

# ドルニエ Do-228 型機のエンジン出力トルク応答特性の飛行実験\*

稲垣 敏治\*<sup>1</sup> 増位 和也\*<sup>1</sup> 塚野 雄吉\*<sup>1</sup>

## Flight Tests for Engine Torque Response of Dornier Do-228

Toshiharu INAGAKI Kazuya MASUI Yukichi TSUKANO

### ABSTRACT

A Dornier Do-228, one of the experimental aircrafts of NAL, is to be modified into an in-flight simulator, named MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory). In order to develop the thrust control law for its Fly-By-Wire system, we need to know the engine response of the original Do-228 for power lever input. This report describes the results of flight tests on the Do-228's engine torque response and constructs its mathematical model from the flight test data.

**keywords** : engine torque response, flight test, parameter estimation Dornier Do-228

### 概要

航空宇宙技術研究所では、所有する実験用航空機ドルニエ Do-228 型機にインフライト・シミュレーション等の機能を付与した多目的実証実験機 (MuPAL) の開発を進めている。インフライト・シミュレーション機能は、パイロットによる各操縦装置の操作量を電気信号として計算機に取り込み、適切な制御則に従って操縦コマンドを算出し、それに基づいて各操縦舵面及びエンジンを制御するフライ・バイ・ワイヤ・システムによって実現される。

MuPAL のフライ・バイ・ワイヤ・システムにおける推力制御はパワー・レバーをアクチュエータで駆動する方式とし、エンジン推力に最も近い計測可能な制御量としてエンジン出力トルクを用いる。従って、パワー・レバー入力に対するエンジン出力トルクの応答特性を把握しておくことが不可欠である。

本稿ではパワー・レバー入力に対するエンジン出力トルクの応答を飛行実験によって計測し、その応答特性を表す数学モデルを作成したので報告する。

## 1. まえがき

航空宇宙技術研究所(以下航技研と云う)では、験用航空機ビーチ式65型(クインエア)を母機としたインフライト・シミュレータ(Variable Stability and Response Airplane、以下VSRAと云う)<sup>1)</sup>を開発して飛行性及び操縦特性に関連する研究を行ってきた。これらの研究においてインフライト・シミュレータによる飛行実験は、地上のシミュレータでは実現できない体感加速度、緊迫感などが得られることから先進的研究の飛行実証を行うため

の有効な手段として考えられる。しかし、クインエアは導入から30余年経過しており、機体及び搭載システムの旧式化が進み、今後予想されるより高度な研究に対応することが難しくなった。

従って、航技研ではドルニエ式Do-228-200型(以下ドルニエ機と云う)を改修し、可変安定応答機能及び汎用型高精度データ計測機能等を付与した多目的実証実験機 (Multi-Purpose Aviation Laboratory、以下MuPALと云う)の開発を行っている。

ドルニエ機は、昭和63年度に実験用航空機として導入した、最大座席数19のコミュータ・クラスの独国製の双発ターボプロップ機であり、米国ギャレット社製TPE331-5-252D型エンジンにハーツェル社製の定速プロペラを装備している。外観、寸法、主要諸元、主要性能

\* 平成9年11月18日受付 (received 18 November 1997)

\*<sup>1</sup> 飛行実験部



写真1 ドルニエ機の外観

表1 ドルニエ機の主要諸元・主要性能

No	項目	性能・仕様
1	登録記号	J A 8 8 5 8
2	製造者/住所	ドルニエ G m b H / ミュンヘン
3	種類 等級 型式	飛行機 陸上多発機 ドルニエ式 Dornier 228-200 型
4	耐空類別	飛行機 普通 N
5	主要寸法 全長 全幅 全高 翼面積	16.56 m 16.97 m 4.86 m 32.00 m <sup>2</sup>
6	エンジン	ギャレット式 TPE331-5-252D 型 100% エンジントルク 3,474 Nm 100% エンジン回転数 41,730 RPM
7	プロペラ	ハーツェル式 HC-B 4TN-5ML/LT 100% プロペラ回転数 1,591 RPM
8	重量 最大離陸重量 標準空虚重量	5,700 Kg (追加飛行規程上は 5,699 Kg) 3,202 Kg
9	離着陸距離 離陸距離 (15m 越え) 着陸距離 (15m 越え)	564 m : フラップ 2 位置 (20° 下げ) 448 m : フラップ DN 位置 (30° 下げ)
10	最大巡航速度 (Sea Level) (10,000 ft)	220 Kts (370 Km/h) 231 Kts (428 Km/h)
11	失速速度	フラップ上げ : 80.2 Kt (41.3m/s)* フラップ位置 DN : 63.2 Kt (32.5m/s)*

\*飛行規程のチャートより (飛行条件: 標準大気条件, 5700Kg, FI)

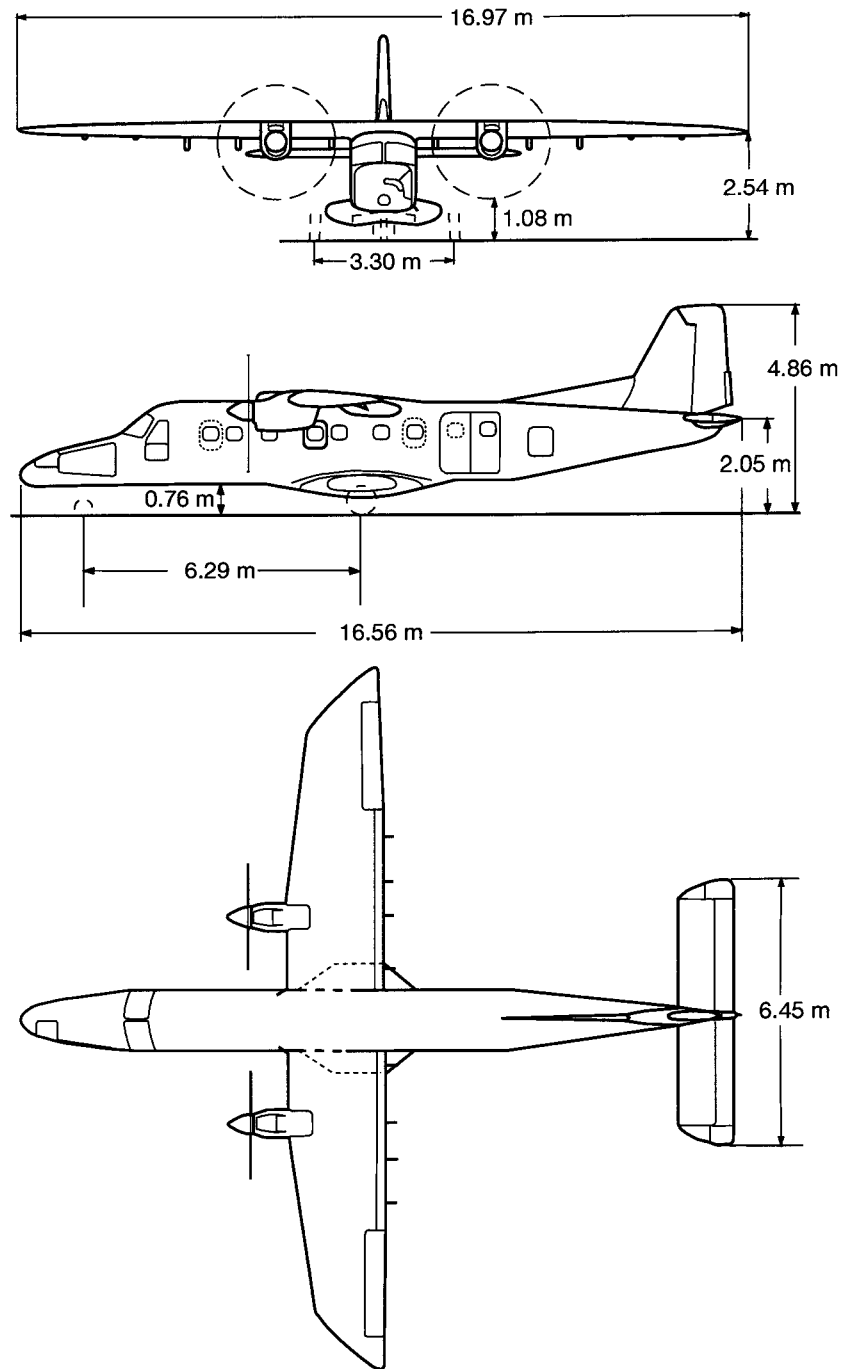


図 1-1 ドルニエ機の三面図

を写真1、表1及び図1-1に示す。ドルニエ機は導入以来、HOPEの誘導制御機器の飛行評価や航空機の着陸進入時の誘導情報表示法の研究の実証実験に用いられている。

MuPALには、指定された制御則のもとに空力三舵(補助翼、昇降舵、方向舵)及びパワー・レバーを電動アクチュエータ(以下アクチュエータと云う)で駆動するFBW(Fly-By-Wire)システム、着陸フラップの後縁部を動翼化して揚力制御を行う直接揚力制御(Direct Lift Control、以下DLCと云う)システムが装備される。MuPALのFBW

