

ISSN 0389-4010  
UDC 533.6.694.2  
629.7.01.018.7  
681.5.03.034

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1116

VSRA/DLCフラップ系の安定・操縦微係数の同定

塚野雄吉・小野孝次・石川和敏

1991年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# VSRA/DLCフラップ系の安定・操縦微係数の同定\*

塚野 雄吉\*<sup>1</sup> 小野 孝次\*<sup>1</sup> 石川 和敏\*<sup>1</sup>

## Identification of the Stability and Control Derivatives of a DLC-Flap System for VSRA.

Yukichi TSUKANO\*<sup>1</sup>, Takatsugu ONO\*<sup>1</sup>  
and Kazutoshi ISHIKAWA\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

Flight tests were conducted using the Variable Stability and Response Airplane (VSRA) in order to identify the stability and control derivatives for a Direct Lift Control (DLC) flap system. The frequency response method was selected, with a pure sinusoidal input being applied to the DLC-flaps. Response from a linear system model consisting of the stability and control derivatives were compared with other flight test response data to determine general-inputs and resulting derivatives were subsequently verified.

In addition, the control capability of the DLC-flaps was estimated by the control derivatives, and their compared with wind tunnel test data.

**Keywords :** Stability/Control derivatives, Flight Tests, Frequency Response Method, DLC-flaps, In-flight simulator.

### 概 要

DLCフラップを装着した可変安定応答実験機 (VSRA) のシステム・パラメータを知るために強制振動法による飛行実験を行った。水平定常飛行状態のトリムまわりで、DLCフラップを種々の周波数で持続的に加振し、その機体応答の周波数特性データからVSRAシステムの安定・操縦微係数を同定した。さらに、その操縦微係数からDLCフラップの揚力、抗力そして縦揺れモーメントを推定し、風洞試験結果とも比較した。その実験方法並びにデータ解析手法について述べる。

---

\*平成3年4月3日 受付 (received 3 April 1991)

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

## 1. まえがき

深い降下角の進入や曲線進入等の着陸方式に対する飛行性上の問題点を解明するために当所の実験用航空機（ビーチクラフト 65 型機）を母機として、種々の航空機の安定性のみでなく応答特性をも模擬することができる可変安定応答実験機（Variable Stability and Response Airplane, 以下 VSRA と呼ぶ）を開発した。

VSRA のモデル・フォロ・システムには任意の操舵入力に対する出力誤差（プラント出力とモデル出力との差）をプラントの制御入力の数と同じ数の出力について、指定した誤差ダイナミクスの下に完全に 0 となるように制御則を決定する方法<sup>1)</sup>を採用している<sup>2)</sup>。

縦軸に関しては 2 入力（エレベータ  $\delta e$ , スロットル  $\delta t$ ）2 出力（例えば,  $u$ ,  $\gamma$ ）の伝達関数 ( $u$ ,  $\gamma / \delta e$ ,  $\delta t$ ) をモデルのものに厳密に一致させることができるだけでなく、航空機モデルの特性が VSRA の母機の特性と著しく変わらない限りは、指定した出力以外の状態量についてもモデル追従誤差は小さく、その誤差がパイロットによる飛行性の評価に悪影響を与えることはない<sup>3)</sup>。

ところが、パワード STOL 機で代表される深いバックサイド領域で着陸進入する航空機の  $u$ ,  $\gamma$  を模擬させようとしてエレベータとスロットルで揚抗比変化を合わせても母機がフロント・サイドで飛行する VSRA では姿勢変化までも合わせることができない。

そこで VSRA のフラップを改修して揚力を直接制御することができる DLC (Direct Lift Control) フラップを装着した。

この DLC フラップは VSRA の内舷フラップの前縁側約 40% をのこし、後縁側をプレーン・フラップ型の動翼に改造したものである。その性能として、 $V_{CAS} = 53.6 \text{ m/s}$  ( $= 120 \text{ mph}$ ) において  $\pm 0.2 \text{ g}$  の揚力制御能力を有し、周波数特性として約 1 Hz のバンド幅を持たせることを目標とした。

改修に先立って設計に必要な技術資料を得るために行った風洞試験結果では DLC フラップ最大

舵角 ( $\pm 25^\circ$ ) に対して揚力係数変化で  $\Delta C_{Lw} = \pm 0.116$  であり、実機のトリム飛行状態 ( $V_{CAS} = 53.6 \text{ m/s}$ ,  $W = 3,400 \text{ kg}$ ) における揚力制御能力として  $\pm 0.159 \text{ g}$  ( $= \Delta C_{Lw} / C_{Ltrim}$ ) が得られることが確認された。

実機に装着した DLC フラップがどれ程の揚力制御能力を有するかは飛行実験によって確認する必要がある。その能力を確認する方法に従来の空力 3 舵（エレベータ, エルロン及びラダー）に DLC を加えたことで運動性能がどれ程拡大したかによって DLC 能力を定性的に評価する方法<sup>3)</sup>や、DLC フラップによる空気力を非線型システムとして、そのシステム・パラメータを (3・2・1・1) 周期入力による機体応答データから同定した例もある<sup>4)</sup>。

ここでは DLC フラップを VSRA の線型化システムに対する制御入力の一つとして使用するので、DLC 運用時のトリム形態における VSRA/DLC システムの安定微係数及び DLC フラップの操縦微係数を求めることを主眼とし、その結果から DLC フラップが発生し得る揚力、抗力そして縦揺れモーメントを推定することにした。

安定・操縦微係数を飛行実験データから得るために、任意の入力周波数に十分なパワーを供給することができる文献<sup>5)</sup>の強制振動による周波数応答法を採用した。

この方法に基づいて DLC フラップを種々の周波数による正弦波で持続的に加振し、その機体応答の周波数特性から伝達関数を推定し、安定微係数及び DLC フラップの操縦微係数を同定した。また、コマンド信号に対する舵角応答データから DLC フラップのサーボ系の周波数特性も同時に得ることができた。

これらの操縦微係数は DLC フラップの単位舵角に対する加速度及びモーメントであり、トリム状態における DLC フラップによる揚力係数、抗力係数及び縦揺れモーメント係数に換算できる。それらの値を風洞試験結果とも比較した。

なお、同定した安定・操縦微係数から成る線型化モデルに対して一般入力による応答の時間歴と実験データとを比較する手法で、同定精度を検証

した。

## 2. 主な記号

$A$	: 安定微係数マトリクス
$A_x$	: $X$ 軸方向の加速度
$A_z$	: $Z$ 軸方向の加速度
$B$	: 操縦微係数マトリクス
$C$	: 出力マトリクス
$C$	: 空力平均翼弦長
$\Delta C_{(\cdot)}$	: $(\cdot)$ の空力係数
$E$	: 加速度の出力マトリクス
$I_{yy}$	: $Y$ 軸まわりの慣性能率
$K_{(\cdot)}$	: $(\cdot)$ の伝達関数の定常ゲイン
$H_u$	: DLC フラップによるモーメントの一次遅れに関する微係数
$\Delta M_f$	: DLC フラップによる縦揺れモーメントに関する微係数
$M_{\delta_f}^{(l)}$	: $\Delta M_f$ の尾翼成分
$M_{\delta_f}^{(w)}$	: $\Delta M_f$ の主翼成分
$Q$	: 動圧
$RN$	: レイノルズ数
$T$	: 伝達関数の時定数
$T'_c$	: 推力係数
$S$	: 主翼面積
$V_{CAS}$	: 校正対気速度
$W$	: 基準の機体総重量
$q$	: 縦揺れ角速度
$g$	: 重力加速度
$u$	: $X$ 軸方向の速度
$w$	: $Z$ 軸方向の速度
$x$	: 状態ベクトル
$y$	: 出力ベクトル
$\alpha$	: 迎え角
$\gamma$	: 径路角
$\delta$	: 操舵量
$\zeta$	: 減衰比
$\theta$	: 縦揺れ角
$\mu$	: 一次遅れの DLC フラップ角度
$\rho_0$	: 標準大気の高海上空気密度
$\tau$	: DLC フラップによる吹き下しの時間遅れ

$\omega_0$  : 固有振動数

添字の意味

$(\cdot)_{fCMD}$	: DLC フラップのコマンド
$(\cdot)^T$	: $(\cdot)$ の転置マトリクス
$(\cdot)_w$	: 風洞試験による
$(\cdot)_{ph}$	: 長周期モード
$(\cdot)_{sp}$	: 短周期モード
$(\cdot)_f$	: DLC フラップによる。
$(\cdot)_u$	: $u$ による。
$(\cdot)_{ax}$	: $A_x$ による。
$(\cdot)_{az}$	: $A_z$ による。
$(\cdot)_\alpha$	: $\alpha$ による。
$(\cdot)_\theta$	: $\theta$ による。

## 3. DLC フラップ・システムの概要

### 3.1 DLC フラップ機構

図1に示す様に VSRA の内舷フラップの主桁を境に前後に分割し、後縁側を DLC フラップとした。前縁側（これを母フラップと呼ぶ）は外舷フラップと共に従来の着陸フラップの機能を維持する。DLC フラップは、母フラップ後縁にヒンジを有するプレーン型の動翼である。その弦長は約 294mm で、元の内舷フラップとの弦長比は約 0.60 である。DLC フラップは母フラップに装着された電動サーボ・アクチュエータ（最大トルク 78N-m、回転速度 0.62 rad/s）で駆動される。

外舷フラップ及び母フラップを  $20^\circ$  下げた状態から DLC フラップの後縁を  $10^\circ$  上げた位置を DLC フラップの基準状態とした。基準状態における作動角は上げ舵角  $-25^\circ$ 、下げ舵角  $+25^\circ$  で全作動角は  $50^\circ$  である。また、DLC フラップを作動させない場合はパイロットのスイッチ操作によってサーボ電源を切ると共に母フラップに内蔵したリニア・アクチュエータによって DLC フラップを  $+10^\circ$  に戻し、その位置で Lock Pin によって母フラップに固定され、外舷フラップと共に着陸フラップの役割を果たす<sup>9)</sup>。

