ角 20°	39 (75)	39 (76)
フラップ角 30°	38 (74)	38 (74)
失速々度* (F1, @ 5,699kg)		
フラップ角 0°	—	41 (80)
フラップ角 5°	—	39 (75)
フラップ角 20°	—	34 (66)
フラップ角 30°	—	32 (63)
最大運用限界速度 ( $V_{MO}$ ) 海面上～4,572m (15,000ft)	102 (199)	103 (200)
タイヤ限界速度	72 (140)	72 (140)

\*運用ハンドブック<sup>5)</sup>からの読み取り値

表2 飛行試験ケース表

設定飛行形態		設定経路角 または 設定トルク	設定指示対気速度 (KIAS)					
Flaps (deg)	Gear		80	100	120	140	160	180
0	上げ	$\gamma$ (deg) = 0	○	○	○	○	○	○
		$tq$ (%) = 20	○	○	○	○	○	○
		= 40	○	○	○	○	○	○
		= 60	○	○	○	○	○	○
		= 80	○	○	○	○	○	○
5	上げ	$\gamma$ (deg) = 0	○	○	○	○		
		$tq$ (%) = F1	○	○	○	○		
		= 20	○	○	○	○		
		= 40	○	○	○	○		
20	下げ	$\gamma$ (deg) = 0	○	○	○			
		$tq$ (%) = F1	○	○	○			
		= 20	○	○	○			
30	下げ	$\gamma$ (deg) = 0	○	○	○			
		$tq$ (%) = F1	○	○	○			
		= 20	○	○	○			

指示対気速度、気圧高度、ピッチ姿勢角、迎え角、エンジン・トルク、フラップ角、水平安定板角および昇降舵角である。経路角の算出は、気圧高度の時間に対する変化率から最小自乗近似値により昇降率を求め、これを真対気速度で除して求めた。試験時の機体重量を推定するために、飛行管理装置 (FMS)<sup>6)</sup> の機能のひとつである燃料管理機能から燃料消費量を読み取りそれを試験ケース毎に手書きで記録した。なお、取得された試験データは、それぞれ以下のように補正<sup>4, 7)</sup> を施して用いた。

対気速度の位置誤差補正

較正対気速度  $V_{CAS}$  は指示対気速度  $V_{IAS}$  に位置誤差の補正  $\Delta V_{PE}$  を加えたものであり下式で与えられる。

$$V_{CAS} = V_{IAS} + \Delta V_{PE} \quad (3-1)$$

運用ハンドブック<sup>5)</sup> に示されている  $\Delta V_{PE}$  の補正曲線を図2に示す。

等価対気速度  $V_{EAS}$  は  $V_{CAS}$  に対して空気の圧縮性の影響を補正したものであるが、Do228のように最大運用限界速度 ( $V_{MO}$ ) が指示対気速度で103m/s (200KIAS) 程度の低亜音速機では圧縮性の影響を無視することができるから

$$V_{EAS} = V_{CAS} \quad (3-2)$$

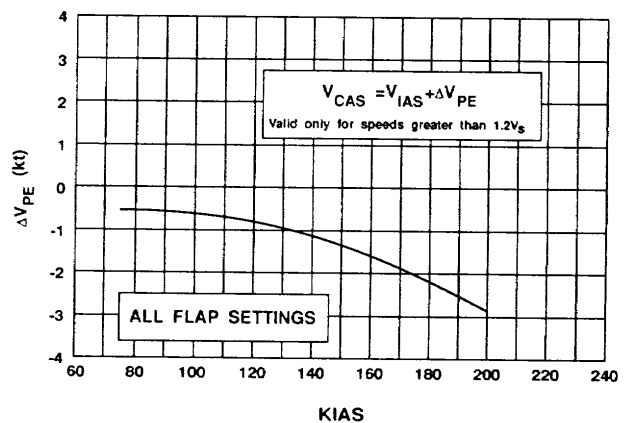


図2 位置誤差補正曲線<sup>5)</sup>

とした。

真対気速度

真対気速度  $V_{TAS}$  は  $V_{EAS}$  に大気密度比 ( $\rho/\rho_0$ ) の補正を加えたものであり下式で与えられる。

$$V_{TAS} = V_{EAS} / \sqrt{\rho/\rho_0} \quad (3-3)$$

ここで、試験高度における空気密度  $\rho$  は、標準大気を仮定して下式で与えられる。

$$\rho = P / (RT) \quad (3-4)$$

$$P = P_0 (T/T_0)^{-g/RL'} \quad (3-5)$$

ただし、

外気温度:  $T = 273.15 + \text{SAT}$  (K)

温度勾配:  $L' = -0.0065$  (K/m)

ガス定数:  $R = 287.05$  (Nm/kgK)

圧力 (標準大気海面上):  $P_0 = 1.01325 \times 10^5$  (N/m<sup>2</sup>)

温度 (標準大気海面上):  $T_0 = 288.15$  (K)

である。

#### 昇降率の温度補正

飛行機の高度計は、標準大気の圧力と高度の関係を用い、圧力の代わりに高度を目盛りとして用いたいいわゆる気圧高度計である。したがって、大気の状態が標準大気と等しい時にのみ正しい高度を示す。いま、飛行試験高度を気圧高度で測定すると、その高度での大気温度は標準大気の温度よりも高いときもあれば低いときもある。気温の高いときに気圧高度計を用いて、例えば300mの高度差を上昇しようとする、飛行機は実際には300m以上の高度差を上昇しなければならない。このため補正を施さなければならない。

実際の高度差  $\Delta h$  と圧力差  $\Delta P$  の関係は

$$\Delta P = -\rho g \Delta h \quad (3-6)$$

である。しかし、前述のように気圧高度計の示す高度差  $\Delta h_p$  は標準大気中でのみ実際の高度を示す。空気密度が標準大気状態の値  $\rho_s$  であるとする

$$\Delta P = -\rho_s g \Delta h_p \quad (3-7)$$

である。(3-6) 式および (3-7) 式より  $\Delta P$  を消去すれば次式の関係が得られる。

$$\Delta h = \Delta h_p \frac{\rho_s}{\rho} = \Delta h_p \frac{T}{T_s} \quad (3-8)$$

したがって、補正された昇降率  $(R/C)_1$  は

$$(R/C)_1 = \frac{\Delta h_p}{t} \frac{T}{T_s} = R/C \frac{T}{T_s} \quad (3-9)$$

となる。ここで、 $t$  は高度差  $\Delta h_p$  を昇降するのに要した時間である。

#### 昇降率の重量補正

定常上昇 (または定常降下) 飛行中のパワーの釣り合いを考えると昇降率  $(R/C)$  は

$$R/C = \frac{(T-D)V}{W} = \frac{TV}{W} - \frac{DV}{W} \quad (3-10)$$

である。上式を機体重量  $W (=mg)$  について微分すれば

$$\frac{d(R/C)}{dW} = -\frac{TV}{W^2} + \frac{DV}{W^2} - \frac{V}{W} \left( \frac{dD}{dW} \right) \quad (3-11)$$

となる。ここで、右辺第三項は誘導抵抗の寄与分であり

$$\frac{dD}{dW} = \frac{4W}{\pi \rho e b^2 V^2} \quad (3-12)$$

である。これを (3-11) 式に代入して整理すれば

$$\begin{aligned} \frac{d(R/C)}{dW} &= -\frac{1}{W} \left( \frac{TV-DV}{W} \right) - \frac{4}{\pi \rho e b^2 V} \\ &= -\frac{1}{W} (R/C) - \frac{4}{\pi \rho e b^2 V} \end{aligned} \quad (3-13)$$

となる。上式の両辺に  $dW$  を掛け、さらに  $dW$  の代わりに標準重量  $W_s$  (最大離陸重量 = 55,888N) と試験重量  $W_t$  との差である  $\Delta W = (W_s - W_t)$  を用いると、重量差  $\Delta W$  による昇降率の補正量  $\Delta(R/C)_2$  は、前項において温度補正を施した昇降率  $(R/C)_1$  を用いて

$$\Delta(R/C)_2 = -\Delta W \left( \frac{(R/C)_1}{W} + \frac{4}{\pi \rho e b^2 V} \right) \quad (3-14)$$