システムでは、評価パイロットによる操縦装置の操作量を計算機に取り込んでモデルフォロ制御則演算を行うことにより、各種航空機の運動特性を模擬するために必要な空力三舵、エンジン出力及びDLCフラップに対するコマンドを得る。このコマンドによってアクチュエータを駆動し、空力舵面及びエンジン出力を制御する。この時、エンジン出力はパワー・レバーを介して制御することになっている。そこで飛行条件下においてパワー・レバー入力に対するエンジン出力の応答特性を把握するこ

とがFBWシステムの開発において重要である。

本稿ではドルニエ機のパワー・レバー入力に対するエンジン出力の応答特性を実験的に推定するために実施した飛行実験及びデータ解析について述べる。<sup>2)</sup>なお、単位については慣用的に航空機運航で用いる単位を併用して表す。

## 2. 記号及び略語

K	: ゲイン定数(%/cm)
TQ	: エンジン出力トルクの計測値(%)
PL	: パワー・レバーのトリム値からの変位置の計測値(cm)
PLc	: パワー・レバー操作量コマンド(cm)
TQ	: エンジン出力トルクのトリム値からの変化量の計測値(%)
TQc	: エンジン出力トルクコマンド(%)
PL	: パワー・レバー位置の計測値(cm)
	: 減衰係数
	: 固有振動数(rad/sec)
DLC	: Direct Lift Control(直接揚力制御)
FBW	: Fly-By-Wire
FDAS	: Flight Data Acquisition System(飛行データ収集システム)
FI	: Flight Idle
IAS	: Indicated Air Speed (Kt)
GI	: Ground Idle
MuPAL	: Multi-Purpose Aviation Laboratory
VSRA	: Variable Stability and Response Airplane

## 3. MuPAL のエンジン出力制御

ターボプロップ機におけるエンジン出力(仕事率)はプロペラシャフトに働くトルク(以下、エンジン出力トルクと云う)と回転数の積として表現することができる。ドルニエ機の通常の運用におけるエンジン出力の制御では、エンジン回転数を一定値に設定し、パワー・レバー操作によってエンジン出力トルクを制御する。パイロットはこのエンジン出力トルクを目安として扱うことにより所望の推力を得ることができる。ドルニエ機のコクピット内の機器配置の様子を写真2に、写真中央のセンタベデスタル上に設置されているエンジン出力操作レバーの配置を図3-1に示す。右側の2つのレバーは左右のエンジン回転数を設定するスピード・レバー、左側の2つは左右のエンジン出力トルクを操作するパワー・レバーである。また、上部の計器盤にエンジン出力トルク計が設置してある。

FBWシステムにおけるエンジン出力制御では、パイロットがエンジン出力トルクを適切な値に設定してトリムをとった後、FBWシステムをエンゲージし、パワー・レバーをサーボアクチュエータを介して運用する手法を用いる。MuPALによる運動模擬の要求からはエンジン推力を制御変数として用いるべきであるが、飛行中にエンジン推力を実時間で精度良く計測することは極めて困難である。そこで、エンジン推力に最も近く、計測可能な量であるエンジン出力トルクを制御変数として利用する。

MuPALにおけるFBWシステムのエンジン出力の制御のブロック図を図3-2に示す。FBW 計算機はパイロットの模擬パワー・レバーの操作量を取り込み、飛行制御則

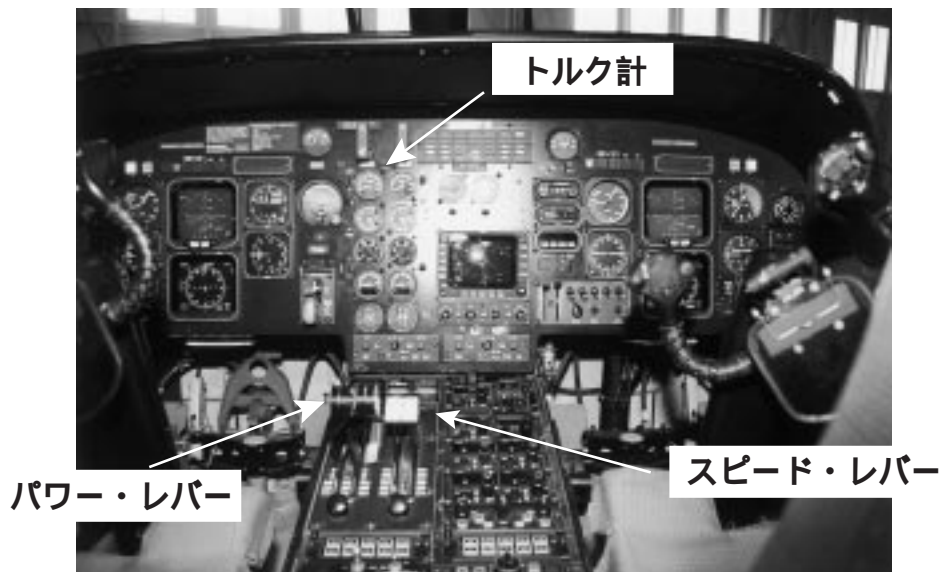


写真2 コクピット内機器配置

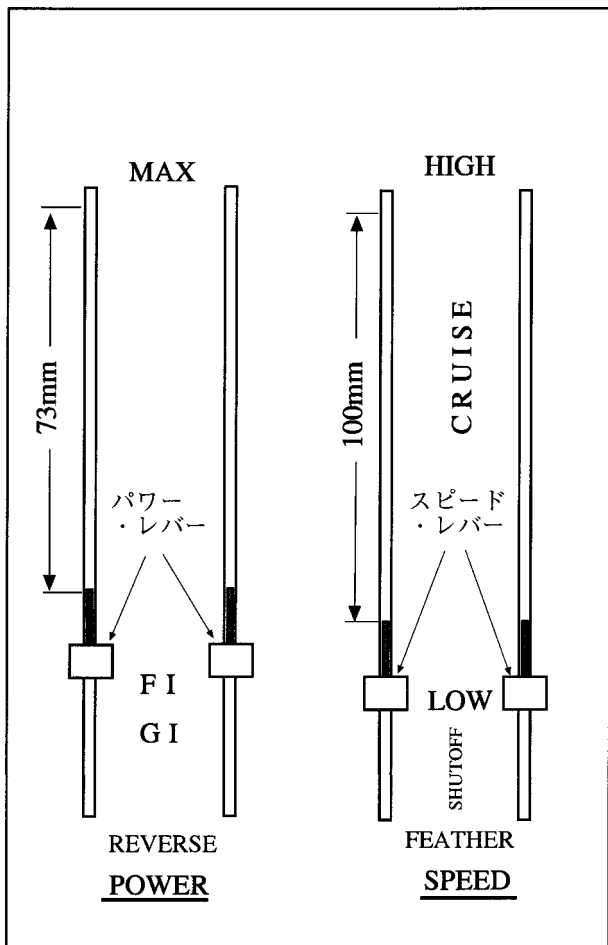


図3-1 エンジン出力操作レバーの配置

に基づいて模擬対象航空機の運動を追従するために必要な推力を算定し、それに対応するエンジン出力トルクコマンドをエンジン出力トルクと推力の関係を表す近似式を用いて求める。求められたエンジン出力トルクコマンドは、定められたエンジン制御則にのっとりパワー・レバー操作量コマンドに変換される。このコマンドに従ってサーボアクチュエータを駆動することによってエンジン出力が制御される。この方式はVSRAにおいてエンジン吸気圧をフィードバック信号として実現した実績がある方式を基にしたものである。図3-2において、内側のループはパワー・レバーをパワー・レバー操作量コマンドに追従させるためのループである。また、外側のループはエンジン出力トルクをフィードバック信号として、エンジン出力トルクコマンドに追従させるためのループである。