### 3.2 制御系

VSRA/DLC システムの制御系ブロックを図2に示す。図の上側は従来からの空力3舵 ( $\delta e$ ,

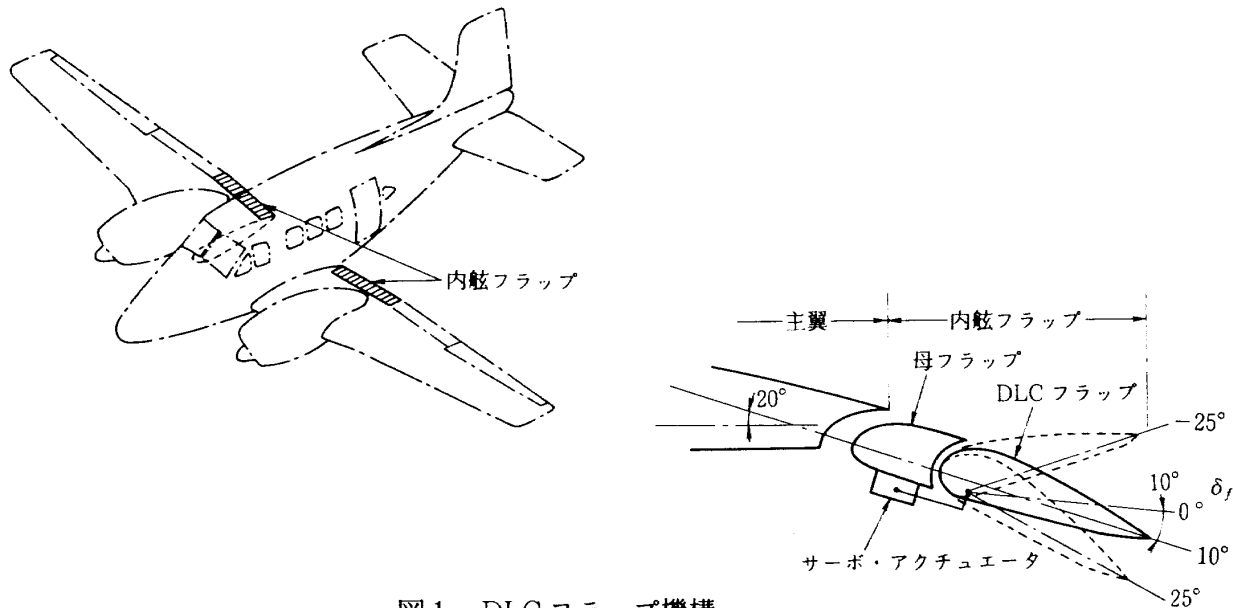


図1 DLCフラップ機構

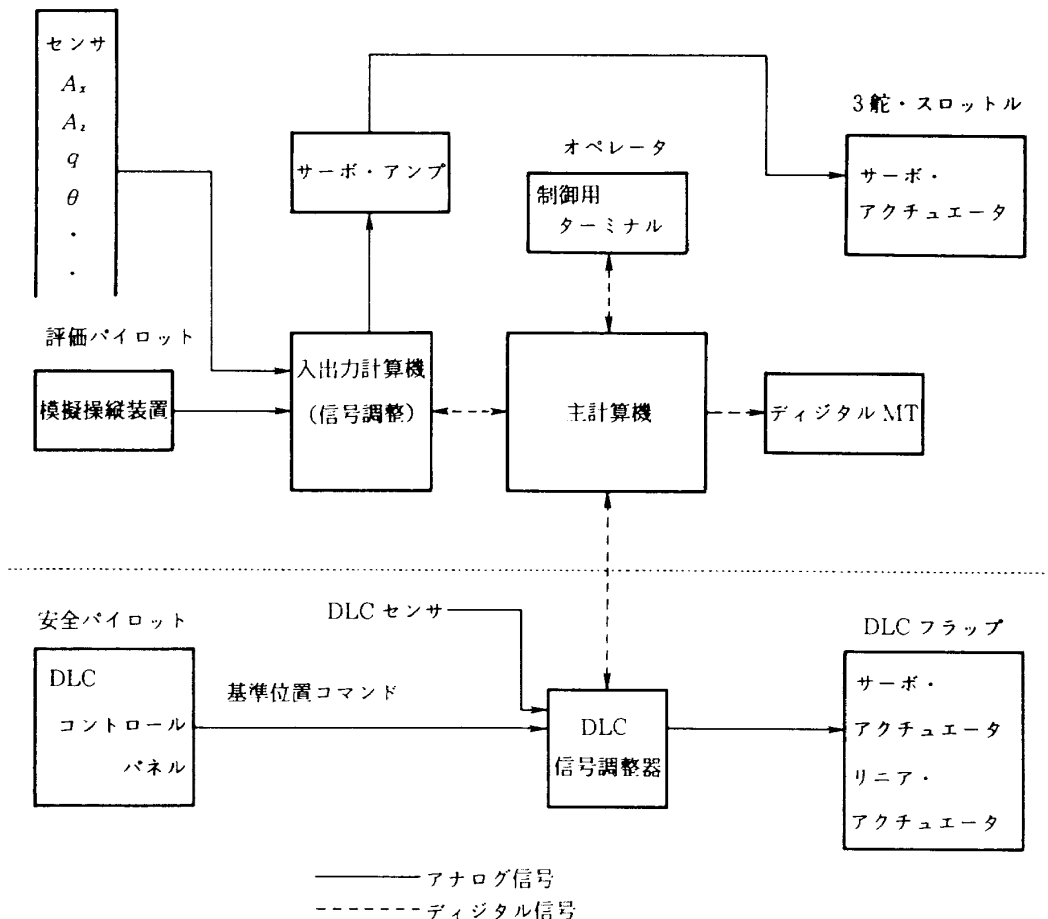


図2 VSRA/DLC 制御システム

$\delta a$ ,  $\delta r$ ) とスロットルの制御系である。評価パイロットが操作する模擬操縦装置の動きはポジション・トランスミッタの出力として入出力計算機 (信号調整) に取りこまれ、A/D 変換されて主計算機に転送される。その信号は、予めプログ

ラミングされた制御則に基づき、演算処理され、サーボコマンド信号として信号調整器を経由し、それぞれのサーボ系に入力される。

一方、DLC 系統はパイロットが設定した DLC フラップの基準状態 ( $\delta_f = 0^\circ$ ) コマンドと上述

の制御則で演算されたコマンドとが DLC 信号調整器内で加算されて DLC フラップのサーボ・アクチュエータに入力される<sup>6)</sup>。なお、DLC 系統には基準状態を設定するスイッチがあるのみでパイロットが直接操舵できる操縦装置を備えていない。

3.3 風洞試験による DLC フラップ性能<sup>7)</sup>

DLC フラップの設計資料を得る為に 1/7.5 全機模型を用いて  $(RN)_{eff}^* = 1.5 \times 10^6$ 、風速 = 30m/s、パワー付きの条件で風洞試験を行った。図3に迎え角  $3^\circ$ 、DLC フラップ角  $\delta_{fw} = 30^\circ$  から  $-25^\circ$  の風試結果を示す。上から揚力係数  $\Delta C_{LW}$ 、抗力係数  $\Delta C_{DW}$ 、そして縦揺れモーメント係数  $\Delta C_{mW}$  でそれぞれ DLC フラップによる変化分と

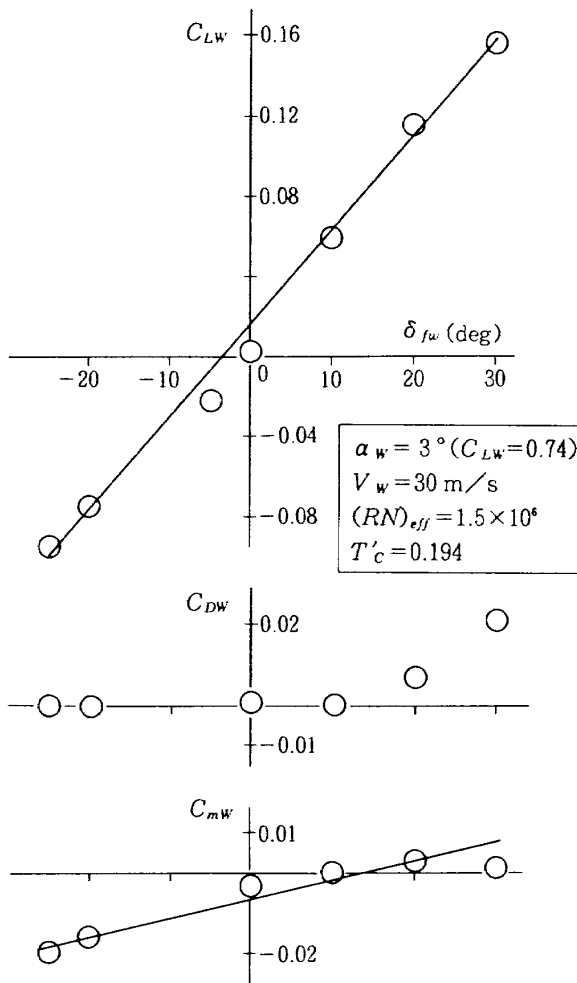


図3 DLC フラップ特性 (風試)

して表した。DLC フラップ舵角  $-25^\circ$  から  $+25^\circ$  の実験値を直線近似し、舵角  $25^\circ$  当たりには発生できる揚力及びモーメントはそれぞれ  $\Delta C_{LW} = 0.116$ 、 $\Delta C_{mW} = 0.0135$  である。 $\Delta C_{DW}$  は舵角に対する非線型性が大きく、 $\delta_f = 25^\circ$  で 0.012、 $0^\circ$  でほぼ 0、そして  $-25^\circ$  では  $-0.001$  である。

これらの風洞試験結果 ( $\Delta C_{LW}$ ) より DLC 運用のトリム形態 ( $V_{CAS} = 53.63\text{m/s}$ 、 $W = 3,400\text{kg}$ ) において DLC フラップ ( $\delta_f = \pm 25^\circ$ ) は最大、 $\pm 0.159g$  の揚力制御能力を有することが確認できた。