となる。

温度および重量の補正を施した昇降率  $(R/C)_{std}$  は (3-9) および (3-14) 式から次式で与えられる。

$$(R/C)_{std} = (R/C)_1 + \Delta(R/C)_2 \quad (3-15)$$

また、径路角  $\gamma$  は以下ようになる。

$$\gamma = \sin^{-1} \frac{(R/C)_{std}}{V} \quad (3-16)$$

飛行試験で得られた代表的な飛行時歴を図3および図4に示す。これらの図に見られるように、試験当日の擾乱は軽微で定常状態も良く保たれており、 $V-\gamma$  線図作成に十分な試験データであると判断される。また、以下に述べることから定常状態が良く保たれていたと判断される。

定常状態実現の程度は、加速度計で計測された実揚力係数、実抗力係数と、定常状態が完全に実現したと仮定した時の定常揚力係数、定常抗力係数との一致の程度で判断することができる<sup>8, 9)</sup>。

実揚力係数および実抗力係数は次式で与えられる。

$$C_{L_{act}} = -\frac{W}{qS} (A_z \cos \alpha - A_x \sin \alpha) \quad (3-17)$$

$$C_{D_{act}} = -\frac{W}{qS} (A_x \cos \alpha - A_z \sin \alpha) \quad (3-18)$$

また、定常揚力係数および定常抗力係数は次式で与えられる。



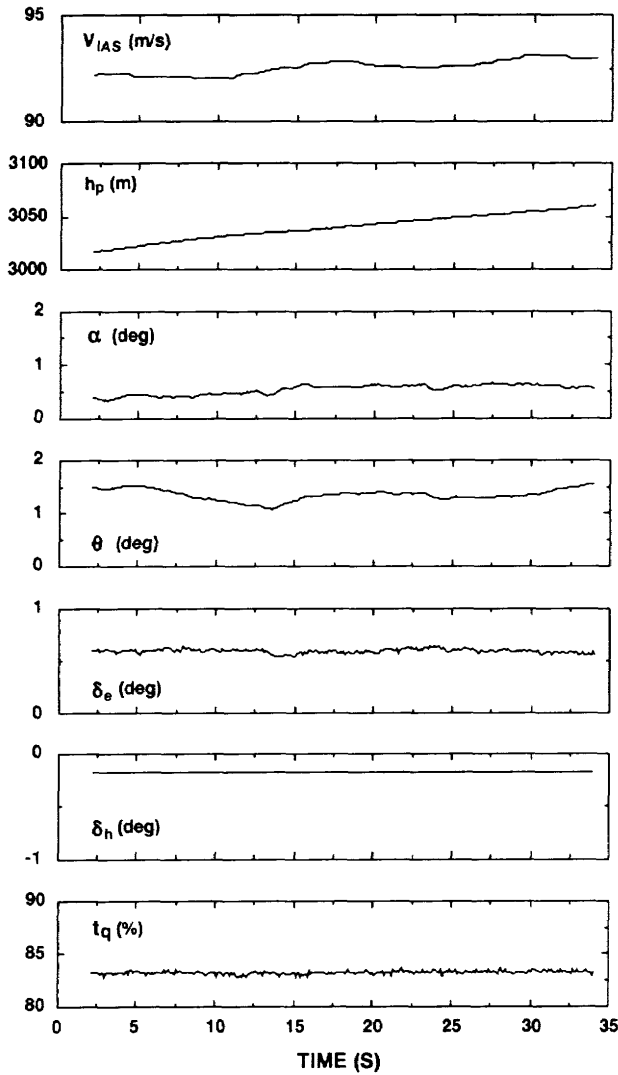


図3 定常上昇飛行時の時歴  
(フラップ0度/脚上げ)

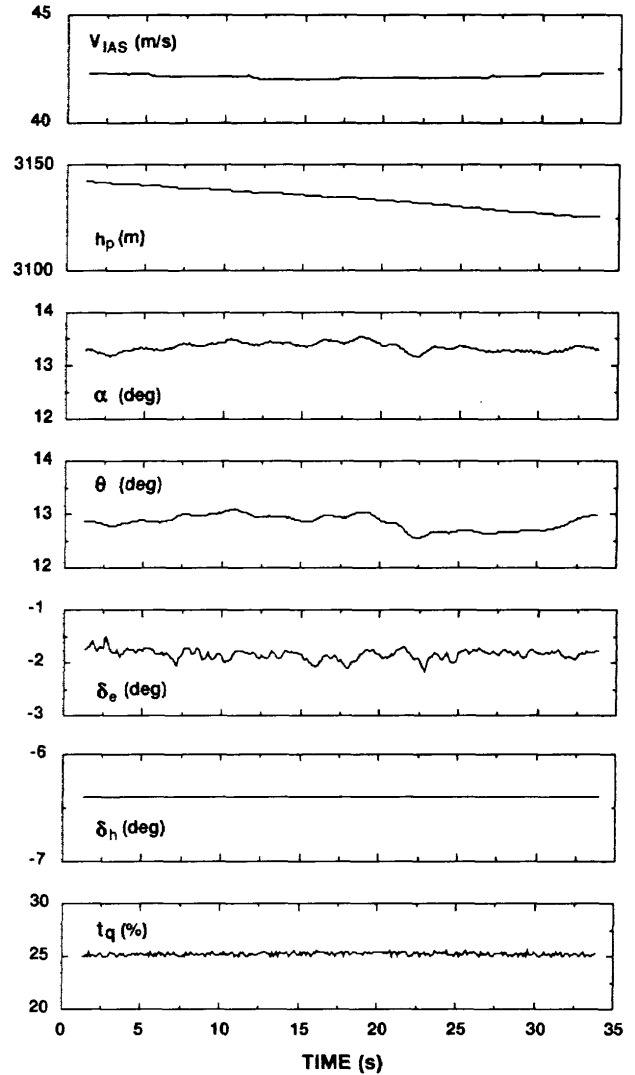


図4 定常降下飛行時の時歴  
(フラップ0度/脚上げ)

$$C_{L_{ss}} = \frac{W}{qS} \cos \gamma \quad (3-19)$$

$$C_{D_{ss}} = \frac{W}{qS} \sin \gamma \quad (3-20)$$

図5は、すべての飛行試験ケースにおける定常揚力係数と実揚力抗係数および定常抗力係数と実抗力係数との一致の程度を示したものである。いずれも良く一致しており、飛行試験において定常状態が良好に実現されていることがわかる。

V-γ線図の作成に当たっては、得られた諸状態量を計測飛行範囲で平均して用い、前述のような各種の補正を施して、各飛行形態（フラップ角および脚の上げ下げ）に対し図6～9が得られた。さらに、航空宇宙技術研究所の実験用航空機ドルニエ Do228 型機については、風洞試験によって得られたデータを主体として作成された

数学モデルが用意されている。それを用いて計算したV-γ線図を同じく各飛行形態について図10～13に示した。

#### 4 V-γ線図からの飛行性評価パラメータの算出

##### 4.1 ピッチ安定化方程式

航空機が釣合飛行を行っている場合には、機体に働くピッチング・モーメントが零になっている。これはパイロットの操縦もしくは姿勢保持モードなどの自動操縦装置によって実現される。したがって、釣合飛行という最も重要な飛行に関する飛行性を論ずる場合は、ピッチング・モーメントを恒等的に零とみなし前後および上下の並進運動を記述する方程式、すなわちピッチ安定化方程式 (pitch stabilized equation) で論ずることができる。ピッチング・モーメントに関する項を省略したピッチ安定化方程式は次式で表される。

