

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-463

突風軽減装置付き動的模型の実験

西村博史・松下 洸・岩崎昭人

1982年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 要 約	1
2. まえがき	2
3. 記 号	2
4. 計 画	3
4.1 概 要	3
4.2 運動方程式	5
4.3 計画制御則, 伝達関数, 特性方程式	7
4.4 静的風洞試験結果を用いた計画システムの特 性	8
5. 実 験	9
5.1 実験装置, 手順	9
5.2 実験ケース, 条件, データ処理	12
5.3 実験結果	13
6. 計画と実験結果の矛盾についての検討	15
6.1 実験システムの制御則	15
6.2 フラップの空力係数と尾翼吹下しについての不確定	15
6.3 昇降舵フィルタのリアルな記述による解析への影響	17
6.4 制御効果に対する突風入力の影響	17
6.5 拘束装置マサツの影響	17
7. その他の問題点	22
8. 結 論	22

突風軽減装置付き動的模型の実験*

西村博史** 松下 洸** 岩崎昭人**

A Dynamic Model Wind-Tunnel Experiment with Gust Alleviation System.

by

Hiroshi NISHIMURA, Hiroshi MATSUSHITA and Akihito IWASAKI

SUMMARY

In this paper the results of wind-tunnel experiments of a dynamic model with a gust alleviator are reported. The experiments were planned on the basis of previously reported examinations and experiments. The gust alleviation system was a simple verical acceleration feedback system to the flap and elevator. The originally planned system, in which the elevator control law was to have canceled the quasi steady pitching moment produced by the flap, failed during the experiments. The system that succeeded resulted in an elevator control almost 180 degrees oppositely phased to the planned system. This inconsistency was in some degree analytically resolved by describing realistic filter characteristics.

The experiments was made in the NAL Gust-Wind-Tunnel, using a heave-and-pitch-free 0.1 dynamically rough-scaled model of a Beech Queen Air. As a whole result, the simple model system, adopting micromotor servos, showed possibilities for an economic dynamic model wind-tunnel experiment.

1. 要 約

航空宇宙技術研究所突風風洞を用いて、簡単な突風応答軽減装置付き動的模型実験を行なった。この実験は既に報告した検討に基づいて行ない、模型拘束装置、入力データは先の一連の突風応答実験に用いたもの、またはそれから得られたものを用いた。

模型はフラップと昇降舵を上下加速度計出力で駆動する自動制御装置を有し、ガイドレールに沿った上下動、重心まわりの縦揺れの自由度を持つ、これ

を風洞主流中で浮上させたのち、突風発生装置で作られた上下突風を加え、加速度をフィードバックして、フラップ、昇降舵を作動する。

実験結果は、検討に基づく、フラップのモーメントを準定常的に昇降舵で打消す、当初計画の制御では不成功で、期待した効果は計画とはほぼ反対位相の昇降舵制御において実験的に得られた。また、この矛盾は検討解析システムにおいて昇降舵位相遅れフィルタの正確な記述により一応解決することが出来た。

この実験により、複雑なシステムを持つ超小型動的模型実験の可能性を実証すると共に、突風応答軽減装置の解析、設計の問題点について、幾つかの具体的認識を得る事が出来た。

* 昭和57年1月29日 受付

** 新型航空機研究グループ

2. まえがき

突風応答軽減装置（略して突風軽減装置と呼ぶ）は突風外乱に対して航空機の、イ）負荷の軽減、ロ）乗心地の改善、ハ）飛行径路、姿勢（特に離着陸時）の保持を目的とするものである。

我々は、昭和47年（1972年）以来、航空宇宙技術研究所突風風洞を用い、突風応答の研究の一環として、動的風洞模型による実験を行なった。この内容は、縦の運動（上下動、縦揺れの自由度）が出来るように風洞気流中で拘束された（浮上させた）力学的相似模型（質量／空気密度比を合わせた軽量模型）に対して突風風洞個有の突風発生装置により縦の人工突風を加えて応答を実験したものである。この実験には一貫してほぼ同じ外形の模型（当所実験機 Queen Ain の大まかな 1/10 縮尺力学相似模型）を用いた。模型は本報告に示すフラップと自動制御装置を有するもの（NM-G2 と呼ぶ）と、それらを有しないもの（NM-G1 と呼ぶ）2機を用いた。

47年（1972年）から51年（1976年）まで基礎的段階（第1段階と呼ぶ）としてNM-G1を用いて次のいわゆるオープンループ試験を行ない^{*}、それらの概要は次に示す項目で関連文献で既に報告した。

- 1) 実験システムの製作と特性（文献1.）
- 2) 角速度計の搭載，テレメータシステム，空力係数 Identify の可能性（文献2.）
- 3) 非定常突風応答空気力の計測と解析（文献3.）
- 4) 運動非定常空力係数の測定と総合検討（文献4).5.)