DLC フラップのヒンジ・モーメント試験の結果を DLC 運用の最大飛行速度\*\*  $V_{CAS} = 58.1\text{m/s}$  (130mph) 時のヒンジ・モーメントに換算したものを図4に示す。このヒンジ・モーメントはサーボ・アクチュエータに対する負荷であり、その最

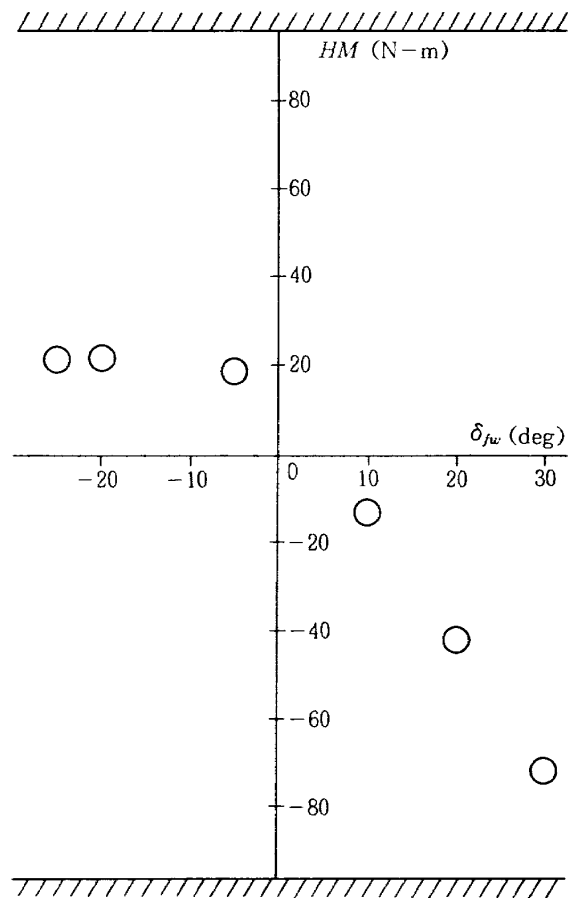


図4 DLC フラップのヒンジ・モーメント (風試)  
( $V_{TAS} = 58.1\text{m/s}$  に換算)

\* 乱流格子を使用した有効レイノルズ数。

\*\* DLC フラップの構造強度試験結果に基づいて決めた制限速度。

大値は DLC フラップの最大舵角  $25^\circ$  時の値で、 $55.9 \text{ N-m}$  である。

これに対するサーボ・アクチュエータの最大軸トルクと DLC フラップとの連結アーム比から決まる最大許容トルクは約  $98 \text{ N-m}$  (斜線部分) でありアクチュエータの能力が十分であることが確認された。

#### 4. 周波数応答法による安定・操縦微係数の同定

##### 4.1 運動方程式

航空機の縦の運動を定常直線飛行状態まわりで線型化した方程式を(1)式で表す。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\delta(t) \quad (1)$$

ここに、 $\mathbf{x}(t)$  は状態ベクトル、 $\delta(t)$  は操舵入力ベクトルであり、 $\mathbf{A}$  は安定微係数マトリクス、 $\mathbf{B}$  は操縦微係数マトリクスである。

操舵入力の一つである DLC フラップは他の空力3舵と違い操舵によって誘起される吹き下しが時間遅れをもって水平尾翼に作用するため、縦揺れモーメントが遅れて現れる。操舵入力後、吹き下しが水平尾翼に達するまでの時間を  $\tau$  秒とすると DLC フラップ  $\delta_f$  による縦揺れモーメント微係数  $\Delta M_f$  のうちの尾翼成分 ( $M_{\delta_f}^{(w)}$ ) のみが  $\tau$  秒遅れで応答すると見なして  $\Delta M_f$  を

$$\Delta M_f(s) = M_{\delta_f}^{(w)} D_f(s) + M_{\delta_f}^{(t)} e^{-\tau s} D_f(s)$$

とする。

ここで、 $\tau$  はむだ時間であるから、 $e^{-\tau s}$  をパデ近似  $e^{-\tau s} \approx (1 - \tau s/2) / (1 + \tau s/2)$  を用いて時間領域で書き表せば、

$$\begin{aligned} \Delta M_f(t) &= M_{\delta_f}^*(t) + M_\mu \mu(t) \\ \dot{\mu}(t) &= H_\mu \mu(t) - H_\mu \delta_f(t) \end{aligned} \quad (2)$$

となる。

ここに、 $M_{\delta_f}^* \triangleq M_{\delta_f}^{(w)} - M_{\delta_f}^{(t)}$ 、 $M_\mu \triangleq 2M_{\delta_f}^{(t)}$ 、 $H_\mu \triangleq -2/\tau$

である。

操舵入力を DLC フラップのみとし、状態ベクトルを  $\mathbf{x}(t) = [u, w, q, \theta, \mu]^T$  とした(1)式の運動方程式はセンサ軸に関する有次元の安定操縦微係数を用いて次のように記述できる。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\mu} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & -W_o + X_q & -g \cos \theta_o & 0 \\ Z'_u & Z'_w & U_o + Z'_q & -g \sin \theta_o + Z'_\theta & 0 \\ M'_u & M'_w & M'_q & M'_\theta & M'_\mu \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & H_\mu \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ \mu \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} X_{\delta_f} \\ Z'_{\delta_f} \\ M_{\delta_f}^* \\ 0 \\ -H_\mu \end{bmatrix} \delta_f \quad (3)$$

ここで、 $Z, M$  の Primed 微係数  $(\cdot)'$  は  $X_w = 0$  として  $Z'_w, M'_w$  を左辺の慣性項とともに括りだしたものを含めて表した微係数である<sup>5)</sup>。

状態量のうち、 $\mu$  以外は全て計測できる。また、 $X$  軸方向の加速度  $A_x$ 、 $Z$  軸方向の加速度  $A_z$  も計測できる。

なお、 $A_x, A_z$  は(3)式の微係数を用いて次式のように表すことができる。

$$\begin{aligned} A_x(t) &= \dot{u}(t) + W_o q(t) + g \cos \theta_o \theta(t) \\ &= X_u u(t) + X_w w(t) + X_q q(t) \\ &\quad + X_{\delta_f} \delta_f(t) \\ A_z(t) &= \dot{w}(t) - U_o q(t) + g \sin \theta_o \theta(t) \\ &= Z'_u u(t) + Z'_w w(t) + Z'_q q(t) \\ &\quad + Z'_\theta \theta(t) + Z'_{\delta_f} \delta_f(t) \end{aligned} \quad (4)$$

出力に  $\mathbf{y}(t) = [u, w, q, \theta, A_x, A_z]^T$  を選んだ時の出力と計測量  $\mathbf{y}_{mes}(t)$  との関係は次のように表せる。

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{mes}(t) &= \mathbf{y}(t) + \boldsymbol{\eta}_x(t) \\ &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{E}\delta_f(t) + \boldsymbol{\eta}_x(t) \end{aligned} \quad (5)$$

ここに  $\boldsymbol{\eta}_x$  は状態量の計測ノイズ、 $\mathbf{C}$  及び  $\mathbf{E}$  は次のように定義される出力係数マトリクスである。

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} I_{4 \times 4} & 0_{6 \times 1} \\ X_u & X_w & X_q & 0 \\ Z'_u & Z'_w & Z'_q & Z'_\theta \end{bmatrix} \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0_{4 \times 1} \\ X_{\delta_f} \\ Z'_{\delta_f} \end{bmatrix}$$

ここで、 $I_{4 \times 4}$  は  $4 \times 4$  の単位マトリクス、 $0_{6 \times 1}$

及び  $0_{4 \times 1}$  はそれぞれ  $6 \times 1$  の 0 マトリクス及び  $4 \times 1$  の 0 マトリクスである。

操舵入力もまた計測ノイズ  $\eta_\delta$  を含んだ形で

$$\delta_{fmes}(t) = \delta_f(t) + \eta_\delta(t) \quad (6)$$

として計測されるため、結局、出力  $y(t)$  は(5)式の出力方程式に(6)式を代入した

$$y_{mes}(t) = Cx(t) + E\delta_{fmes}(t) - E\eta_\delta(t) + \eta_x(t) \quad (7)$$

の形で計測される。

#### 4.2 周波数特性データと安定・操縦微係数

(6), (7) で表される実験データから(3)式の安定・操縦微係数を同定することになるが、計測ノイズは一般にランダムであり、そのスペクトル密度関数が線スペクトルを持たない。そこで、正弦波状入力で機体を強制振動させた機体応答の計測値に対して調和解析することによって計測ノイズは除去され、応答の基本波成分のみを取り出すことができる。

その基本波成分  $\omega$  における入出力の振幅比及び位相差から伝達関数  $Y(s)/D_f(s)$  の  $s = j\omega$  における値を実験的に求めることができる。即ち、

$$Y_{mes}(j\omega)/D_f(j\omega) = Y(j\omega)/D_f(j\omega) \quad (8)$$

$$Y(s)/D_f(s) = C(sI - A)^{-1}B + E \quad (9)$$

として記述できる。

ここに、 $Y(j\omega)$ 、 $D_f(j\omega)$  は  $y(t)$  及び  $\delta_f(t)$  のフーリエ変換、 $s$  はラプラス変換のパラメータである。

(9)式の左辺は周波数  $\omega$  をいろいろ変えて加振した実験データから得られる機体応答の周波数特性であり、ボード線図として表すことができる。

一方、(9)式の右辺は(3)式の微係数を係数とした  $s$  の有理多項式から成り、その分子はそれぞれの出力要素に対応したものとなるが、分母は各出力要素に共通である。

伝達関数の係数である微係数の値を与えて時間領域で計算し、それを周波数領域に変換してボード線図上の実験値と比較し、実験値との差が最小になるように微係数を更新する。この手順を繰り返すことによって(3)式の微係数が同定できる。