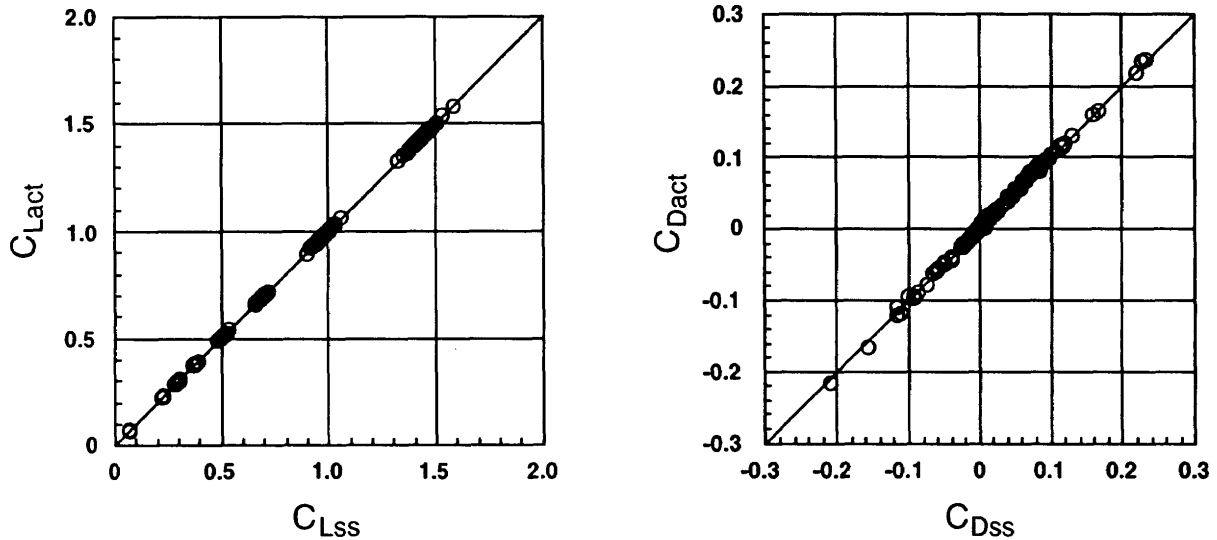


図5 定常状態実現の程度

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ V\Delta\dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w \\ -Z_u & Z_w \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ V\Delta\gamma \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} (X_\alpha - g \cos \gamma) & X_{\delta_T} \\ (-Z_\alpha + g \sin \gamma) & Z_{\delta_T} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \theta \\ \delta_T \end{pmatrix} \quad (4-1)$$

ただし、

$$w = V\alpha = V\theta - \dot{d}$$

$$\Delta\gamma = \dot{d}/V$$

$$\dot{h} = \dot{d} \cos \gamma + u \sin \gamma$$

$$X_w = X_\alpha/V, Z_w = Z_\alpha/V$$

ピッチ安定化方程式に表れる微係数,  $X_u, X_w, Z_u, Z_w$  は航空機の縦の飛行性を支配する最も重要なパラメータである。以下に示すように、フゴイド特性、バックサイド・パラメータ、ヒープのダンピング時定数は全てこれらの4つの微係数で記述することができる。

- フゴイド特性

$$2(\zeta\omega)_p \cong -X_u$$

- バックサイド・パラメータ

$$1/T_r = -X_u + (Z_u/Z_w)(X_w - g/U_0)$$

- ヒープのダンピング時定数

$$\tau = -1/Z_w$$

#### V- $\gamma$ 線図と縦の安定微係数

$\gamma = \tan^{-1}(-D/L)$  であることから、V- $\gamma$ 線図は釣合揚抗曲線を表していることになる。また、V- $\gamma$ 線図は任意のトリム点に対して対気速度や経路角、迎え角やピッチ姿勢角などのトリム値を読み取ることができる。一方  $X_u, X_w, Z_u, Z_w$  といった縦の微係数もまたトリム点における対気速度や揚力係数  $C_L$ 、抗力係数  $C_D$ 、あるいはそれらの微分値である  $C_{L_u}, C_{D_u}$  などを用いて記述される。したがって、(4-1)式に表れる  $X_u, X_w,$

$Z_u, Z_w$  といった微係数をV- $\gamma$ 線図から次項に述べる方法を用いて算出することができる。

#### 4.2 飛行性評価パラメータの算出

以下ではHeffleyらの方法<sup>10)</sup>を用いてV- $\gamma$ 線図から縦の微係数を求める方法について述べる。

微分方程式である(4-1)式は下記の4つの偏微分係数

$$\left. \frac{\partial V}{\partial \gamma} \right|_{\alpha}, \left. \frac{\partial V}{\partial \delta_T} \right|_{\alpha}, \left. \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right|_{\gamma}, \left. \frac{\partial V}{\partial \alpha} \right|_{\delta_T} \quad (4-2)$$

で記述することができる。ここで、例えば  $\left. \frac{\partial V}{\partial \gamma} \right|_{\alpha}$  は迎え角  $\alpha$  一定の線上における  $\Delta V / \Delta \gamma$  の傾斜を表しており、V- $\gamma$ 線図から直接読み取ることのできる値である。

(4-1)式のピッチ安定化方程式に表れる微係数と(4-2)式の4つの偏微分係数は以下のように関係づけられる。

$$\left. \frac{\partial V}{\partial \gamma} \right|_{\alpha} = \frac{g(X_{\delta_T} \sin \gamma - Z_{\delta_T} \cos \gamma)}{X_{\delta_T} Z_u - Z_{\delta_T} X_u} \quad (4-3)$$

$$\left. \frac{\partial V}{\partial \delta_T} \right|_{\alpha} = \frac{X_{\delta_T} \sin \gamma - Z_{\delta_T} \cos \gamma}{Z_u \cos \gamma - X_u \sin \gamma} \quad (4-4)$$

$$\left. \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right|_{\gamma} = \frac{g}{V} \frac{(X_{\delta_T} \sin \gamma - Z_{\delta_T} \cos \gamma)}{X_{\delta_T} Z_w - Z_{\delta_T} X_w} \quad (4-5)$$

$$\left. \frac{\partial V}{\partial \alpha} \right|_{\delta_T} = V \frac{(X_w \sin \gamma - Z_w \cos \gamma)}{Z_u \cos \gamma - X_u \sin \gamma} \quad (4-6)$$

次に二つのパラメータを導入する。第一にスロットルのみを変化させた時に機体に働く力の方向、すなわち有効推力軸の角度  $\theta_T$  であり次式のように定義される。