上述のように、飛行制御則はエンジン出力トルクを出力するが、実際にサーボアクチュエータを駆動する信号はパワー・レバー操作量コマンドであるので、エンジン出力トルクコマンドからパワー・レバー操作量を求めるためのエンジン制御則が必要である。そこで、エンジン制御則構築に資するよう「パワー・レバーから見たエンジン出力トルク」の伝達関数を飛行実験によって求めることとした。

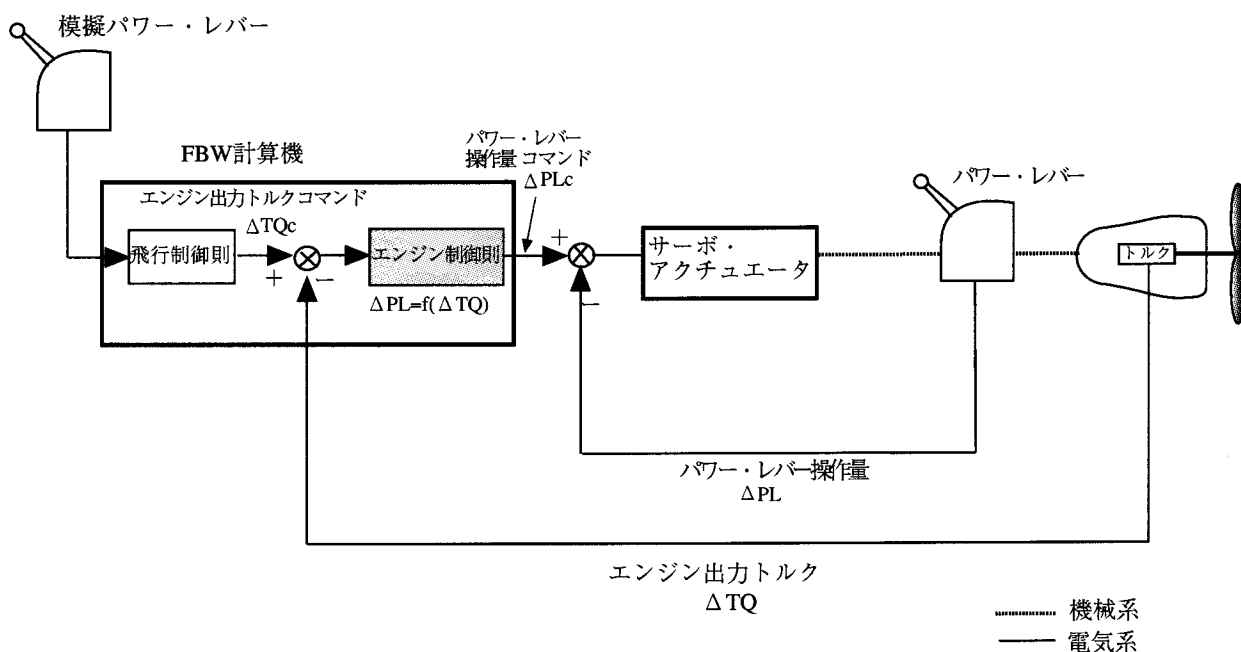


図3-2 MuPALのFBWシステムにおけるエンジン出力制御

## 4. 実験

### 4.1 実験方法

#### 4.1.1 実験ケース

MuPALは良好な運動模擬能力を実現するため、俊敏なエンジンの出力応答特性が得られる条件で運用すべきである。そこで、この条件を満たすように各ケース共通の条件として

エンジン回転数：98%

キャビンの空調：OFF

を設定した。ここで、エンジン回転数は実験当時の飛行規定により連続運用が許された最大回転数である。また、キャビンの空調をOFFにすることでエンジンの圧縮器からの抽気によるエンジン出力応答の劣下を防ぐことができる。

エンジン出力トルクの動特性はエンジン駆動力とプロペラに働く空気反力の影響を受けると推測されるので

飛行形態(フラップ/脚)

飛行速度(指示対気速度：IAS)

パワー・レバー操作入力の方向及び大きさ

を実験パラメータとした。これらのパラメータを組み合わせた実験ケースを表2に示す。各飛行形態及び飛行速度に対し、パワー・レバーの押(出力増)、引き(出力減)のそれぞれについて操作量大、及び小の合計4種類のステップ状の操作入力を加えてパワー・レバー入力に対するエンジン出力トルクの応答を測定した。この時の実験条件は高度7500ft(2286m)、外気温-11であった。

#### 4.1.2 実験手順

実験では、機体を表2に指定された形態、速度による

表2 実験ケース及び実験条件

### 1. 飛行条件

飛行形態	飛行速度 (KIAS) ( )はm/s							
	80 (41.1)	90 (46.3)	100 (51.4)	110 (56.6)	120 (61.7)	130 (66.9)	140 (72.0)	160 (82.3)
形態1		○	○		○		○	○
形態2		○	○	○	○	○	○	
形態3	○	○	○	○	○			

形態1：フラップ角 0° ,脚上げ  
 形態2：フラップ角 5° ,脚上げ  
 形態3：フラップ角 30° ,脚下げ

### 2. パワー・レバー操作入力

1)方向：押し(エンジン出力増加), 引き(エンジン出力減少)

2)大きさ：大(変位量：約1.7cm, トルク変化量：約30%)  
 小(変位量：約0.8cm, トルク変化量：約15%)

\*変位量：パワー・レバー変位量  
 トルク変化量：エンジン出力トルク変化量

### 3. エンジン回転数

98%

### 4. 供試エンジン

右：ギャレット製 TPE331-5-252 D S/N P39265

左：ギャレット製 TPE331-5-252 D S/N P39264

### 5. 供試プロペラ

右：ハーツェル製 HC-B4TN-5 ML/LT10574FNS B S/N CD1901

左：ハーツェル製 HC-B4TN-5 ML/LT10574FNS B S/N CD899

水平飛行状態にトリムした。その後、パイロットが左右両側のエンジンに対し同時にパワー・レバーをステップ状に操作し、出力トルク指示値が一定値に落ち着くまでの間、データ計測を行った。なお、パワー・レバー入力操作後実験終了まで、パワー・レバー及びエレベータの操作をしないようパイロットに指示した。

但し、ガスト等のために機体が横・方向の運動を起こした場合に限って横・方向の運動を押さえるための操縦を行った。

4.1.3 データ計測

エンジン出力応答特性を知るために、エンジン出力トルク計の指示値とパワー・レバーの操作量を計測した。ドルニエ機は実験用航空機として種々の改修が施されており、エンジン出力トルクセンサからコクピットのエンジン出力トルク計への信号電圧を分岐して計測用に取り出せるようになっている。<sup>3)</sup>また、パワー・レバーの操作量はエンジン制御索に取り付けられたポテンシオメータ

型のポジショントランスミッタを通して計測できる。<sup>4)</sup>

今回の実験で用いたデータ収集システムを図4-2に示す。エンジン出力トルク及びパワー・レバー操作量は、アナログ・データとしてフィルタアンプ(遮断周波数:5Hz)を通った後、飛行データ収集システム(FDAS)のデータ収集用計算機<sup>4)5)</sup>(写真3)に周期25Hzで取り込まれる。