なお、微係数の更新に当たっては各微係数の物

理的意味を考慮する必要がある。

ここでは上記手法を用いて DLC フラップ運用時のトリム状態 ( $V_{CAS} = 53.6 \text{ m/s}$ , 着陸フラップ角度  $20^\circ$ , 脚上げの水平直線飛行) まわりで(3)式の操縦・安定微係数を同定する。

#### 4.3 伝達関数

伝達関数を用いた安定操縦微係数の同定には伝達関数の分母、分子の次数を知っておく必要がある。

出力を  $y(t) = [u, \alpha, q, \theta, A_x, A_z]^T$  とした時の(9)式の伝達関数  $Y(s)/D_f(s)$  は文献(8)の形式で表せば(10)式のように書ける。

$$\begin{aligned} u(s)/\delta_f(s) &= N_{\delta_f}^u(s)/\Delta_{\text{long}}(s) \\ \alpha(s)/\delta_f(s) &= N_{\delta_f}^\alpha(s)/\Delta_{\text{long}}(s) \\ \theta(s)/\delta_f(s) &= N_{\delta_f}^\theta(s)/\Delta_{\text{long}}(s) \\ A_x(s)/\delta_f(s) &= N_{\delta_f}^{A_x}(s)/\Delta_{\text{long}}(s) \\ A_z(s)/\delta_f(s) &= N_{\delta_f}^{A_z}(s)/\Delta_{\text{long}}(s) \end{aligned} \quad (10)$$

ここに、分母、分子の次数は(3)式及び(9)式から決まるが、それらの根が実根か、複素根かは、具体的に数値を当てはめた時に決まる。ここでは微係数同定後に決まったものを(11), (12)式として示す。

(10)式の分母  $\Delta_{\text{long}}(s)$  は五つの式に共通で長周期モードと短周期モード、それに DLC フラップによる吹き下しの遅れを表す時定数  $T_u$  で因数分解した  $s$  の 5 次式として次のように表すことができる。

$$\begin{aligned} \Delta_{\text{long}}(s) &= (T_u s + 1) \left[ \left( \frac{s}{\omega_{ph}} \right)^2 + 2\zeta_{ph} \left( \frac{s}{\omega_{ph}} \right) + 1 \right] \\ &\quad \times \left[ \left( \frac{s}{\omega_{sp}} \right)^2 + 2\zeta_{sp} \left( \frac{s}{\omega_{sp}} \right) + 1 \right] \end{aligned} \quad (11)$$

分子も  $s$  の多項式として(12)式で表せる。

$$\begin{aligned} N_{\delta_f}^u(s) &= K_u \left[ \left( \frac{s}{\omega_{u1}} \right)^2 + 2\zeta_{u1} \left( \frac{s}{\omega_{u1}} \right) + 1 \right] \\ &\quad \times \left[ \left( \frac{s}{\omega_{u2}} \right)^2 + 2\zeta_{u2} \left( \frac{s}{\omega_{u2}} \right) + 1 \right] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} N_{\delta_f}^\alpha(s) &= K_\alpha (T_{\alpha 1} s + 1) (T_{\alpha 2} s + 1) \\ &\quad \times \left[ \left( \frac{s}{\omega_\alpha} \right)^2 + 2\zeta_\alpha \left( \frac{s}{\omega_\alpha} \right) + 1 \right] \end{aligned}$$

$$N_{\delta_f}^\theta(s) = K_\theta (T_{\theta 1} s + 1) (T_{\theta 2} s + 1) (T_{\theta 3} s + 1)$$



$$N_{\delta_f}^{ax}(s) = K_{ax}(T_{ax} + 1) \left[ \left( \frac{s}{\omega_{ax1}} \right)^2 + 2\zeta_{ax1} \left( \frac{s}{\omega_{ax1}} \right) + 1 \right] \times \left[ \left( \frac{s}{\omega_{ax2}} \right)^2 + 2\zeta_{ax2} \left( \frac{s}{\omega_{ax2}} \right) + 1 \right]$$

$$N_{\delta_f}^{az}(s) = K_{az}(T_{az1}s + 1)(T_{az2}s + 1)(T_{az3}s + 1) \times \left[ \left( \frac{s}{\omega_{az}} \right)^2 + 2\zeta_{az} \left( \frac{s}{\omega_{az}} \right) + 1 \right]$$

(12)

ここに、 $K_u$ 、 $K_\alpha$ 、 $K_\theta$ 、 $K_{Ax}$ 、 $K_{Az}$  はそれぞれ  $u$ 、 $\alpha$ 、 $\theta$ 、 $A_x$ 、 $A_z$  の  $\delta_f$  に対する伝達関数の定常ゲインである。

なお、迎角  $\alpha$  に対する伝達関数の分子  $N_{\delta_f}^\alpha(s)$  は  $\alpha = w/U_0$  の関係を用いて  $N_{\delta_f}^\alpha(s) = N_{\delta_f}^w(s)/U_0$  として表すことができる。また、 $q$  についても  $q = \dot{\theta}$  の関係から  $N_{\delta_f}^q(s) = sN_{\delta_f}^\theta(s)$  として表せる。

#### 4.4 伝達関数と操縦微係数

(3)式の微係数のうち操縦微係数は伝達関数の高周波域のゲインで決まると言われている<sup>5)</sup>。微係数同定に先立って伝達関数と操縦微係数の関係について明らかにしておく。

(9)式において  $s = j\omega$  とした時の  $(sI - A)$  の特性根の固有周波数の最大値を  $\omega_0$  とし、 $\omega_h \gg \omega_0$  なる  $\omega_h$  において、(9)式は

$$Y(j\omega_h)/D_f(j\omega_h) \approx CA^{\sigma-1}B/(j\omega_h)^\sigma + E \quad (13)$$

と簡約化できる<sup>1)</sup>。

ここに、 $\sigma$  は(9)式の第一項の相対次数である。

出力として  $y(t) = [u, \alpha, q, \theta, A_x, A_z]^T$  を選んだ時の  $\omega_h$  における操縦微係数と伝達関数の関係は(13)式より

$Y(j\omega_h)/D_f(j\omega_h) \approx [X_{\delta_f}/(j\omega_h), Z'_{\delta_f}/(j\omega_h), M_{\delta_f}^*/(j\omega_h), M_{\delta_f}^{*2}/(j\omega_h)^2, X_{\delta_f}, Z'_{\delta_f}]^T$  となり、 $X_{\delta_f}$ 、 $Z'_{\delta_f}$  については  $A_x$ 、 $A_z$  の周波数特性 (実験値) の高周波のゲインから直接求めることができる。また、 $M_{\delta_f}^*$  についても  $q$  の周波数特性の  $\omega_h$  におけるゲインの傾斜を外挿し、 $\omega = 1$  rad/s におけるゲインから得ることができる。

## 5. 飛行実験とデータ解析

### 5.1 飛行実験

DLC は従来からの VSRA システムに付加したものであり、DLC フラップの制御は VSRA の制御演算下におかれている。従って DLC フラップを加振するための正弦波信号は VSRA に発信モデルを設定し、そのモデル出力を用いた。

加振周波数の低周波側は長周期の周波数 (約 0.17 rad/s)<sup>9)</sup> 以上の 0.2 rad/s とし、高周波側はサーボ・アクチュエータの固有周波数 (地上試験結果、約 20 rad/s)<sup>9)</sup> を考慮して 16.0 rad/s の範囲で 26 種を選んだ。また、各周波数に対して十分な機体応答を得ること及びサーボ系の周波数特性を得る目的から DLC フラップ・コマンド  $\delta_{fCMD}$  の最大振幅 25° から 3° の範囲で適宜選び、上記周波数と組み合わせて加振した。

飛行実験は高度 2135m (=7000ft) から 2440m (=8000ft) の間で、脚上げ、着陸フラップ角 20°、DLC フラップ角 0°、 $V_{CAS} = 53.6$  m/s の水平直線飛行形態でトリムする。その状態で上記コマンドを入力し、DLC フラップを加振した。加振中はエンジン出力は一定とし、長周期モードの励起による速度変動やスパイラル・モードによる径路偏向が大きい場合にはパイロットが修正操舵を加えた。この修正は加振周波数とは十分に異なるスペクトルを持つので基本周波数の抽出には影響しない。これは周波数応答法の長所である。

DLC 系統の信号流れを図 5 に示す。主計算機で演算された正弦波信号は信号調整器で D/A 変換され、母フラップ内に装着された電動サーボ・アクチュエータ (サーボ・アンプ内蔵) に入力され、DLC フラップを駆動する。

操舵入力である DLC フラップの作動角 ( $\delta_f$ ) にはサーボ・アクチュエータに内蔵されたアクチュエータ出力軸の回転角度センサ信号を用いた。なお、この信号はアクチュエータのフィード・バック信号としても使われている。

機体応答の状態量のうち慣性データ  $q$ 、 $\theta$ 、 $A_x$ 、 $A_z$  はレート・ジャイロ、バーチカル・ジャイロ及び機体重心位置に装着された加速度計から得た。

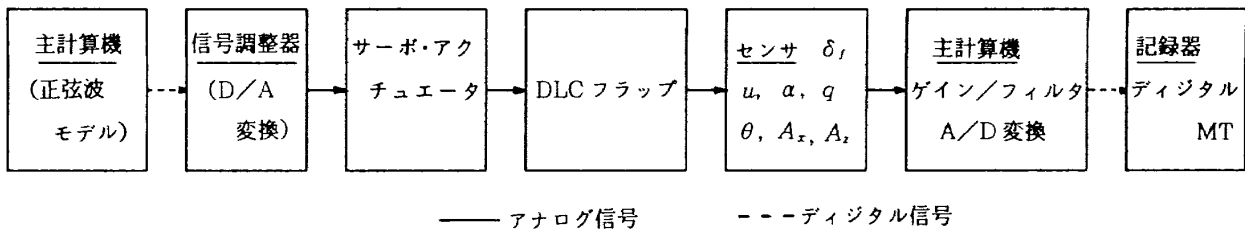


図5 DLCフラップ加振実験の信号流れ

対気速度  $U_{TAS}$  はピトー管及び静圧孔に接続された動圧センサから、迎え角  $\alpha$  はノーズ・ブーム先端の  $\alpha/\beta$  ベーンから得た。これらの信号は信号調整器内で、A/D変換（サンプリング・タイム40msec）に有害な高調波ノイズ除去のためのローパス・フィルタを通過後、ゲイン調整され、そしてA/D変換されて、デジタル・データ・レコーダに記録される。