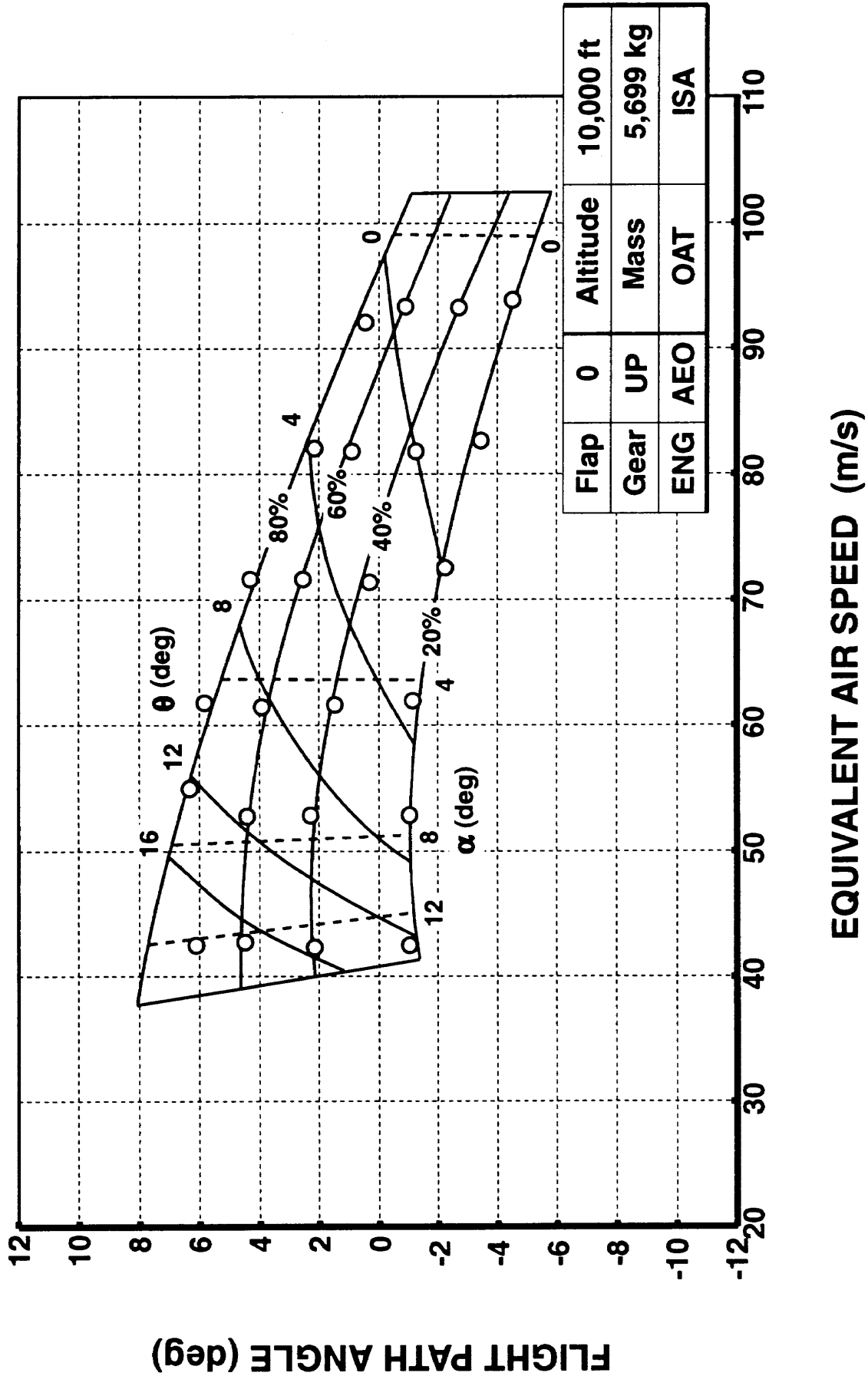


図6 V- $\gamma$ 線図 (飛行試験)

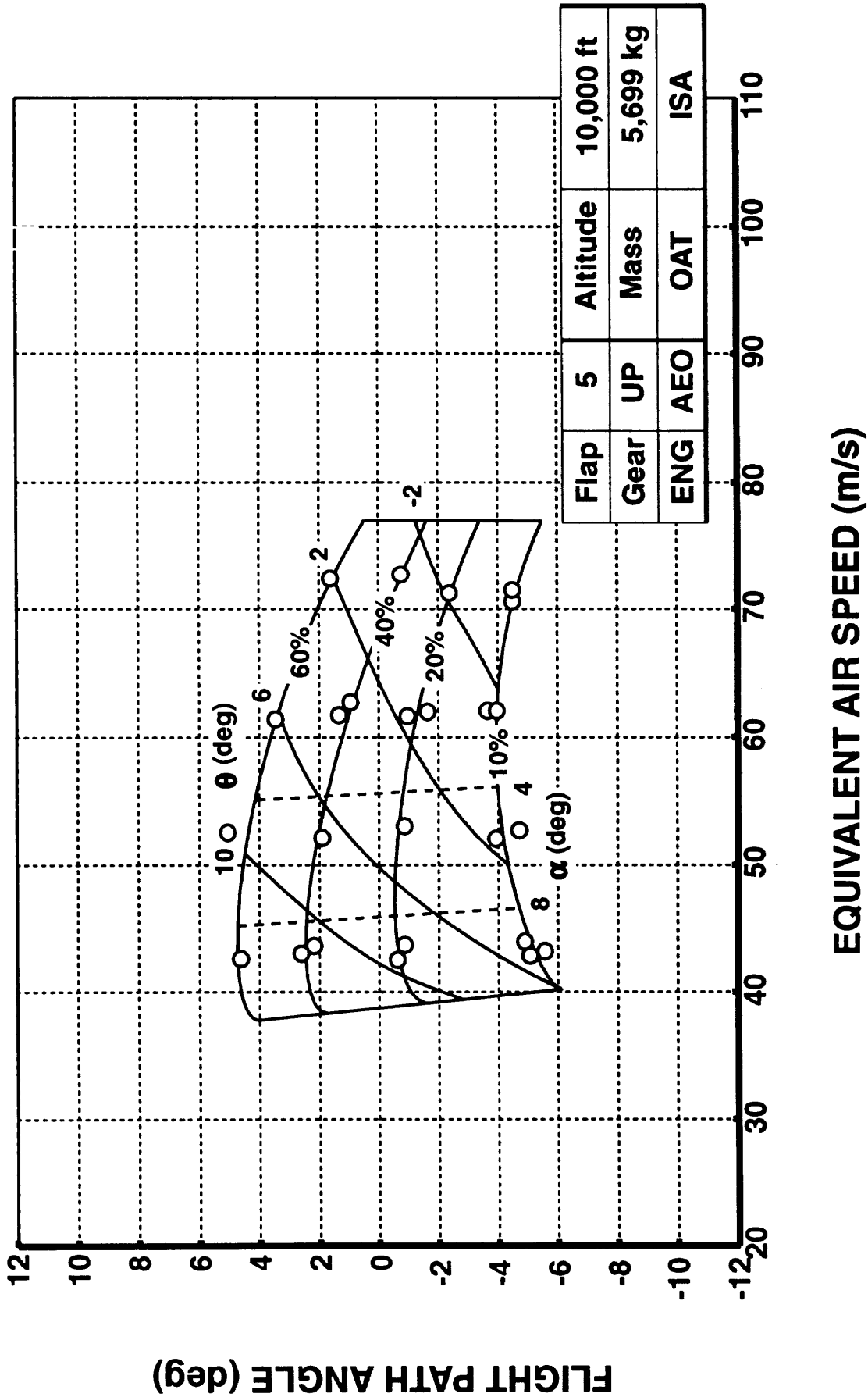


図7 V- $\gamma$ 線図 (飛行試験)