4.2 実験結果

今回行ったドルニエ機のエンジン出力トルクの応答特性の計測実験において得られた計測データの例を図4-3～図4-5に示す。図4-3は形態1、図4-4は形態2及び図4-5は形態3において取得されたデータの例である。(右)、(左)はそれぞれ右エンジン、左エンジンより得られたことを示す。PL(cm)及びTQ(%)は、それぞれパワー・レバー位置、エンジン出力トルク値である。PLはパワー・レバーのフライト・アイドル位置を0、エンジン出力増加方向を正として、センターベデスタル上で計測した値である(図3-1)。これらの図から、左右のエンジンについて共

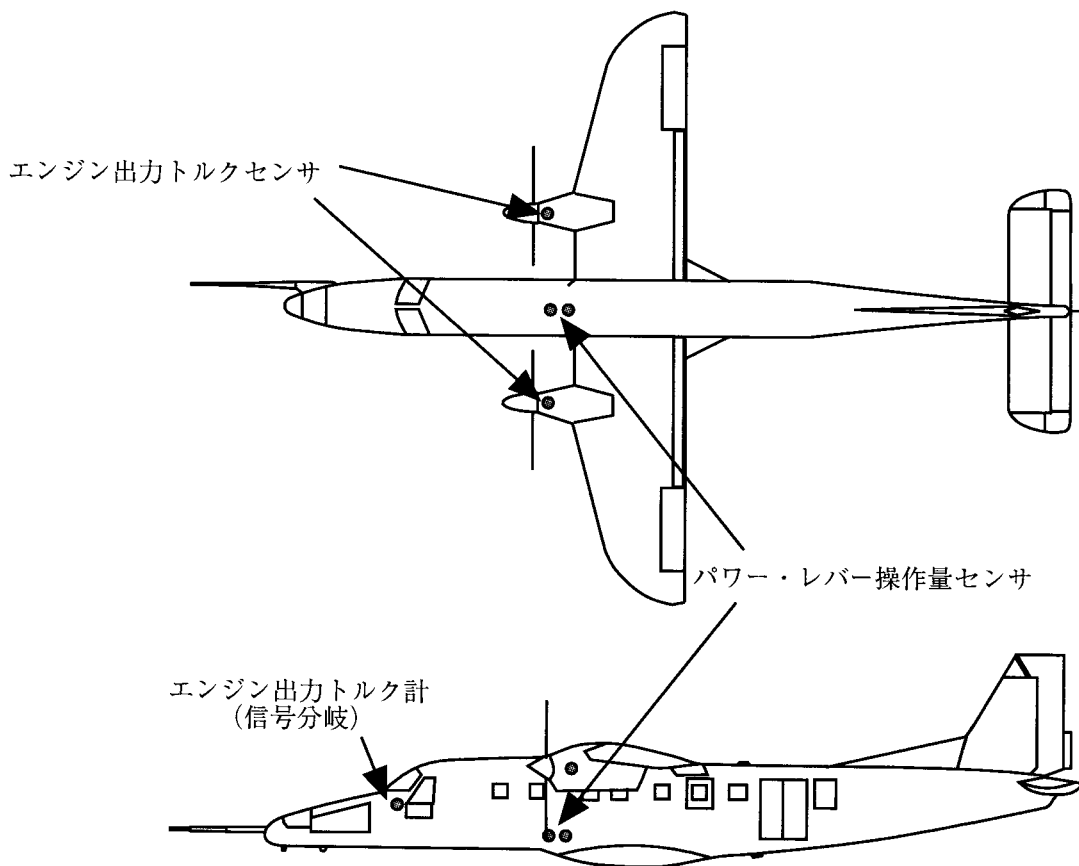


図4-1 センサ配置

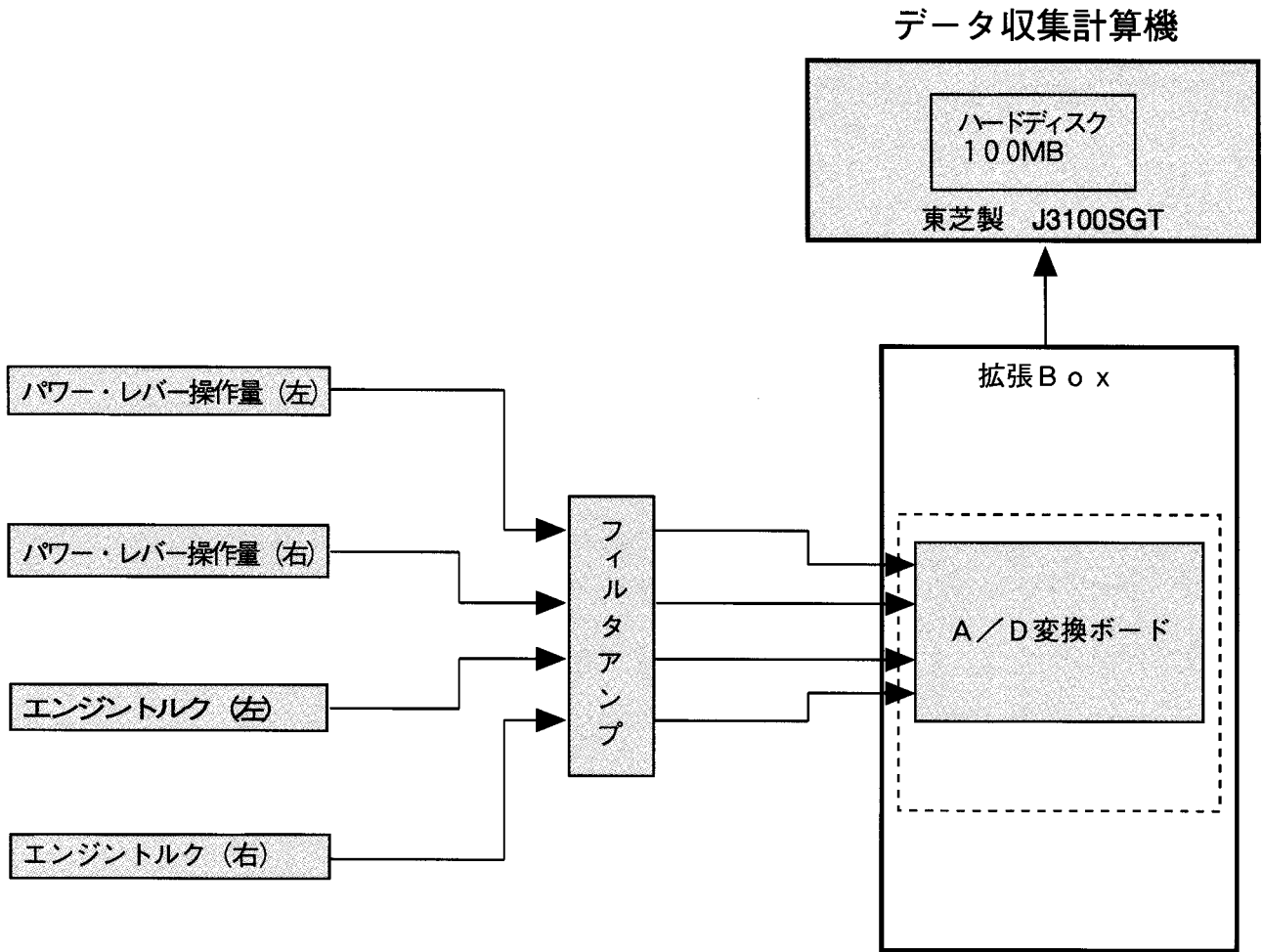


図 4-2 データ収集システム



写真 3 データ収集用計算機の搭載状況



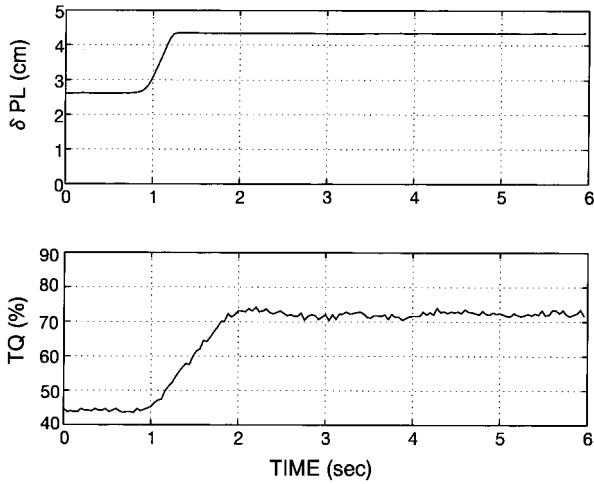


図 4-3(a)計測データ例(左: 形態1 IAS 160Kt 押大)  
(82.3m/s)