## 5.2 実験データの処理

図6は加振実験の計測値（実線）と基本周波数の抽出結果（点線）の一例である。上段はDLCフラップへのコマンド  $\delta_{fCMD}$  で、周波数は  $\omega = 6.28 \text{ rad/s}$ 、振幅  $10^\circ$  である。2段目はそれに応答したDLCフラップ角  $\delta_f$  で、 $\delta_{fCMD}$  に比べて明らかな位相遅れが見られる。

3段目からは  $\delta_f$  による機体応答の状態量で、真対気速度  $U_{TAS}$ 、迎え角  $\alpha$ 、縦揺れ角速度  $q$ 、縦揺れ角  $\theta$ 、機体 X 軸方向の加速度  $A_x$ 、そして Z 軸方向の加速度  $\Delta A_z$ （重力加速度  $9.8 \text{ m/s}^2$  を除いた）である。

基本周波数の抽出は各周波数毎の入力及び各出力の計測データを独立にフーリエ級数展開し、その係数を最小二乗誤差法によって推定した。その結果を点線で表した。真対気速度  $U_{TAS}$  の計測値との差が大きい。これは後部胴体に設けられた静圧孔まわりの流れがDLCフラップの強制振動の影響を受け、静圧の検出精度が劣化したものと思われる。また、 $\alpha$ 、 $A_x$ 、及び  $\Delta A_z$  の計測値には高周波のノイズが混入しているが、基本波とは明らかに異なった周波数であり、基本波成分の抽出には大きな障害にはなっていない。

これらの結果から基本周波数における振幅及び位相を求めた。なお、信号調整器のフィルタは各

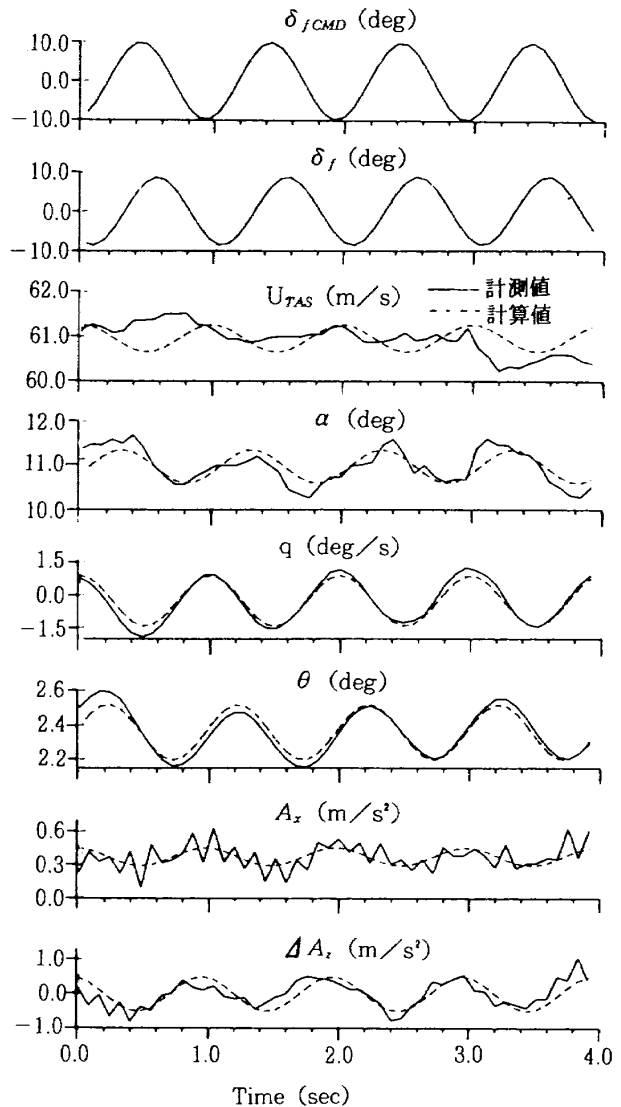


図6 加振実験データと基本波抽出結果の一例 ( $V_{CAS} = 53.6 \text{ m/s}$ ,  $\omega = 6.28 \text{ rad/s}$ )

センサ信号毎に配してあり、周波数特性も異なるために、その補正が必要であるが、基本周波数成分のみについて行えばよい。即ち、上記で得られた基本周波数における振幅、位相に同一周波数に対するフィルタの周波数特性のゲイン（負）と位相（遅れ）をそれぞれから減ずればよい。これも周波数応答法の利点である。

フィルタ特性の補正を施した後、各々の基本周波数における入力と出力の振幅比（ゲイン）と位相差から  $\delta_f$  に対する  $u$ ,  $\alpha$ ,  $q$ ,  $\theta$ ,  $A_x$  および  $A_z$  の周波数特性を得た。

また、サーボ系の周波数特性はコマンド信号  $\delta_{fCMD}$  と  $\delta_f$  の振幅比及び位相差から求めた。

### 6. 実験結果

#### 6.1 サervo系の周波数特性

コマンド  $\delta_{fCMD}$  に対するサーボ系の応答は周波数のみならず、振幅による影響が大きい。その周波数特性を振幅（10°以下、15°、20°、25°）をパラメータとして図7に示す。周波数 2 rad/s までは振幅による差が現れないが、振幅が増えるに伴って位相遅れが増え、ゲインも低下する。周波数 6.28 rad/s における最大コマンド（ $\delta_{fCMD} = 25^\circ$ ）に対する DLC フラップの応答ゲインは -2.5db で、その位相遅れは 30° である。このゲインは DLC フラップ最大作動角の約 75% で 18.7° となる。

#### 6.2 機体応答の周波数特性と伝達関数

$\delta_f$  に対する機体応答の周波数特性  $u(j\omega)/\delta_f(j\omega)$ ,  $\alpha(j\omega)/\delta_f(j\omega)$ ,  $q(j\omega)/\delta_f(j\omega)$ ,  $\theta(j\omega)/\delta_f(j\omega)$ ,  $A_x(j\omega)/\delta_f(j\omega)$  および  $A_z(j\omega)/\delta_f(j\omega)$  の実験値を図8から

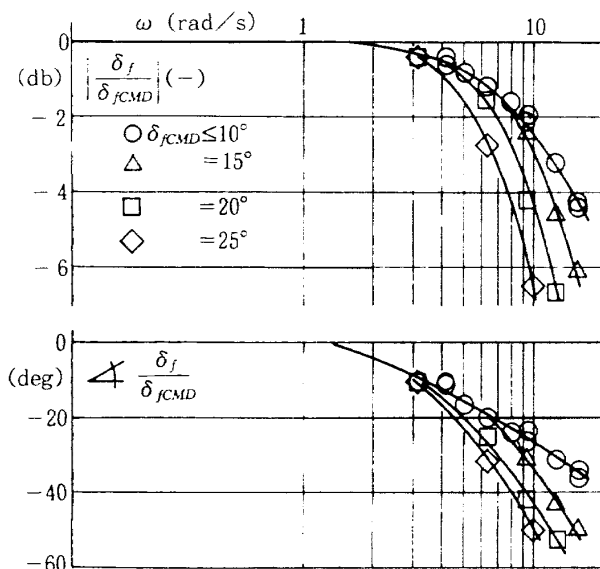


図7 サervo系の周波数特性

図12のボード線図上に記号（○，◇）で示した。なお、図8及び図9の△印はエア・データに補充する目的で、次の方法で算出した  $u$  及び  $\alpha$  に関する慣性データである。

$\omega$  rad/s で加振した時の(4)式の加速度と慣性速度との関係は、

$$u e^{j\phi u} = 1/\omega e^{-j\frac{\pi}{2}} \{ \bar{a}_x e^{j\phi x} - W_o \bar{q} e^{j\phi q} - g \cos \theta_o \bar{\theta} e^{j\phi \theta} \}$$

$$w e^{j\phi w} = 1/\omega e^{-j\frac{\pi}{2}} \{ \bar{a}_z e^{j\phi z} + U_o \bar{q} e^{j\phi q} - g \sin \theta_o \bar{\theta} e^{j\phi \theta} \}$$

と記述できる。ここに  $(\bar{\quad})$  及び  $\phi(\quad)$  は 5.2 項の手法で得た  $A_x$ ,  $A_z$ ,  $q$ ,  $\theta$  の振幅と位相である。

この右辺の実数部  $R_e$  と虚数部  $I_m$  から慣性速度の振幅及び位相は各々  $\sqrt{R_e^2 + I_m^2} / \omega$ ,  $\tan^{-1}(I_m / R_e) - \pi / 2$  として加速度を積分することなく求めることができる。

図8における○印はピトー圧と静圧の差（動圧）から得られた対気速度（エア・データ）による  $u$  特性で長周期に近い周波数では加振周波数とのビート現象が有り基本周波数の抽出ができなかった。また、周波数 0.3 から 0.4 rad/s で慣性データ（△）と一致するがそれ以上の周波数でもほぼ同じゲイン・レベルを示す。これは 5.2 項で述べたように後部胴体に設けられた静圧孔まわりの流れが DLC フラップの強制振動の影響を受けたために静圧検出の精度が劣化したものと思われる。従って  $u$  の伝達関数の推定には慣性データに基づく周波数特性値を使った。一方、図9の  $\alpha$  についてはエア・データ（○）と慣性データ（△）、両者が良く一致する。図8から図12の実験データを使って(10)式の各々の伝達関数の周波数応答が実験値に一致するように 4.2 項及び 4.3 項の手法で微係数を同定した（表1）。

実験値との一致の程度を示すために表1の値を用いて計算した伝達関数の周波数応答を図8から図12に漸近線（直線）と共に実線で表した。なお、角度については全て deg 単位を用いた。