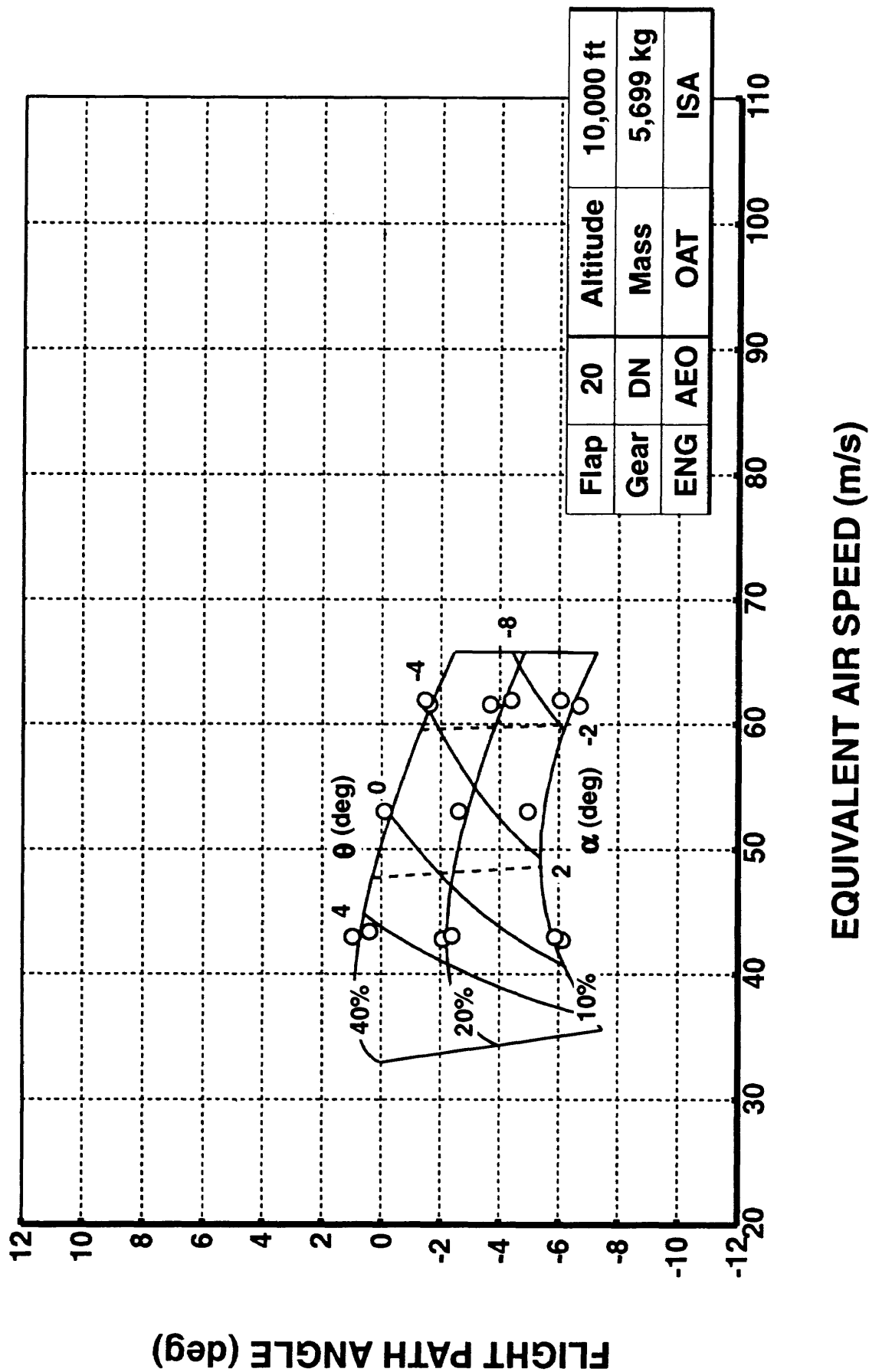


図8 V- $\gamma$ 線図 (飛行試験)

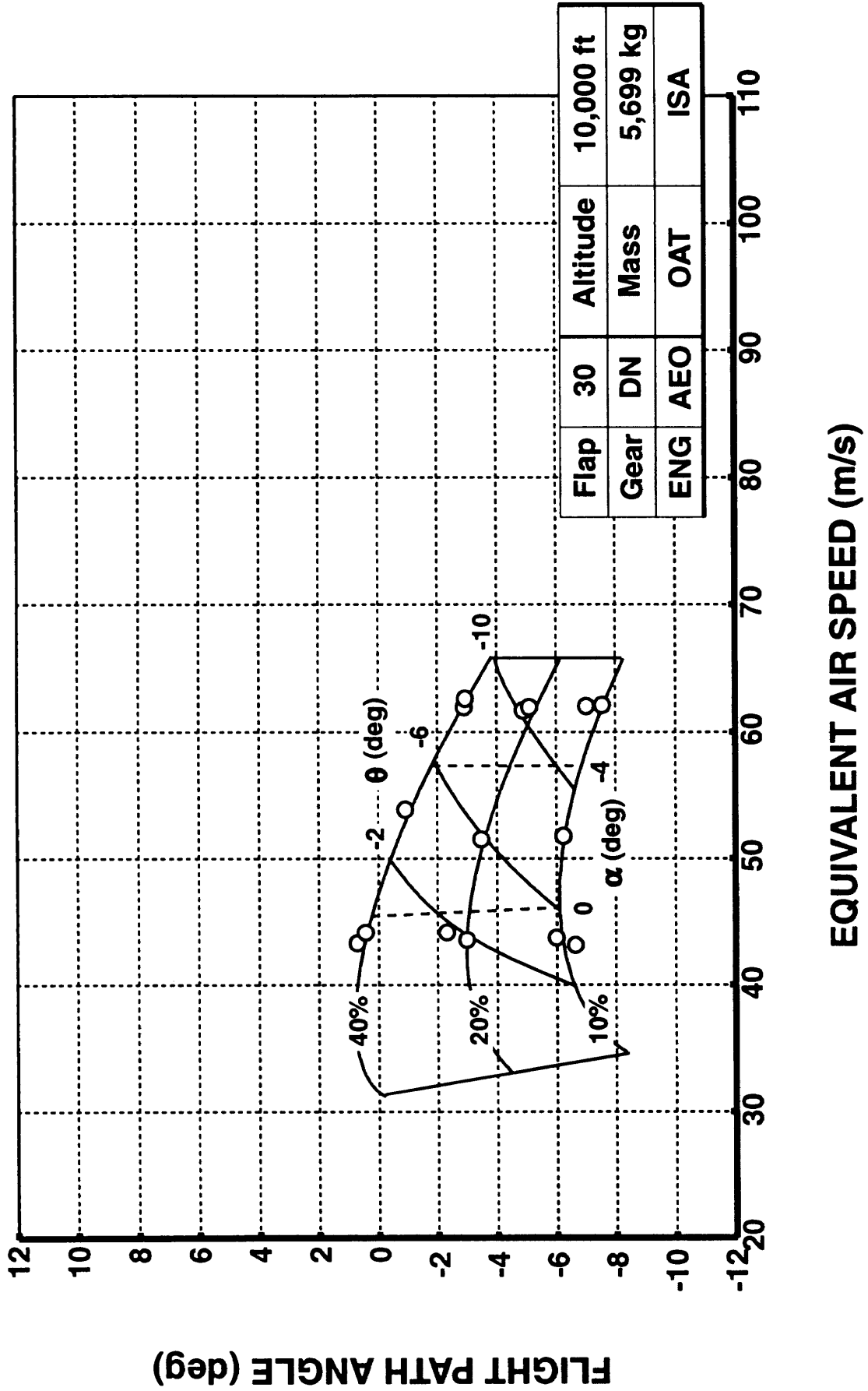


図9 V- $\gamma$ 線図(飛行試験)