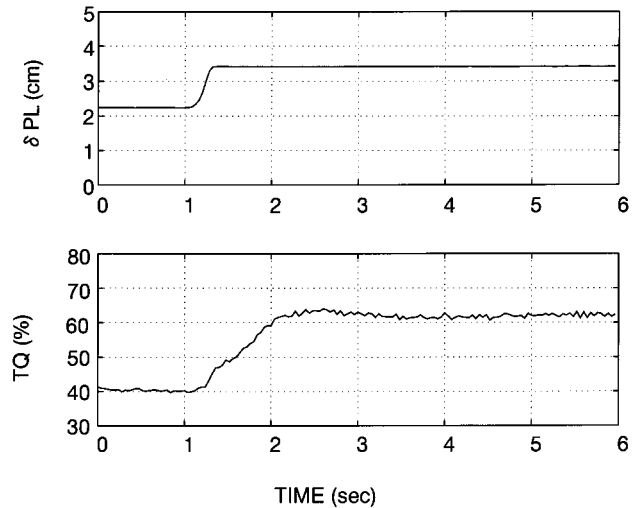


図 4-4(a)計測データ例(左: 形態2 IAS 140Kt 押小)  
(72.1m/s)

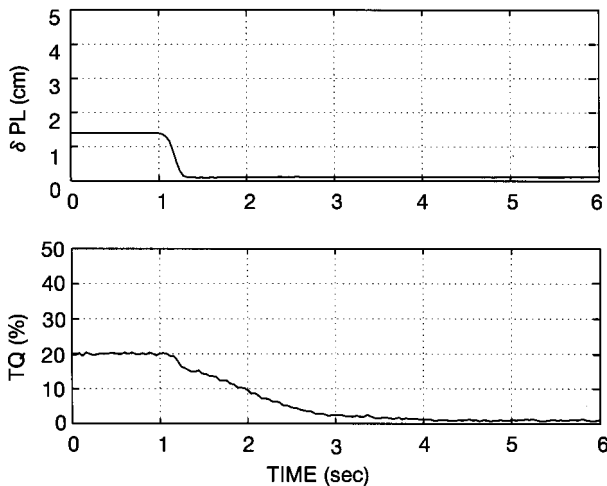


図 4-3(b)計測データ例(右: 形態1 IAS 90Kt 引大)  
(46.3m/s)

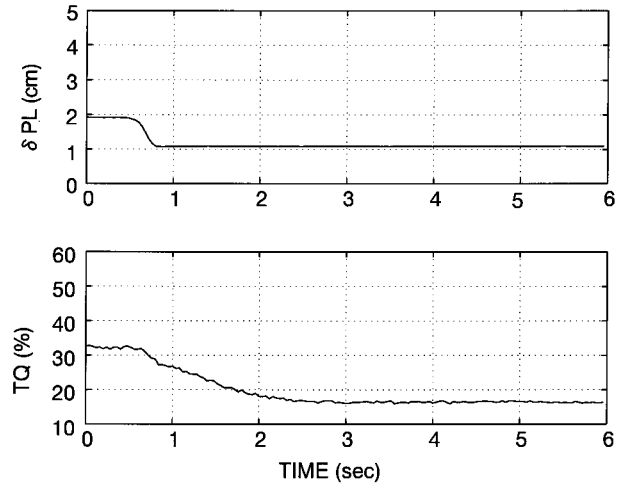


図 4-4(b)計測データ例(右: 形態2 IAS 120Kt 引小)  
(61.7m/s)

通の特徴として、パワー・レバー入力に対しエンジン出力トルクは、最初0.2～0.3秒間鋭い立ち上がりを見せた後、次の0.2～0.3秒間は変化が鈍り、その後再び変化率が増加し、わずかなオーバーシュートを伴って定常値に落ちつくという傾向があることがわかる。エンジン出力トルクの変化率の一時的な鈍化は顕著に現れる場合とそうでない場合があるが、実験パラメータに対する依存性は認められない。また、図4-3(b)では、操作後のパワー・レバー位置がフライト・アイドル位置となっており、他のケースと比べてエンジン出力トルクの応答が鈍くなっている。

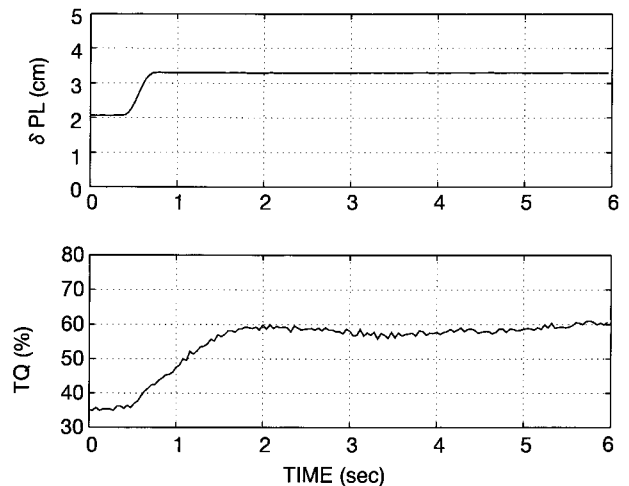


図 4-4(c)計測データ例(左: 形態2 IAS 120Kt 押大)  
(61.7m/s)

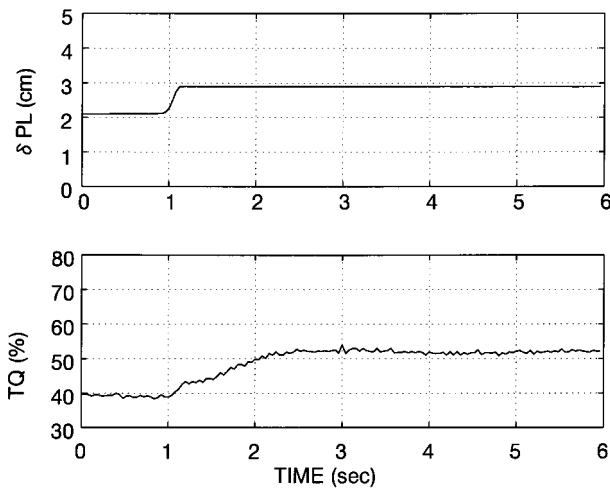


図 4-5(a) 計測データ例(右: 形態3 IAS 110Kt 押小)  
(56.3m/s)

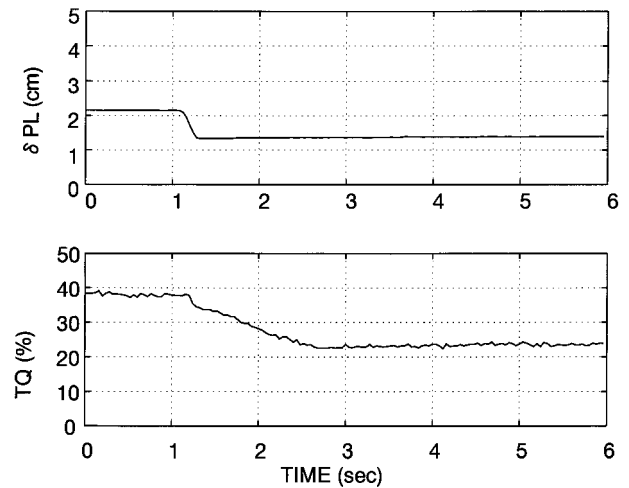


図 4-5(b) 計測データ例(左: 形態3 IAS 80Kt 引小)  
(41.1m/s)