表1 センサ軸まわりの安定・操縦微係数

$X_u$ (1/s)	-0.0658	$Z'_u$ (1/s)	-0.2305	$M'_u$ (1/m/s)	0.008040
$X_w$ (1/s)	0.1645	$Z'_w$ (1/s)	-1.212	$M'_w$ (1/m/s)	-0.07226
$X_q$ (m/s)	0.2365	$Z'_q$ (m/s)	-2.740	$M'_q$ (1/s)	-2.977
$[X_{\tau_i}]$ (m/s <sup>2</sup> /kN)	0.5995	$Z'_\theta$ (m/s <sup>2</sup> )	-0.1948	$M'_\theta$ (1/s <sup>2</sup> )	0.04287
$X_{\delta_i}$ (m/s <sup>2</sup> /rad)	-0.50	$[Z'_{\tau_i}]$ (m/s <sup>2</sup> /kN)	-0.02010	$M'_\mu$ (1/s <sup>2</sup> )	2.345
$[X_{\delta_e}]$ (m/s <sup>2</sup> /rad)	0.3081	$Z'_{\delta_f}$ (m/s <sup>2</sup> /rad)	-4.552	$[M'_{\tau_i}]$ (1/s <sup>2</sup> /kN)	0.07337
		$[Z'_{\delta_e}]$ (m/s <sup>2</sup> /rad)	-15.81	$M'_{\delta_f}$ (1/s <sup>2</sup> /rad)	-1.900
				$[M'_{\delta_e}]$ (1/s <sup>2</sup> /rad)	-11.704
				$H_\mu$ (1/s)	-14.50
				$[H_{\tau_i}]$ (1/s)	-2.150
				$[H_{\delta_i}]$ (kN/s/mm)	0.3827

着陸フラップ角 : 20 (deg)

 $V_{07AS} = 58.74$  (m/s) $W = 3400$  (kg) $\theta_0 = 7.4$  (deg) $H = 2135 \sim 2440$  (m) $\gamma_0 = 0$  (deg)

また、伝達関数の零と定常ゲインの値を表にして併記した。分母の極については図9に示す。

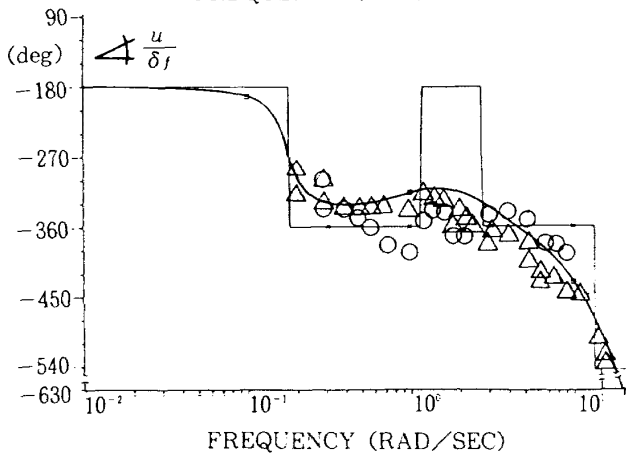
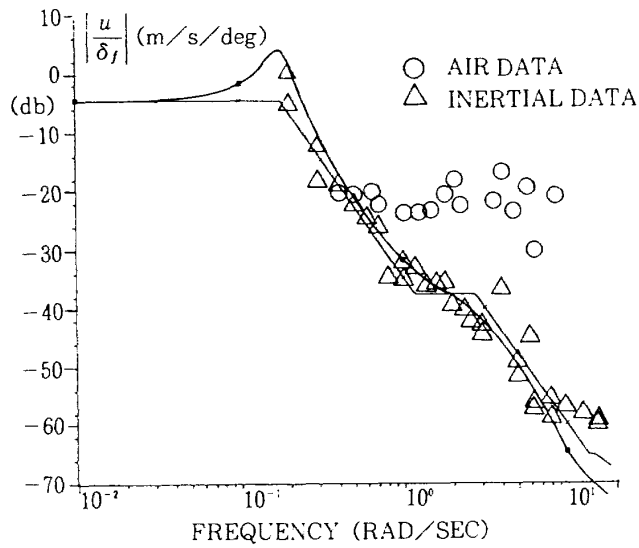
図8に示す $u$ 特性については計算値と慣性データを用いた実験値とが良く合っているが高周波域で位相に僅かな差がみられる程度である。図9の $\alpha$ 特性は長周期近傍の周波数でゲイン、位相共に実験値との差が見られるが、高周波域では良く一致する。図10は $q$  (○), 及び $\theta$  (◇)の周波数特性で高周波域の位相に実験値とのずれが残る他はゲイン、位相共よく合っている。この位相のずれは吹下しのおくれに1次のパデ近似を用いたことによるモデリング誤差によるものと思われる。図11は $A_1$ の周波数特性である。実験値が同一周波数に対してバラツキが大きい、これはDLCフラップによる $X$ 軸方向の加速度応答のゲインが低い(高周波域で約-40db)のために基本波成分の抽出精度が低下した為と思われる。一方、 $A_2$ の周波数特性(図12)では、実験値のバラツキが小さい。これはDLCフラップの特性上、基本周波数に対する $A_2$ 応答が十分あり、基本周波数の抽出が精度良くなされた結果である。伝達関数の周波数応答は実験値とよく一致する。

表1において同定できなかった操縦微係数(エレベータ及びスロットルに関するもの)と推力 $\tau_i$ に関する微係数は文献5)から引用し、[]で表

した。なお、 $H_{\tau_i}$ 、 $H_{\delta_i}$ はスロットルから見た推力(3次の遅れ)を1次近似 $\tau_i(t) = H_{\tau_i} \tau_i(t) + H_{\delta_i} \delta_i(t)$ で表した時の微係数である<sup>2)</sup>。

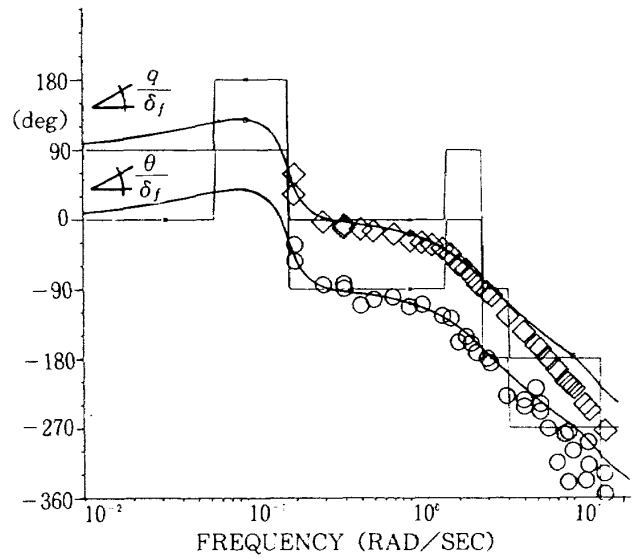
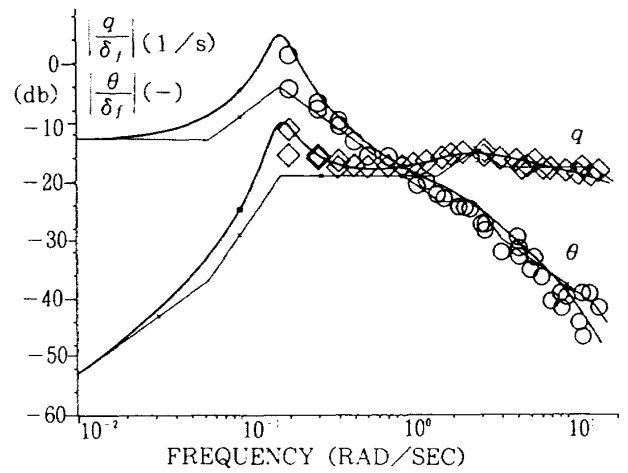
DLCフラップに関する操縦微係数として $X_{\delta_i} = -0.50$  (m/s<sup>2</sup>)、 $Z'_{\delta_i} = -4.552$  (m/s<sup>2</sup>)を得た。また、DLCフラップによる縦揺れモーメントの時間遅れに関する微係数は $M'_{\delta_f} = -1.90$  (1/s<sup>2</sup>)、 $H_\mu = -14.5$  (1/s)、 $M'_\mu = 2.345$  (1/s<sup>2</sup>)であるが、 $M'_{\delta_f}$ は尾翼成分 $M_{\delta_f}^{(t)}$ と主翼成分 $M_{\delta_f}^{(w)}$ との差として得られたものである。操舵入力後十分に時間が経過した定常状態における縦揺れモーメントの操縦微係数 $M'_{\delta_f}$ は主翼成分 $M_{\delta_f}^{(w)}$ と尾翼成分 $M_{\delta_f}^{(t)}$ の和であるから $M'_{\delta_f} = M_{\delta_f}^{(w)} + M_{\delta_f}^{(t)} = M_{\delta_f}^* + M'_\mu$ として求めることができ、その値は $M'_{\delta_f} = 0.445$  (1/s<sup>2</sup>)である。

操縦微係数 $Z'_{\delta_f}$ 、 $X_{\delta_f}$ 及び $M'_{\delta_f}$ は、トリム状態まわりでDLCフラップが単位舵角あたりに発生する垂直方向の加速度、水平方向の加速度、及び縦揺れ角加速度である。従って、揚力係数の変化分 $\Delta C_L$ 、抗力係数の変化分 $\Delta C_D$ 及びモーメント係数の変化分 $\Delta C_m$ はトリム状態の機体諸元を使って $\Delta C_L = -Z'_{\delta_f} \delta_f m / QS$ 、 $\Delta C_D = -X_{\delta_f} \delta_f m / QS$ そして $\Delta C_m = M'_{\delta_f} \delta_f I_{yy} / QSC$ として求めることができる。ここに、 $m = W/g$ 、 $Q = 1/2 \rho_0 V^2_{CAS}$ 、 $S$ は主翼面積、 $C$ は空力平均翼弦長、