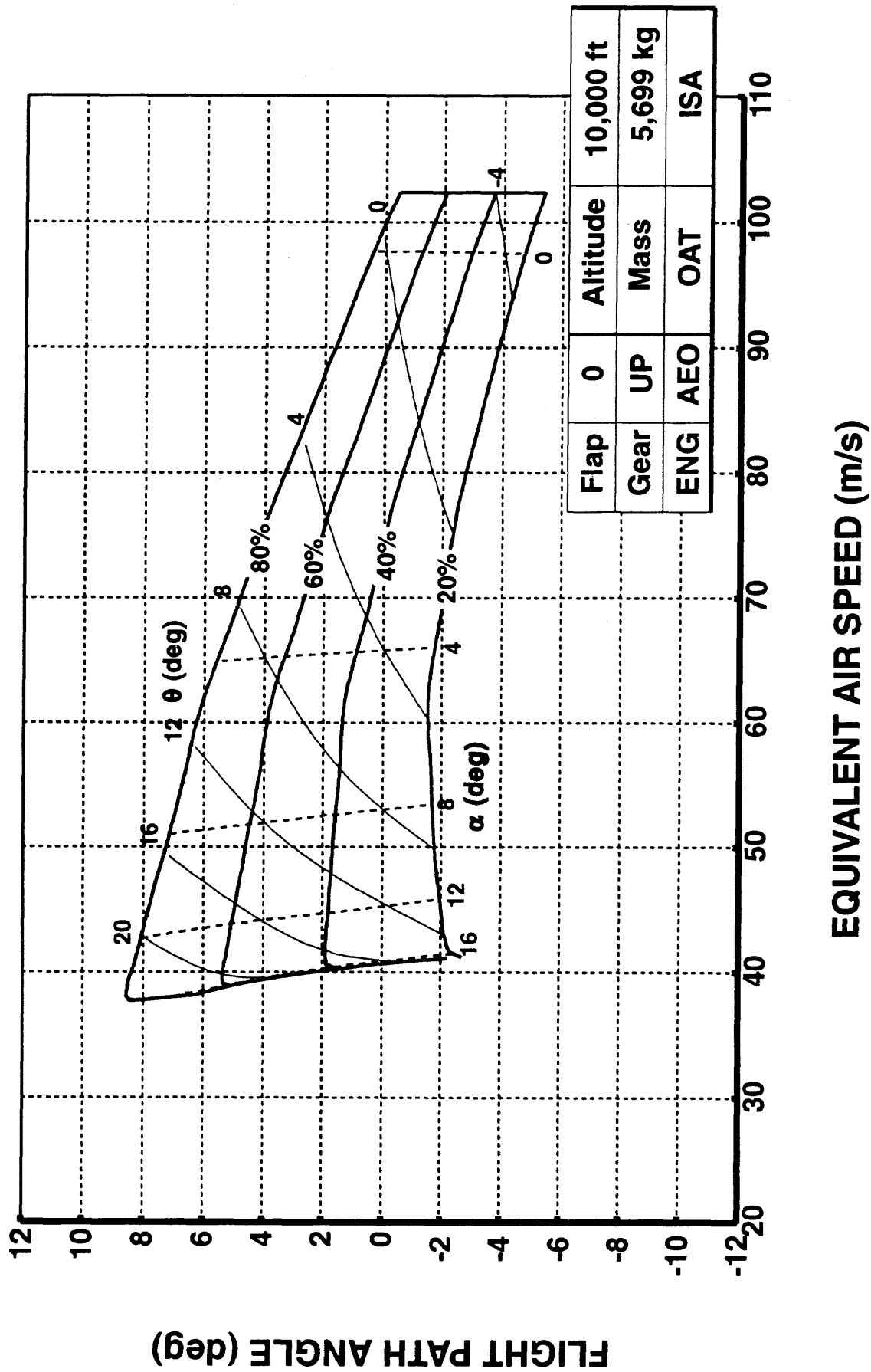


図10 V- $\gamma$ 線図 (数学モデル)

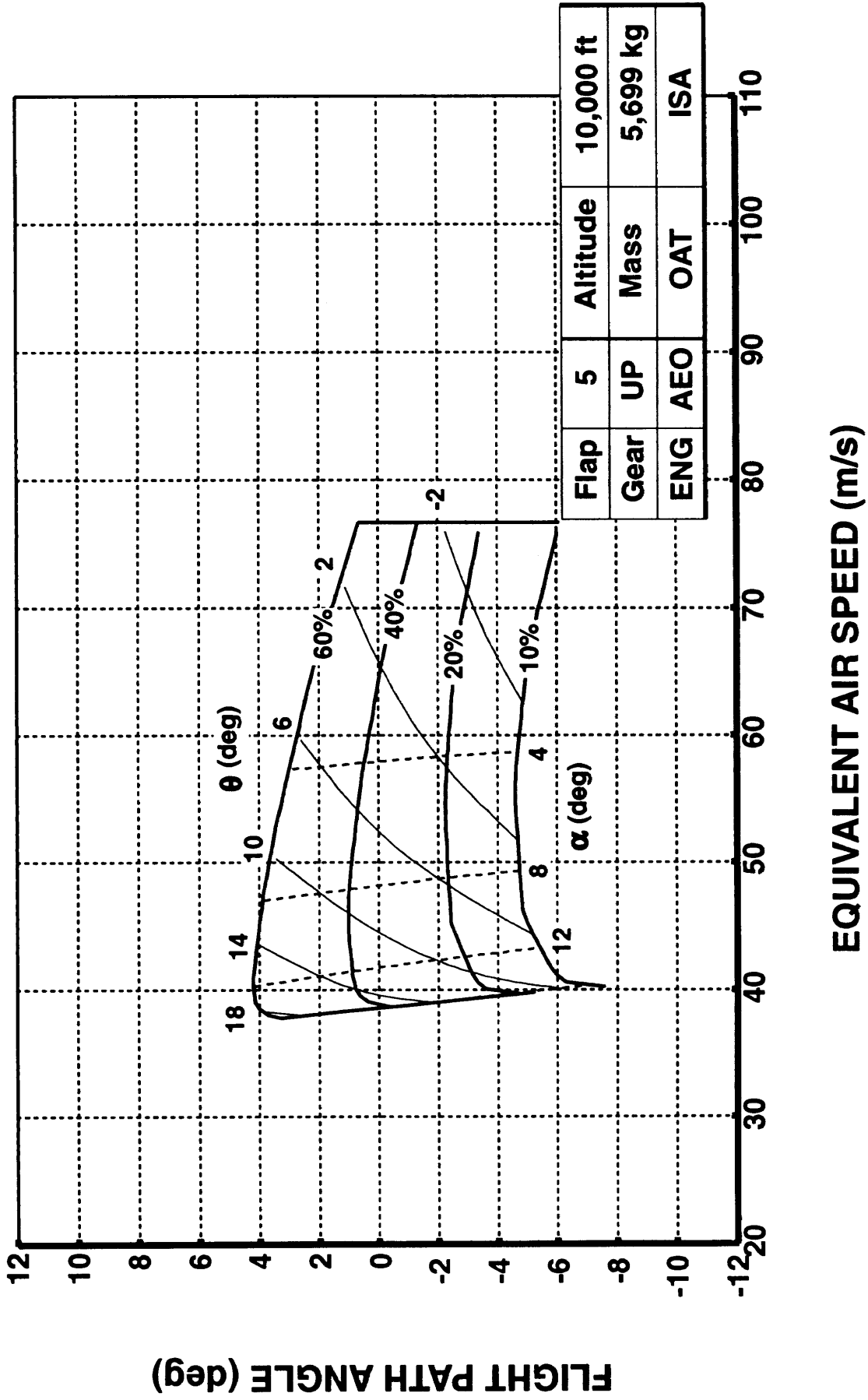


図11 V- $\gamma$ 線図 (数学モデル)