## 5. 解析

### 5.1 エンジン出力トルクの静特性

まず、パワー・レバー入力に対するエンジン出力トルクの静的特性を調べる。図5-1はパワー・レバーのステップ状入力前後の定常状態におけるパワー・レバー位置 PL を横軸に、その時のエンジン出力トルクの計測値 TQ を縦軸に示したものである。ここでは左右のエンジンのそれぞれについてすべての実験ケースの計測値をプロットした。パワー・レバーの最大ストロークは73mm(図3-1参照)であるので今回の飛行実験は全ストロークの約62%をカバーしている。これらの図より、左右エンジン共、フライト・アイドル付近( PL < 約0.35cm)を除いてエン

ジン出力トルクはパワー・レバー位置にほぼ比例し、飛行形態及び飛行速度に依存しないことがわかる。図5-1に示されている直線は測定データを最小自乗法により一次近似したものであり、その傾きは右エンジンで約 19.66 (%/cm)、左エンジンで約 18.45(%/cm)である

### 5.2 エンジン出力トルク動特性モデルの選定

MuPALのエンジン制御則の構築に際しては、パワー・レバー入力に対するエンジン出力トルクの応答特性を適当な数学モデルで表現することが必要である。FBW計算機ではエンジン制御則を実時間で演算しなければならないので、エンジン出力トルクの応答特性をなるべく簡単な構造のモデルで表現することが望ましい。そこで、パ

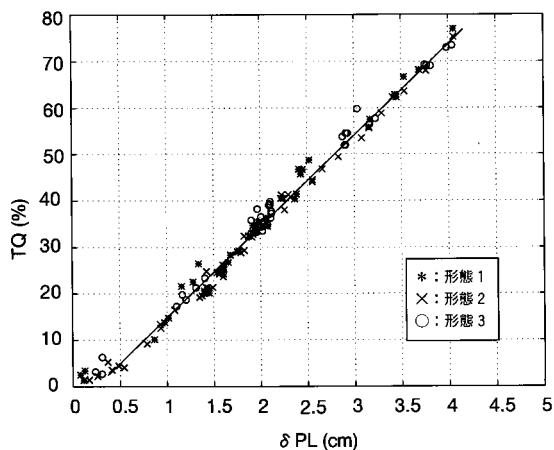


図 5-1(a) エンジン出力トルク静特性 (右)

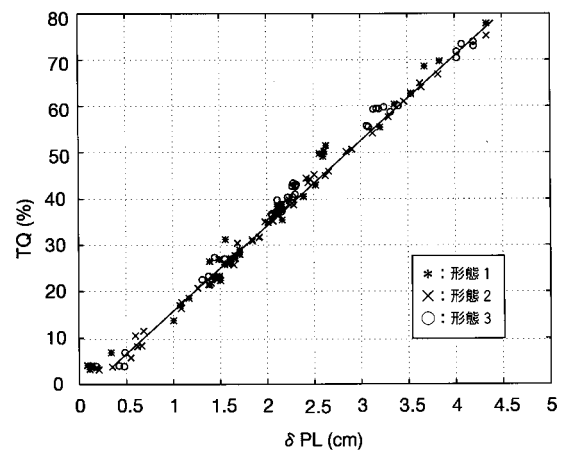


図 5-1(b) エンジン出力トルク静特性 (左)

ワー・レバー入力に対するエンジン出力トルクの出力波形が急な立ち上がり、わずかなオーバーシュートを伴う傾向があるという実験結果を考慮して、次式で示す二次遅れモデルを伝達関数として採用した。

$$TQ = \frac{K}{s^2 + 2\zeta s + \omega_n^2} \cdot PL$$

ここで  $TQ$  及び  $PL$  は、それぞれトリム状態からのエンジン出力トルクの変化量(%)及びパワー・レバーの変位量(cm)、 $\zeta$ 、 $\omega_n$ 、 $K$  はそれぞれ減衰係数、固有振動数(rad/sec)、ゲイン定数(%/cm)である。

### 5.3 モデル・パラメータの推定

前項の二次遅れモデルについて各ケース毎に、入力( $PL$ )に対するモデルの出力誤差( $TQ$  計測値とモデル出力の差)の二乗積分を最小とするような、パラメータ  $\zeta$ 、 $\omega_n$ 、 $K$  を修正ニュートン・ラプソン法によって求めた。<sup>6)</sup> 飛行実験によって得られたパワー・レバー入力に対するエンジン出力トルク応答の計測値を二次遅れモデルを用いてフィッティングした結果の例を図5-2～図5-4に示す。図5-2は形態1、図5-3は形態2、図5-4は形態3の実験ケースである。左右エンジンとも全般に二次遅れモデルによって実際の出力トルクの応答がよく表現されていることがわかる。しかし、二次遅れモデルを採用したた

め、最初の鋭い立ち上がりとその直後に変化が鈍る部分はうまく表現できず、誤差がやや大きくなっている。しかしながら  $TQ$  の誤差が大きくなるのは長くても0.3秒程度の間であり、誤差の最大値も5%程度であるのでFBWのエンジン制御則の作成に資するという目的からはあまり問題とならないと考える。

各ケース毎に得られた  $\zeta$ 、 $\omega_n$ 、 $K$  を表3及び図5-5に示

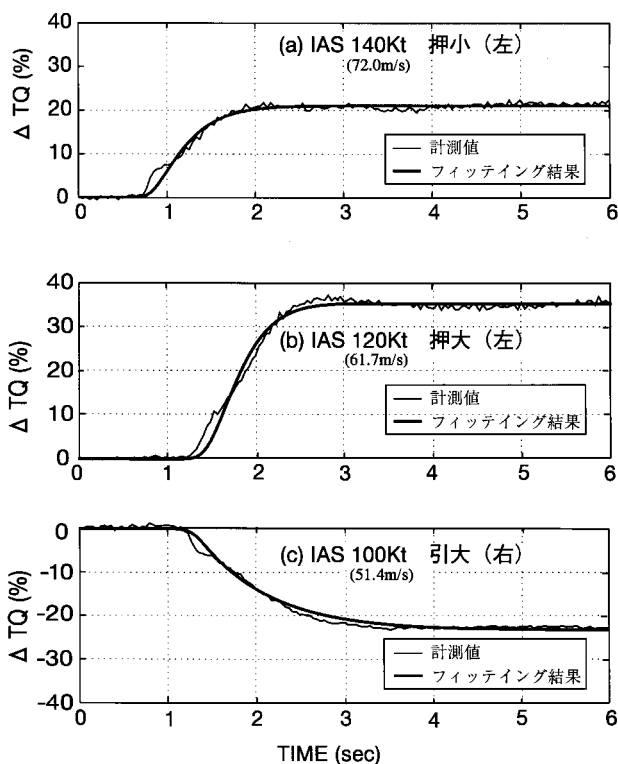


図5-2 フィッティング結果例 (形態1)

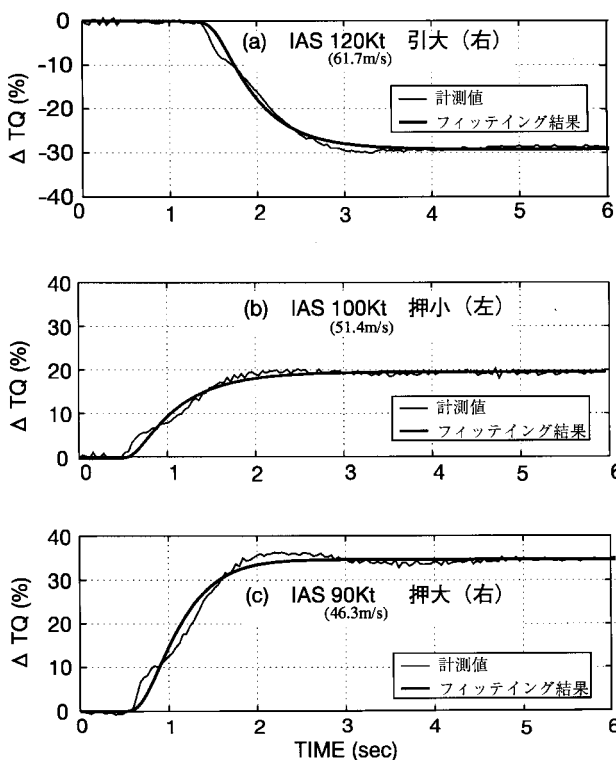


図5-3 フィッティング結果例 (形態2)