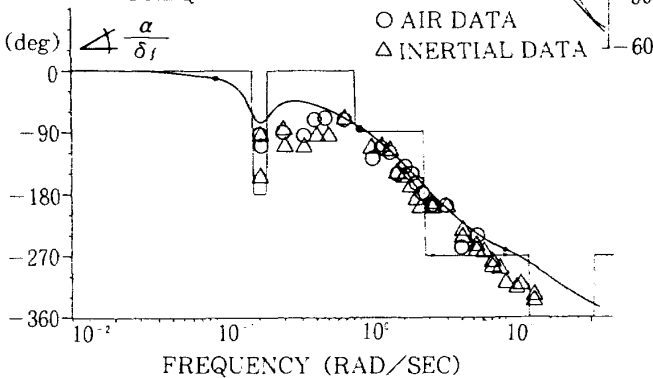
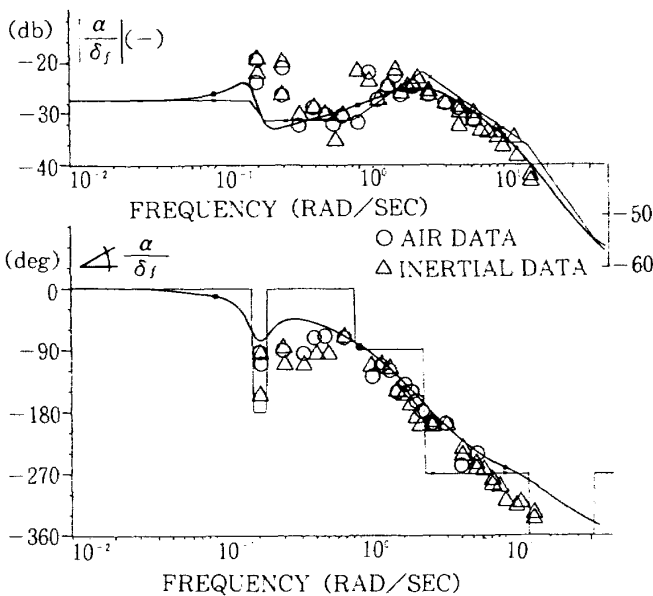
$K_u$ (m/s)	$\omega_{u1}$	$\zeta_{u1}$	$\omega_{u2}$	$\zeta_{u2}$
-34.27	1.176	0.8207	13.29	-0.3700

図8  $u/\delta_f$  の周波数特性



$K_\theta$ (-)	$\frac{1}{T_{\theta 1}}$	$\frac{1}{T_{\theta 2}}$	$\frac{1}{T_{\theta 3}}$
0.2228	0.06387	1.641	-3.993

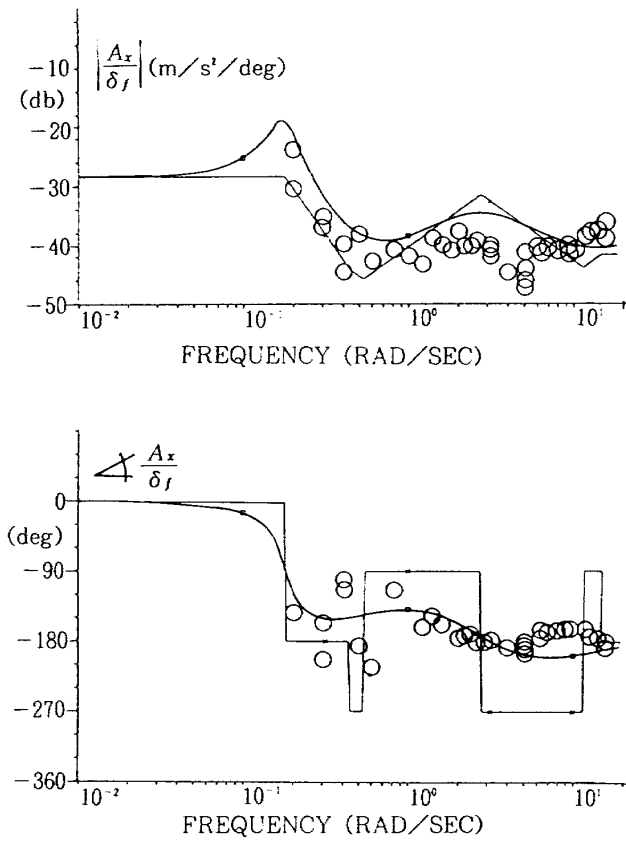
図10  $q, \theta/\delta_f$  の周波数特性



$K_a$ (-)	$\frac{1}{T_{a1}}$	$\frac{1}{T_{a2}}$	$\omega_a$	$\zeta_a$
0.04281	-0.9243	41.92	0.2246	0.2305

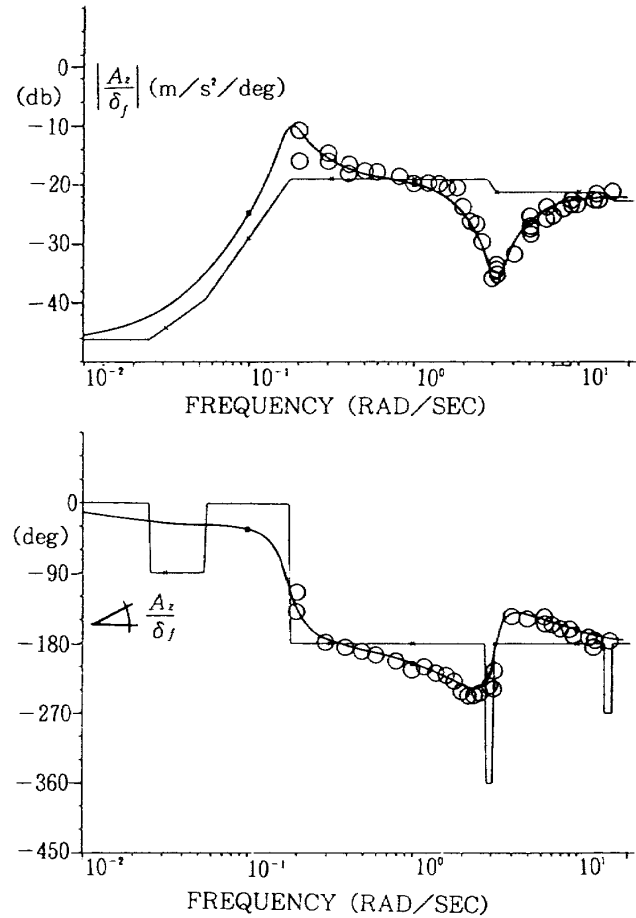
$\frac{1}{T_v}$	$\omega_{ph}$	$\zeta_{ph}$	$\omega_{sp}$	$\zeta_{sp}$
14.5	0.1787	0.1901	2.776	0.7543

図9  $\alpha/\delta_f$  の周波数特性



$K_{ax}$ (m/s <sup>2</sup> )	$\frac{1}{T_{ax}}$	$\omega_{ax1}$	$\zeta_{ax1}$	$\omega_{ax2}$	$\zeta_{ax2}$
2.165	-0.4433	0.5356	0.8186	11.02	0.9256

図11  $A_x / \delta_f$  の周波数特性



$K_{az}$ (m/s <sup>2</sup> )	$\frac{1}{T_{az1}}$	$\frac{1}{T_{az2}}$	$\frac{1}{T_{az3}}$	$\omega_{az}$	$\zeta_{az}$
0.2813	-0.02524	0.05487	16.05	3.150	0.1116

図12  $A_z / \delta_f$  の周波数特性

そして  $I_{yy}$  は Y 軸まわりの慣性能率である。

DLCフラップの最大舵角  $\delta_f = 25^\circ$  に対して  $\Delta C_L = 0.1474$ ,  $\Delta C_D = 0.01619$ , そして  $\Delta C_m = 0.02995$  が得られた。なお、機体諸元として  $W = 3,400\text{kg}$ ,  $V_{CAS} = 53.6\text{m/s}$ ,  $S = 26.0\text{m}^2$ ,  $C = 1.98\text{m}$  として  $I_{yy} = 13,994\text{kgm}^2$  の値を用いた。

上記結果の  $\Delta C_L$  に、DLCフラップの最大コマンド舵角  $\delta_{fCMD} = 25^\circ$  時のサーボ系の周波数特性 (図7) を導入した DLCフラップの揚力変化の周波数特性  $\Delta C_L(\omega) = -Z'_{\delta_f} \delta_f(\omega) m / QS$  を図13に示す。その揚力変化とトリム状態の揚力との比 ( $\Delta C_L(\omega) / C_{Ltrim}$ ) を重力加速度倍数として併記した。

DLCフラップによる揚力制御能力は  $\omega = 0\text{rad/s}$  で  $\pm 0.2026\text{g}$  であり、周波数と共にその能力が低下し、 $1\text{Hz}$  ( $\omega = 6.28\text{rad/s}$ ) では  $\pm 0.1520\text{g}$  となる。

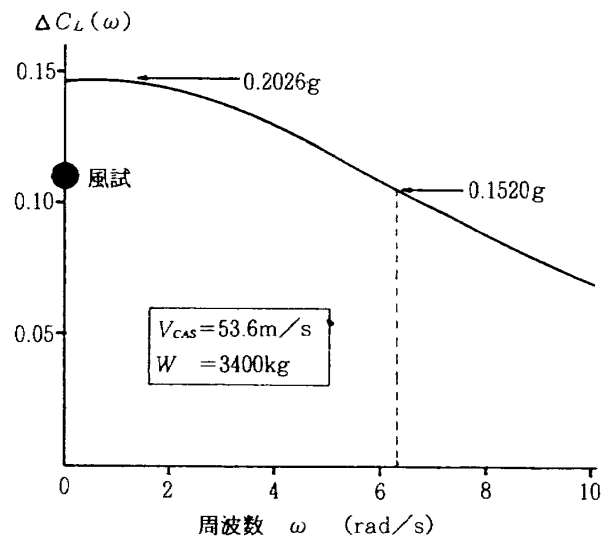


図13  $C_L(\omega)$  の周波数特性

なお、 $\omega = 0 \text{ rad/s}$ における●印は $\delta_f = 25^\circ$ 時の風洞試験値 ( $\Delta C_{LW} = 0.116$ ) である。実機の値は風洞試験値より3割程大きい結果が得られた。