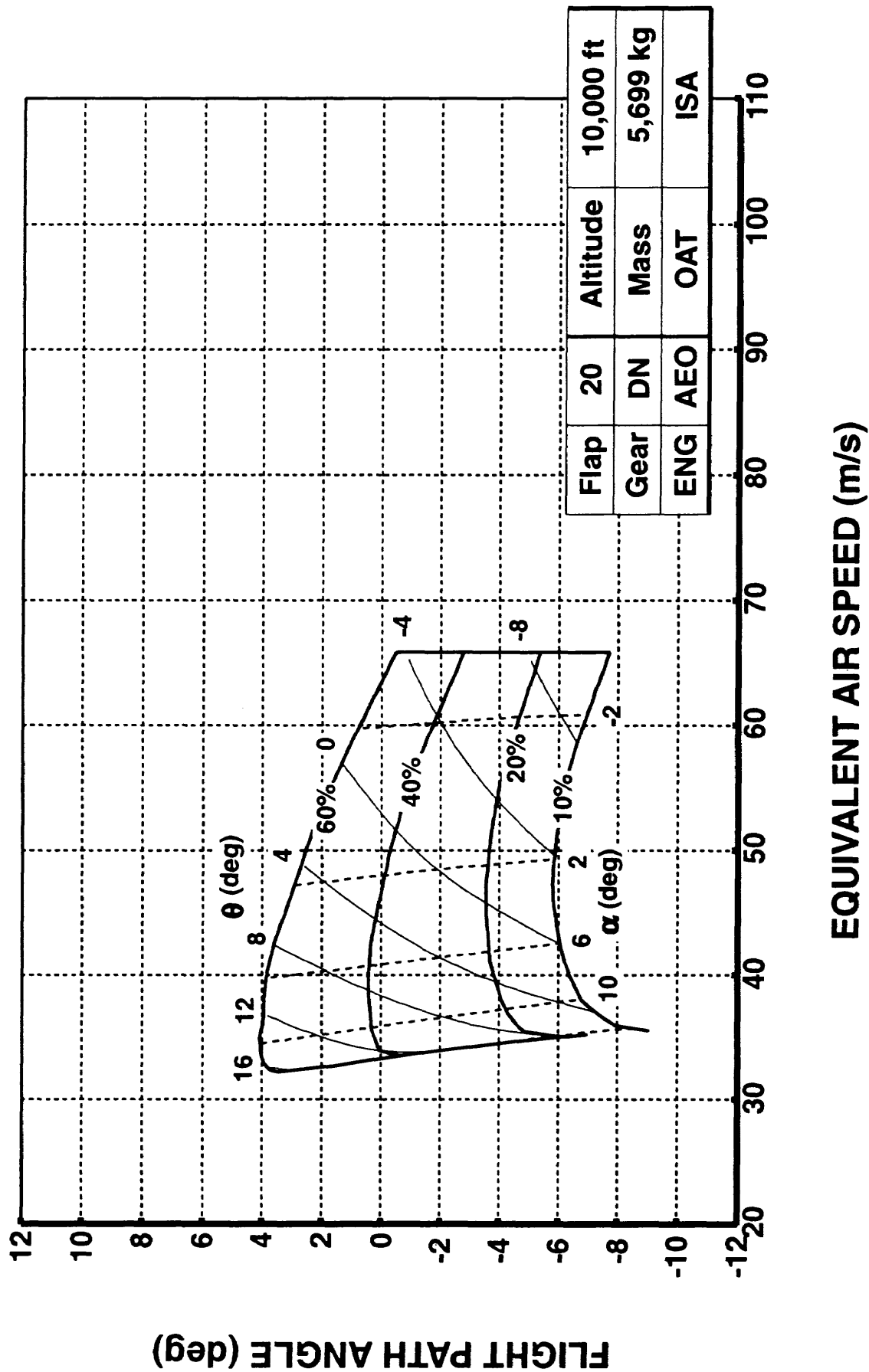


図12 V- $\gamma$ 線図 (数学モデル)

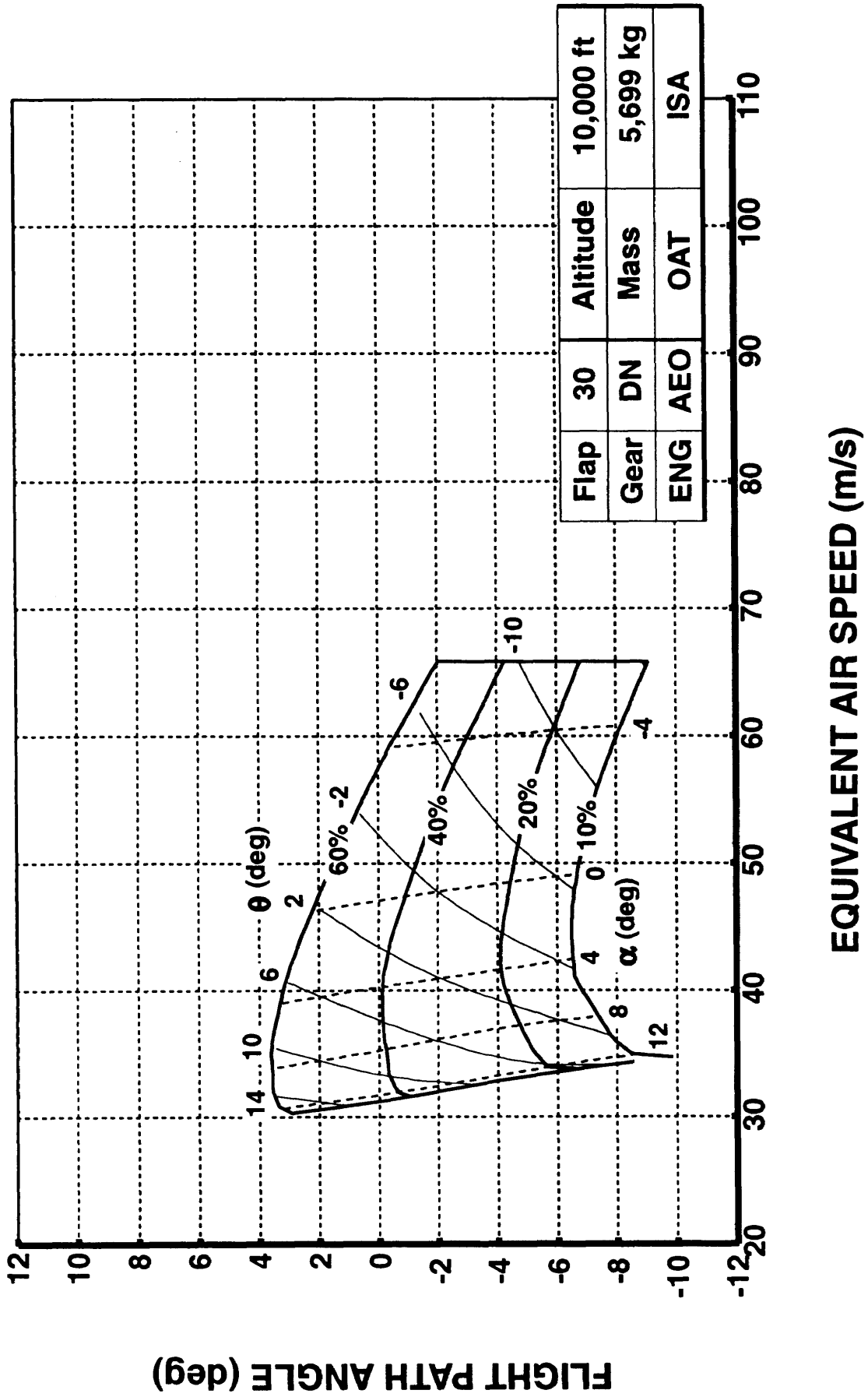


図13 V- $\gamma$ 線図 (数学モデル)



$\gamma$ 線図と、数学モデルより計算した $V-\gamma$ 線図の両者から算出された飛行性評価パラメータを示す。同表には $V-\gamma$ 線図を介せずに数学モデルから直接算出された微係数を比較のために記載してある。

4.3 パラメータの誤差の影響

前述のように表3には、①数学モデルから直接算出された値、②数学モデルから得られた $V-\gamma$ 線図により算出された値、そして③飛行試験から得られた $V-\gamma$ 線図により算出された値、が比較されて示されている。これらの手法から得られた飛行性評価パラメータを比較してみると、特に微係数 $X_w$ に大きな差が認められる。①の数学モデルから算出された値を基準にすると②、③の $V-\gamma$ 線図により算出された値は飛行形態にもよるが約0.15~6.37倍の範囲でばらついており誤差が大きい。そこで、この $X_w$ の誤差が縦の運動にどのような影響をおよぼすかベクタ・ポリゴン (Vector Polygon)<sup>11)</sup>と根軌跡を用いて評価する。一例として巡航形態 (フラップ角 $0^\circ$ /脚上げ) を選び、評価に必要な諸パラメータは数学モデルから直接算出された値を用いた。

ベクタ・ポリゴン

図14には、 $X$ および $Z$ 軸方向のそれぞれについて各パラメータ間の相対的な寄与の割合を見るために長周期モードについてベクタ・ポリゴンを求めた結果を示してある。ベクタ・ポリゴンは運動方程式に表れる各項がどの方向にどのような大きさで働いているかを示すものである。図に見られるように、 $X_w$ の $X$ 軸方向への寄与は図に描くことができないほど小さいものであることがわかる。