これらの実験により動的応答からのパラメータ推定を除きほぼ所期の計画通りに成功したので、50年（1975年）から第2段階として自動装置を有する実験を考え、結果としてフラップ，エレベータ駆動による簡単な突風軽減装置付き模型（NM-G2）計画を開始した（文献6.）。

本報告の実験についての目的，意義に関する抽象論は我々にも不明であるので省く。要点は、

- a) 実験の可能性（狭義の可能性と有効性）
- b) 準定常線型解析との照合

である。

a)の可能性の具体的内容としては文献6)にも示したが、拘束装置以外に、軽量小型システムの搭載という事の中でマイクロモータサーボ，フィルタ，モードスイッチ等の問題が予見され，結果的にも成果を左右する問題に終始する。具体的には後章で逐次述べる。

次に実験の経過を要約し，実験結果に伴う本報告の構成概要を示す。

模型の制御システムは昭和50年度（1975年）に製作され，機体構造部分は50年～51年にかけて製作された。51年9月に第1回の静的風洞試験を行ない，53年5月までに制御装置の組立調整を行なった。実験空力係数を用いた解析に基づくフィルタの再検討，ノイズレススイッチの失敗（結局リレー方式でノイズのあるままになった），高度制御（上下位置）システムの不成功断念，電源／サーボ系統不安定，高度制御実験を含む初期実験の失敗による破損と修理等の結果，55年2月に至って，当初の計画とかなり異った状態（昇降舵の位相を計画に対しほぼ180°変えた）で安定かつ軽減効果がある状態領域に遭遇した。

実験は前記 a) 項については一応成功したと云えるが，b)項に関しては満足出来たと云えない。本報告は，実験に関しては，成功したケースについての結果のみを示し，解析については計画と実験結果の矛盾とそれに対する幾つかの検査について示す。失敗と問題点については4，7章で最小限度に言及する。4章においては用いた方程式の構成と計画した制御法則，6章に実験結果に示される制御法則と幾つかの検査結果を示す。

3. 記号

$$\begin{aligned}
 C_L &= L / (1/2) \rho U^2 S, \text{ 揚力係数} \\
 C_{D_0} &= D_0 / (1/2) \rho U^2 S, \text{ 釣合い抗力係数} \\
 C_M &= M / (1/2) \rho U^2 S \bar{c}, \text{ モーメント係数} \\
 C_{L_{\alpha_w}}, C_{M_{\alpha_t}} \text{ etc} &= \partial C_L / \partial \alpha_w, \partial C_M / \partial \alpha_t \text{ etc} \\
 \bar{C}_{L\alpha} &= C_{L_{\alpha_w}} + C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right)
 \end{aligned}$$

* 無線操縦者を含めると閉ループである。

$$\bar{C}_{LD\alpha} = C_{L\alpha t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$$

$$\bar{C}_{L\delta f} = C_{L\delta f} - C_{L\alpha t} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}$$

$$\bar{C}_{LD\delta f} = C_{L\alpha t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}$$

$$\bar{C}_{Lq} = C_{L\alpha t} l$$

$$\bar{C}_{M\alpha} = C_{M\alpha w} + C_{M\alpha t} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

$$\bar{C}_{MD\alpha} = C_{M\alpha t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$$

$$\bar{C}_{Mq} = C_{M\alpha t} l$$

$$\bar{C}_{M\delta f} = C_{M\delta f} - C_{M\alpha t} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}$$

$$\bar{C}_{MD\delta f} = C_{M\alpha t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}$$

D = 変化分抗力, または微分演算子 $(\bar{C}/U)(d/dt)$

D_0 = 釣合い抗力

G_c = $\bar{c}g_e/UW_G$, 修正加速度

G_E = $\bar{C}_{M\delta f}/C_{M\delta e}$, 昇降舵フィルタゲインパラメータ

I_y = 縦揺れ慣性モーメント

K_f = 上下加速度フィードバックゲイン

K_y = k_y/\bar{c}

L = 揚力 (変化分)