DLCフラップによる抗力変化は $\delta_f = 0^\circ$ まわりの操縦微係数から $\delta_f = 25^\circ$ に対する値を推算した結果 $\Delta C_D = 0.01619$ である。これに対し風洞試験結果は舵角に対して非線型で、 $\delta_f = 25^\circ$ では $\Delta C_{DW} = 0.012$ 、 $0^\circ$ ではほぼ0、そして $-25^\circ$ では $-0.001$ である。

また、 $\delta_f = 25^\circ$ に対する縦揺れモーメント変化は $\Delta C_m = 0.02995$ であり、これに対して風洞試験結果はその約45%の0.0135である。

### 6.3 同定精度の検証

安定・操縦微係数を未知パラメータとした伝達関数の周波数特性がDLCフラップによる機体応答の周波数特性データに一致するように微係数を同定した。この同定結果の確かさを検証するために表1の微係数からなる線型化モデルの一般入力に対する応答の計算値(点線)と飛行実験データ(実線)を時間歴で比較した。

図14にその結果を示す。上段からエレベータ操舵入力、そしてDLCフラップ舵角(模擬スロットル・レバーを介して入力するが、エンジン・パワーへのコマンドは零とした。)である。3段目からがそれらに対する機体応答で $u$ 、 $w$ 、 $q$ 、 $\theta$ そして径路角 $\gamma$ である。 $q$ の実験データは $\dot{\theta} = q$ の関係を利用して最小二乗法によってレートジャイロのバイアスが除去されている。

一方、実験時のトリム状態の不正確さによる初期値応答を除くために文献9)の方法で、計算値との最小二乗法によってその応答成分を推定し、計算値に加えた。また、風の応答は無視して計算した。

$w$ 及び $q$ の実験値との間に細かな振動誤差が見られるが、計算値に風の応答が含まれないためである。

$\theta$ の応答に実験値との差(最大約 $1.4^\circ$ )が見られる他は実験値とよく一致する。これによって同定結果の正確さが確認された。なお、エレベータ

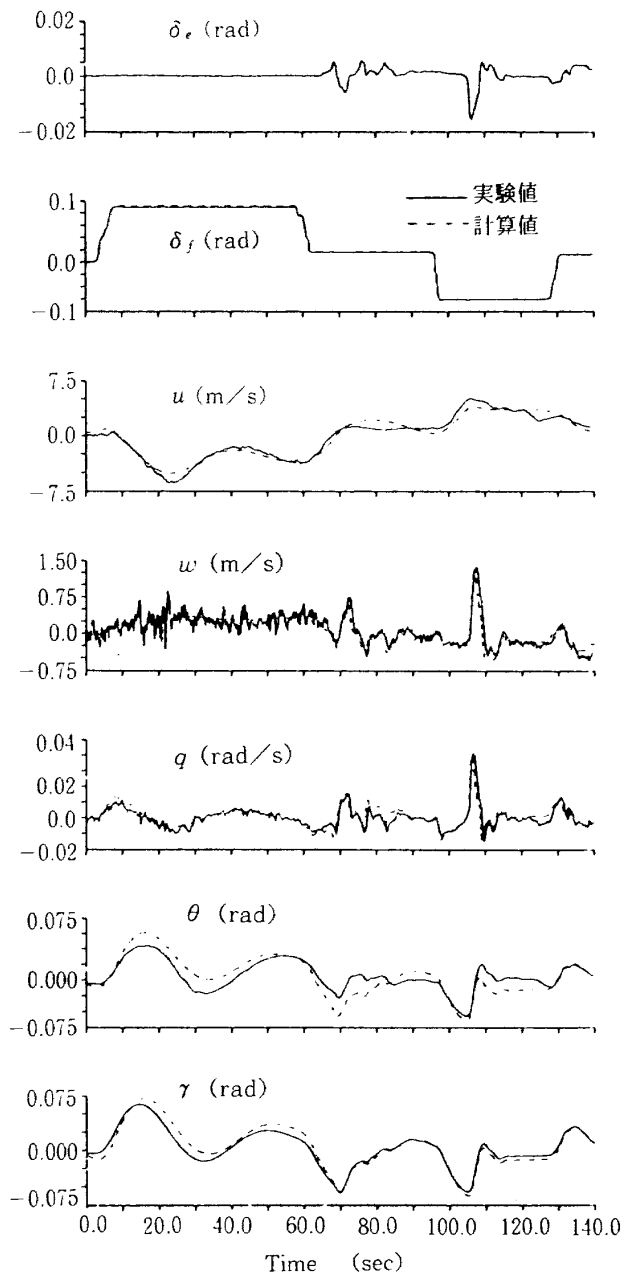


図14 実験値と計算値の比較

タに関する操縦微係数は着陸フラップ角 $0^\circ$ の値であるがエレベータの操舵応答も実験値に良く合っている。

## 7. ま と め

DLCフラップを装着した可変安定応答実験機(VSRA)のシステム・パラメータを強制振動法で同定するための飛行実験を行った。水平定常飛行状態のトリムまわりで、DLCフラップを種々の周波数で持続的に加振し、その機体応答の周波数特性データからVSRAシステムの安定・操縦微係数を同定した。また、サーボ系の周波数特性

も同時に得た。

同定精度を評価するために一般入力による応答実験を行い、それと同一入力によるモデル（同定した微係数から成る）の応答とを時間歴で比較し、同定精度を検証した。

さらに、同定した操縦微係数から DLC フラップの揚力、抗力そして縦揺れモーメントを推定し、風洞試験結果とも比較した。結果は次の通りである。

(1) サーボ系の周波数特性は入力コマンド振幅による応答に非線型がある。周波数 1 Hz における最大入力 ( $\pm 25^\circ$ ) に対する応答舵角は入力の約 75% で  $\pm 18.7^\circ$  である。

(2) 飛行速度 53.6m/s CAS における DLC フラップの揚力制御能力は  $\pm 25^\circ$  の最大定常入力に対して上下加速度倍数で  $\pm 0.2026g$  を有するが、周波数 1 Hz ではサーボ系の周波数特性が劣化するために、 $\pm 0.152g$  と低下するが、目標とした周波数特性のバンド幅は確保できた。

なお、 $\omega = 0 \text{ rad/s}$  における  $\delta_f = 25^\circ$  に対する揚力係数は 0.1474 で風洞試験値 (0.116) の約 30% 大きい値である。

(3) 抗力変化については風洞試験結果が舵角に対して非線型であるが、実機では実用的見地から線型化モデルを仮定して操縦微係数から推定した。DLC フラップの最大舵角 ( $\delta_f = 25^\circ$ ) に対する抗力係数として 0.01619 を得た。これに対し風洞試験結果は  $\delta_f = 25^\circ$  で 0.012,  $0^\circ$  でほぼ 0, そして  $-25^\circ$  では  $-0.001$  である。

(4) 縦揺れモーメント変化については  $\delta_f = 25^\circ$  に対する縦揺れモーメント係数変化として 0.02995 を得た。これに対して風洞試験結果はその約 45% の 0.0135 である。

## 8. あとがき

DLC フラップの操縦微係数同定に注目して行った DLC フラップ加振データから VSRA システムの安定微係数をも同定する結果となった。本来、安定微係数の同定は異なった入力（エレベータ及びスロットル）による応答データ（冗長データ）からの結果とも矛盾のないように決められるべき

であるが、ここではトリム時の着陸フラップのみが異なる安定微係数がわかっていたことで比較的精度のよい結果を得ることができた。

目標とした DLC フラップの揚力制御の周波数特性も確保でき、バックサイド・モデルのモデル・フォロを行う際のプラントのモデル化が可能となった。

VSRA への DLC フラップ装着に伴う機体改修及び耐空証明の取得に関して富士重工業(株)に、本、飛行実験手法及びデータ解析については古茂田真幸 都立科学技術大学教授並びに川幡長勝 日本大学教授に御指導戴いた。ここに付記し、関係者に謝意を表する。

## 参 考 文 献

- 1) KAWAHATA, N. : Model - Following System with Assignable Error Dynamics and Its Application to Aircraft, AIAA J. Guidance and Control, Vol. 3, No. 6 (Nov. - Dec. 1980).
- 2) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次 : 可変安定応答実験機 (VSRA) について (I) VSRA の構成と飛行実験, 日本航空宇宙学会誌, 第 31 巻, 第 349 号 (1982).
- 3) 中尾真人, 柴田克平, 井出正城, 浅野嘉夫, 大宮英明, 佐藤啓二, 久野哲郎 : T-2 CCV の飛行試験結果, 日本航空宇宙学会誌, 第 35 巻, 第 405 号 (1987).
- 4) D. ROHLF, and W. MONNICH : Identification of The DLC - FLAP System of The Research Aircraft ATTAS, Society of Flight Test Engineers, 18th Annual Symposium Proceedings (1987).
- 5) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次 : 可変安定応答実験機 (VSRA) について (II) 周波数応答による安定・操縦微係数の同定, 日本航空宇宙学会誌, 第 31 巻, 第 349 号 (1982).
- 6) 石川和敏, 小野孝次, 塚野雄吉 : 可変安定応答実験機の DLC システムモニタについて, 航空宇宙技術研究所資料, TM-607 (1989).
- 7) VSRA - DLC フラップ・全機低速風洞試験結果, UHD-20127, 富士重工業株式会社



- (1986).
- 8) MCRUER, D. ASHKENAS, I. and GRAHAM, D. :  
Aircraft Dynamics and Automatic Control,  
Princeton University Press, New Jersey  
(1973).
- 9) 小野孝次, 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉 :  
基準径路設定／突風検出装置の試作と飛行実験  
による評価, 航空宇宙技術研究所報告, TR-  
908 (1986).

---

## 航空宇宙技術研究所報告1116号

平成3年7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

---