根軌跡

図15は、縦の運動の特性多項式において $X_w$ の値のみ

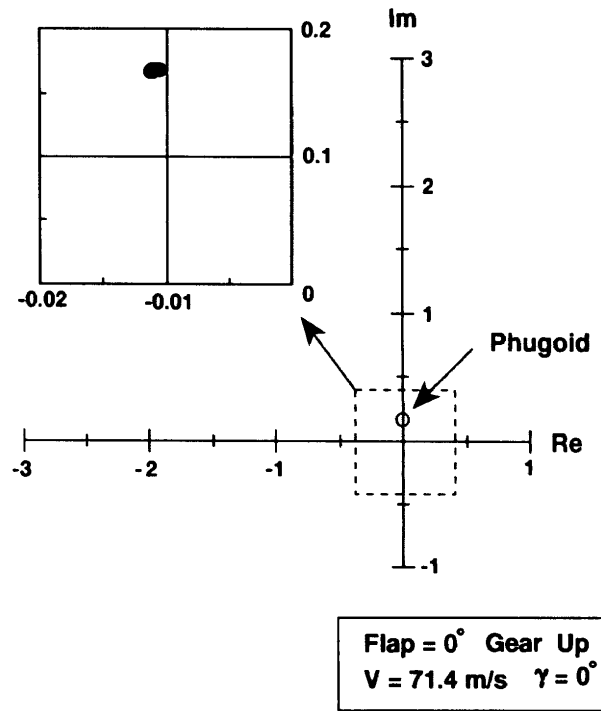
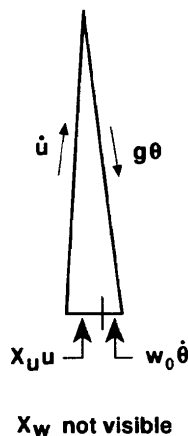


図15 根軌跡 ( $X_w$ を変化させた場合)

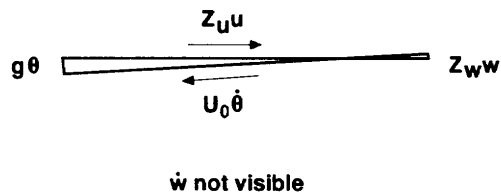
を数学モデルから直接算出された値を基準として0.1~10倍の範囲で変化させて求めた長周期モードの根軌跡である。 $V-\gamma$ 線図により算出された $X_w$ の誤差 (ばらつき) はすべてこの範囲に含まれる。図に見られるように、根はこの程度の変化では殆ど動いておらず、長周期モードの運動に殆ど影響をあたえていないことがわかる。表4に $X_w$ を変化させたことによる長周期モードの減衰率 ( $\zeta_{lp}$ ) および固有振動数 ( $\omega_{nlp}$ ) の変化を周期とともに示した。

以上のことから、 $X_w$ に誤差 (ばらつき) が含まれていても他の項に比べてその影響は小さく、従来から用い

X-Equation



Z-Equation



Flap = 0° Gear Up  
V = 71.4 m/s γ = 0°

図14 Vector Polygon (Phugoid mode)

表4 長周期モード

$X_w$ の倍率	長周期モード	
	減衰率	固有振動数(周期s)
$X_w \times 0.1$	0.0627	0.169 (37.284)
$X_w$	0.0632	0.168 (37.316)
$X_w \times 10$	0.0675	0.167 (37.622)

られている $X_w$ が省略された長周期近似の特性方程式がドルニエ Do228 型機においても成立することがわかる。

なお、前述のバックサイド・パラメータの定義式には $X_w$ の項が含まれている。しかし、バックサイド・パラメータは次式のように表すこともできる。

$$\frac{1}{T_r} = -\left(\frac{\partial \gamma}{\partial V}\right)_{\delta \gamma} g \quad (4-17)$$

上式の偏微分係数は、 $V-\gamma$ 線図上でパワー一定の線上における $\Delta \gamma / \Delta V$ の傾斜として直接読み取ることでできる値である。したがって、バックサイド・パラメータは定義式に $X_w$ などのパラメータを代入して求める手法ではなく、(4-17)式により直接 $V-\gamma$ 線図から求める手法とすれば $X_w$ の推定誤差の影響を全く受けない。

## 5. おわりに

航空宇宙技術研究所が所有する実験用航空機ドルニエ Do228 型機について、その飛行試験データから $V-\gamma$ 線図を作成した。さらに、同図から縦の飛行性を評価するための主要な微係数を求め、数学モデルから直接算出された微係数などと比較すると共に、特に誤差(ばらつき)の大きかった微係数 $X_w$ についてその誤差の影響について調べた。

その結果をまとめれば以下ようになる。

- 1) 飛行試験から得られた $V-\gamma$ 線図より算出された $X_u$ 、 $X_w$ 、 $Z_u$ および $Z_w$ の各微係数は、次項に述べる $X_w$ 微係数を除いて数学モデルから直接算出された微係数との比較において大差なく求めることができ、縦の飛行性の評価をするに足る十分な精度を有することがわかった。
- 2)  $X_w$ 微係数は数学モデルから直接算出された値を基準にするとかなりの誤差(ばらつき)を生じた。しかし、この誤差はベクタ・ポリゴンおよび根軌跡を用いた評価から、縦の飛行性を評価するのに本質的な影響を与えないことがわかった。
- 3) 実験用航空機であるDo228には高精度なセンサ群が搭載されており、本報告ではこれらのセンサ群の出力を用いている。しかし、 $V-\gamma$ 線図は(任意の)対象機の基本航空計器(対気速度計、気圧高度計や姿勢指

示計など)を用いて作成することもできる。したがって、飛行試験により対象機の $V-\gamma$ 線図を作成すれば、対象機の飛行性能だけでなく縦の飛行性を評価するための主要な微係数を取得することも可能である。

なお、本報告書の作成を通じて、ドルニエ社が行った風洞試験データに基づいて作成された数学モデルと飛行試験結果とを比較した。飛行試験結果は行われた全域において揚抗比が数学モデルより高くなっていることが確認された。今後、より高精度なデータを取得し数学モデルの精度向上をはかる必要がある。

## 参考文献

- 1) 飛行実験部：実験用航空機ドルニエについて—現況と装備機器概要—，航空宇宙技術研究所資料，TM-647，1991年7月
- 2) 坂井紀穂：実験用航空機Do228の計算機システム，航空宇宙技術研究所資料，TM-661，1994年1月
- 3) Data Set Handbook of the Dornier Do228-200 Aircraft, BM20-32/88, Dornier GmbH, 1988.(For Japanese Government research only. Confidential.)
- 4) Kohlman, D., Schweikhard, W., "Flight Test Principles and Practices," The University of Kansas Division of Continuing Educations, September 1988.
- 5) DORNIER Do228 Pilot's Operating Handbook (POH), Edition 2, Revision No.3, Dornier GmbH, 1991.
- 6) UNS-1A Flight Management System & Navigation Management System Operator's manual, Universal Navigation Corporation, Report No. 2409 vs 201, Revision N/C, November 1987.
- 7) Hubert C. Smith., "Introduction to Aircraft Flight Test Engineering," IAP, Inc., 1981.
- 8) 坂東俊夫他，低騒音STOL実験機「飛鳥」の $\alpha$ スイープ試験より得られた空力特性，航空宇宙技術研究所報告，TR-1112，1991年5月
- 9) Victor C. Stevens., "A Technique for Determining Powered-Lift STOL Aircraft Performance at Sea Level from Flight Data Taken at Altitude," Society of Flight Test Engineers(SFTE), 13th Annual Symposium Proceedings, 1982.
- 10) Heffley, R.K., Stapleford, R.L., Rumold, R.C., "Airworthiness Criteria for Power-Lift Aircraft" a Program Summary, NASA CR-2791, Feb. 1977.
- 11) Mccluer, D., Ashkenas, I., and Graham, D., Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton University Press, Princeton, New Jersey, 1973.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1288号

平成8年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

Printed in Japan