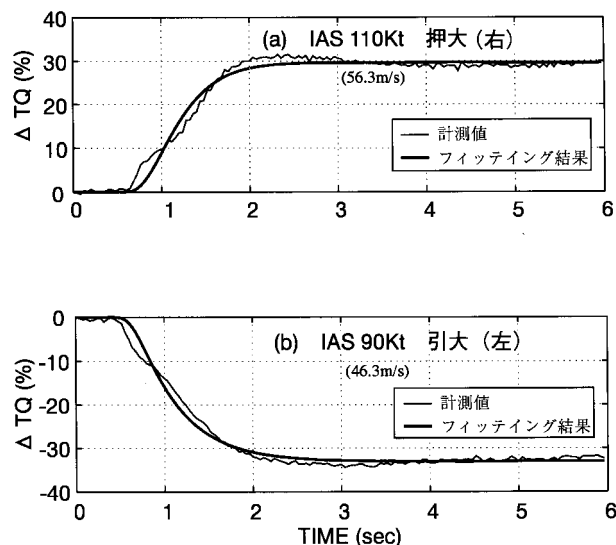


図5-4 フィッティング結果例 (形態3)

表 3(a) モデルパラメータ推定結果(右)

( )は m/s

形態	速度(Kt)	入力	$\zeta$	$\omega$ (rad/sec)	K (%/cm)
1	9 0 (46.3)	押大	0.776	2.965	19.75
		押小	0.633	2.453	22.71
		引小	2.254	3.245	22.01
	1 0 0 (51.4)	押大	0.798	3.257	19.87
		押小	0.691	2.452	19.96
		引小	1.472	4.332	19.07
	1 2 0 (61.7)	押大	0.786	3.588	19.62
		押小	0.837	3.133	19.86
		引小	1.472	4.332	19.07
	1 4 0 (72.0)	押大	0.670	3.416	19.14
		押小	0.740	3.418	18.94
		引小	0.929	2.960	19.14
1 6 0 (82.3)	押大	0.709	3.803	19.18	
	押小	0.723	3.451	17.07	
	引小	0.840	3.272	19.44	
2	9 0 (46.3)	押大	0.796	2.783	20.09
		押小	0.849	2.565	19.72
		引小	1.856	2.986	20.06
	1 0 0 (51.4)	押大	0.853	3.399	20.03
		押小	0.699	2.667	20.75
		引小	1.164	2.969	19.63
	1 1 0 (56.6)	押大	0.723	3.192	18.39
		押小	0.900	3.342	19.10
	1 2 0 (61.7)	押大	0.710	3.360	19.04
		引大	0.957	3.306	19.70
		押小	0.863	3.218	17.67
	1 3 0 (66.9)	引小	1.161	3.119	19.08
		押大	0.843	3.710	18.14
		引大	0.987	3.384	19.48
	1 4 0 (72.0)	押小	0.894	3.338	17.43
引小		1.342	3.721	20.610	
押大		0.713	3.570	18.42	
1 4 0 (72.0)	引大	0.805	3.210	18.32	
	押小	0.688	3.375	18.57	
	引小	1.055	3.155	19.13	
3	8 0 (41.1)	押大	0.796	3.107	19.18
		押小	0.853	2.870	19.49
		引小	1.078	2.705	19.46
	9 0 (46.3)	押大	0.758	2.995	18.86
		押小	0.858	2.775	20.05
		引小	1.160	2.812	18.92
	1 0 0 (51.4)	押大	0.829	3.305	19.02
		押小	0.892	2.605	16.36
		引小	1.149	3.06	21.71
	1 1 0 (56.6)	押大	0.753	2.792	17.62
		押小	0.795	2.759	15.96
		引小	1.246	3.174	23.18
1 2 0 (61.7)	押大	0.724	3.387	18.73	
	引大	0.943	3.454	20.22	
	押小	0.802	3.359	17.78	
		引小	1.060	3.480	17.23

表 3(b) モデルパラメータ推定結果(左)

( )は m/s

形態	速度(Kt)	入 力	$\zeta$	$\omega$ (rad/sec)	K (%/cm)
1	9 0 (46.3)	押大	0.941	3.074	18.78
		押小	1.321	2.921	21.14
	1 0 0 (51.4)	押大	0.921	3.268	18.95
		押小	1.358	3.190	18.62
		引小	0.784	2.863	18.61
	1 2 0 (61.7)	押大	0.876	3.651	18.5
		押小	1.092	3.440	18.35
	1 4 0 (72.0)	押大	0.711	3.387	18.16
		押小	0.822	3.387	18.73
	1 6 0 (82.3)	押大	0.744	3.849	16.63
引大		0.911	3.986	18.52	
押小		0.823	3.418	16.76	
2	9 0 (41.1)	押大	0.890	3.197	17.10
		押小	1.032	3.082	19.40
		引小	0.962	2.963	19.04
	1 0 0 (51.4)	押大	0.945	3.446	18.30
		引大	1.017	3.108	17.63
		押小	0.904	2.980	19.85
		引小	0.902	2.665	19.14
	1 1 0 (56.6)	押大	0.971	3.721	18.78
		押小	1.435	3.744	18.60
		引小	0.851	2.950	18.13
	1 2 0 (61.7)	押大	0.753	3.337	18.91
		引大	0.716	3.008	19.14
		押小	1.101	3.491	18.30
		引小	1.004	3.340	18.12
	1 3 0 (66.9)	引大	0.795	3.356	19.26
		押小	1.032	3.399	17.84
引小		0.932	3.694	19.48	
1 4 0 (72.0)	押大	0.756	3.584	16.77	
	引大	0.793	3.791	19.00	
	押小	0.753	3.495	17.72	
	引小	0.805	3.112	17.11	
3	8 0 (41.1)	押大	0.890	3.197	17.10
		引大	1.032	3.082	19.40
		押小	1.174	3.303	18.95
		引小	0.962	2.963	19.04
	9 0 (46.3)	押大	0.787	2.888	17.13
		引大	0.973	2.943	19.94
		押小	0.905	2.961	18.47
	1 0 0 (51.4)	押大	0.906	3.501	17.35
		引大	0.885	3.073	19.38
		押小	1.145	3.213	17.55
	1 1 0 (56.6)	押大	0.886	3.192	16.68
		押小	0.941	2.87	16.56
	1 2 0 (61.7)	押大	0.813	3.338	15.49
		引大	0.648	2.996	19.44
押小		0.947	3.312	16.03	

す。図5-5において(a)は右エンジン、(b)は左エンジンについて上の段から順に  $\zeta$ ,  $\omega$ , K を示し、横軸には飛行速度(IAS)をとった。図中のマークについては\*が形態1、xが形態2、oが形態3によるパラメータの推定値を表す。ただし、フライト・アイドル付近( PL < 約0.35cm)に見られる出力トルクの不感帯(図5-1参照)を含む実験ケース及びパワー・レバー入力の波形が大きく乱れているケースのデータは除外した。図中の直線はプロットした全ケースの平均値を示す。図において、飛行速度の増加に対しては  $\zeta$  がやや増加し、K がやや減少する傾向があるものの、 $\omega$ , K の飛行形態、飛行速度、パワー・レバー入力の方向及び大きさに対する依存性はあまり明確ではない。従って、モデルの単純化という観点から、プロットした全ケースの平均値をパラメータの推定値とする。従って、ドルニエ機のパワー・レバーからエンジン出力トルクに対する二次遅れモデルのパラメータの推定結果として表4が得られた。

ところで、表4のKと図5-1中の直線の傾きはいずれもエンジン出力トルクの変化量とパワー・レバーの変位量の比を表し、本来ほぼ同じ値となるべきある。左エンジンについては、両者の差は1%未満である。しかし、右エンジンについては5%程度の差が見られる。本報告書ではエンジン出力トルク応答の動特性を知ることを主目的としているので、動特性に関わるパラメータすなわち  $\zeta$ ,  $\omega$  とKを同時に考慮に入れて推定した結果である表4の値をモデルのパラメータ値として採用する。

5.4 モデルの精度検証

ここでは前節で得られたエンジン出力応答モデルのパラメータ推定結果が妥当であるか検討する。パワー・レバーのステップ状入力計測値に対して表4のパラメータを用いて算出した二次遅れモデルによる応答と同じ入力に対する出力トルク計測値の比較を図5-6に示す。これらの飛行実験データはモデルのパラメータ推定には用いなかったので、両図よりパワー・レバーから出力トルクに対する伝達関数のモデル化が良好に行われていることがわかる。

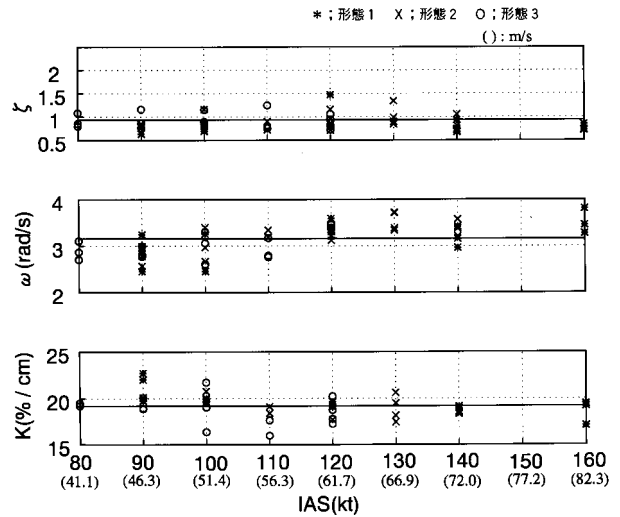


図5-5(a) モデルパラメータ推定結果 (右)

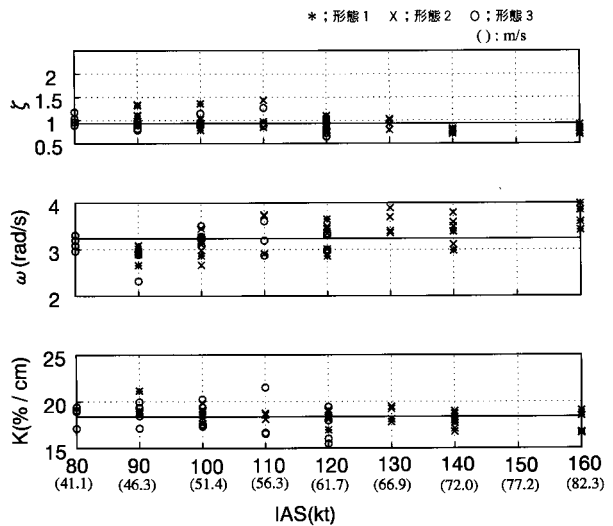


図5-5(b) モデルパラメータ推定結果 (左)

表4 エンジン出力トルクの応答

$$\Delta TQ = \frac{K \omega^2}{s^2 + 2\zeta \omega s + \omega^2} \cdot \Delta PL$$

	右エンジン	左エンジン
減衰係数 $\zeta$	0.87	0.91
固有振動数 $\omega$ (rad/sec)	3.21	3.25
ゲイン定数 K (%/cm)	18.72	18.28

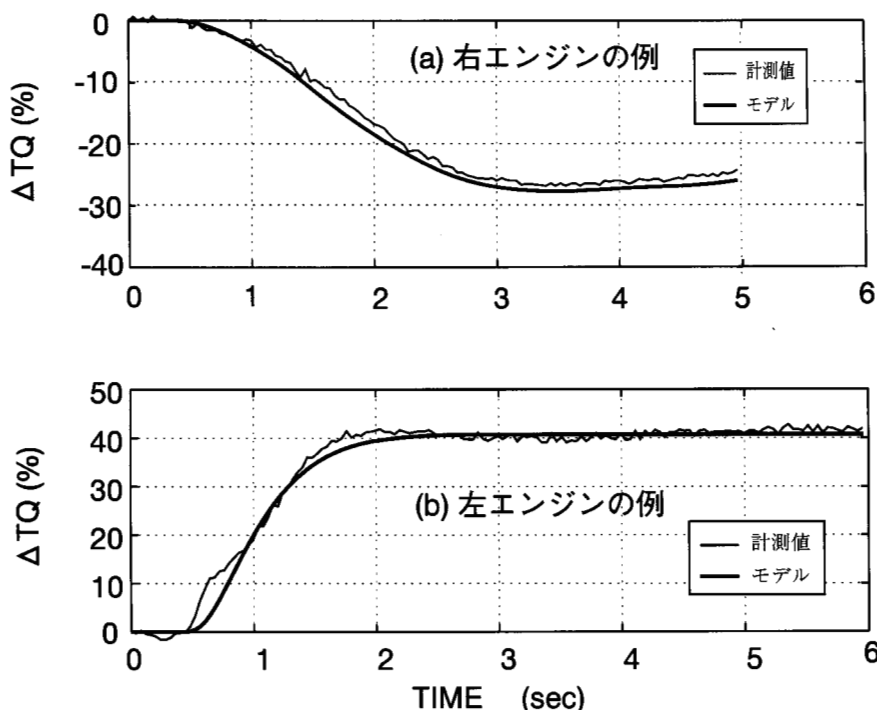


図 5-6 検証結果例

## 6. まとめ

ドルニエ機の MuPAL 計画の一環として、まずエンジン制御則構築の基礎データとなるエンジン出力応答特性を調べるために、パワー・レバーのステップ状入力に対するエンジン出力トルクの応答を計測し、その数学モデルを作成した。その結果、エンジン出力応答特性は飛行形態、飛行速度、パワー・レバー入力の方向及び大きさにあまり依存せず、一つの二次遅れモデルで表現できることが分かった。

より精密なエンジン出力制御応答モデルの作成にはエンジンに対する燃料流量及びプロペラ・ピッチ角の制御の仕組みから見た伝達関数モデル形式の検討が必要であろう。また、今回の飛行実験終了後、エンジン回転数 100%もしくは 101%(Hi ポジション)の運用が認められるようになった。これに伴い、MuPAL でもエンジン回転数 100%もしくは 101%での運用が想定されるので、これらの条件におけるエンジン出力トルクの応答特性についても調べる必要がある。

## 参考文献

- 1) 古茂田他;可変安定応答実験機(VSRA)について(1)、日本航空宇宙学会誌、Vol.31 No349、1983年2月、pp.75-91
- 2) 稲垣他;ドルニエDo-228型機のエンジン出力応答特性の飛行実験、第32回飛行機シンポジウム前刷集、日本航空宇宙学会、1994年10月
- 3) NAL Do228-200型実験用航空機JA8858号機舵角/エンジントルク計測装置検査報告書、富士重工業株式会社 UHD-23976、1992年11月
- 4) 航空宇宙技術研究所飛行実験部;実験用航空機ドルニエ機について、航空宇宙技術研究所資料 TM-637、1991年7月
- 5) 稲垣他:ドルニエ機用飛行データ収集システム及びダウンリンク・システムの飛行評価実験、航空宇宙技術研究所資料 TM-699、1996年9月
- 6) R.E.Maine,K.W.Illiff;Identification of Dynamic Systems, NASA RP1138, Feb.1985





# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-723

## ドルニエ Do-228 型機のエンジン出力トルク応答特性の飛行実験

稲垣敏治・増位和也・塚野雄吉

1997年12月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

---

## 航空宇宙技術研究所資料723号

平成9年12月発行

発行所 科学技術庁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(0422)47-5911 〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

©禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、企画室  
調査普及係にご連絡ください。