M = 縦揺れモーメント (頭上げ正) (変化分)

P = 昇降舵フィルタ位相係数

P_c = $\theta_e/(W_G/U)$, 修正角度

Q = 昇降舵位相係数

S = 主翼面積

T_s = サーボ1次遅れ時定数

U = 飛行速度 (風洞主流速度)

W_G = 突風修正速度

[小文字]

\bar{c} = 平均空力翼弦

f = 振動数

g = 重力加速度

g_e = 上下加速度実験値

h = 高度 (上向き正)

$k_{\bar{c}}$ = $\omega_{\bar{c}}/U$, \bar{c} 基準 reduced frequency

k_y = $\sqrt{I_y/m}$, 等価回転半径

l_t = 尾翼モーメント腕

l = l_t/\bar{c} , 無次元尾翼モーメント腕

m = 模型質量 (台車を含む)

s = 無次元ラプラス演算子

t = 時間

w_g = 突風上下速度

[ギリシヤ文字]

α = 対気迎え角微小変化分

α_h = \dot{h}/U

θ = 縦揺れ角微小変化分

ρ = 空気密度

μ = $m/\rho S \bar{c}$, mass ratio

ε = 尾翼位置における down wash (下向き増正)

τ_s = $(U/\bar{c})T_s$, 無次元化サーボ1時遅時定数

ω = 突風の円振動数

ϕ_{FE} = フラップ, 昇降舵間位相

φ = $-\bar{C}_{MD\delta f}/\bar{C}_{M\delta f}$

[その他]

A = システム A

B = システム B

D.C = Cancelled システム

D.L = Linked システム

D.E = Extended システム

U.D = オープンループ (undamped system)

EXP = 実験結果

δ_f = フラップ角 (下向き正)

δ_e = 昇降舵角 (下向き正)

ON = 突風軽減装置作動

OFF = 突風軽減装置停止中立

[添字]

g = 突風

t = 尾翼

w = 主翼+胴体

4. 計 画

4.1 概 要

本実験は先に行なった実験^{1)~5)}と検討⁶⁾に基づい

て計画された。模型 (NM-G2) は先の NM-G1 と同じ諸元を理想に設計されたが、フラップ駆動機構のため胴体巾が 16m/m 増しこの分だけ翼巾が増した (図 1)。

模型を Queen Ain の 0.1 縮尺力学相似模型としたので、機体重量を約 3.5 kg と軽量化すること、初めての試みのために、限られた機器で最も簡単なシステムを計画した。

突風軽減システムは、台車 (ガイドレールに沿って上下動し縦揺れ部分を支える, 図 2, 3, 4 参照) に貼り付けられた (従って上下動だけを検知する) 加速度計出力でフラップ, 昇降舵を制御するものである。サーボは、市販 RC 模型用サーボの歯車機構を利用した DC モータサーボを用いた。遠隔操縦によるマニュアルな昇降舵操作とフィードバックループ

の開閉には先の実験に用いた RC 装置を用いた。最終的な NM-G2 諸元を表 1 に示す。

実験の目的は、突風軽減効果としてフィードバックループ閉 (ON) の状態での上下加速度の減少効果

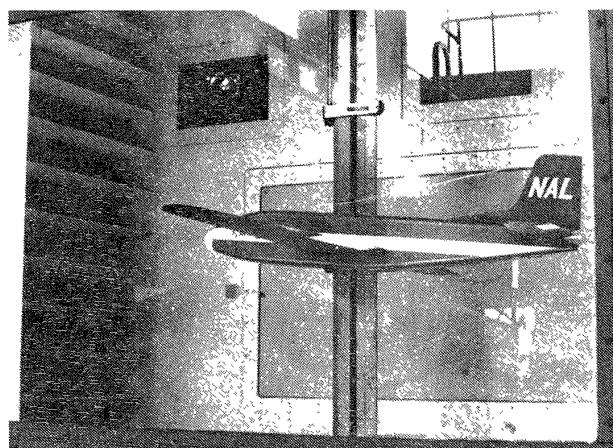


図 2 実験中の模型

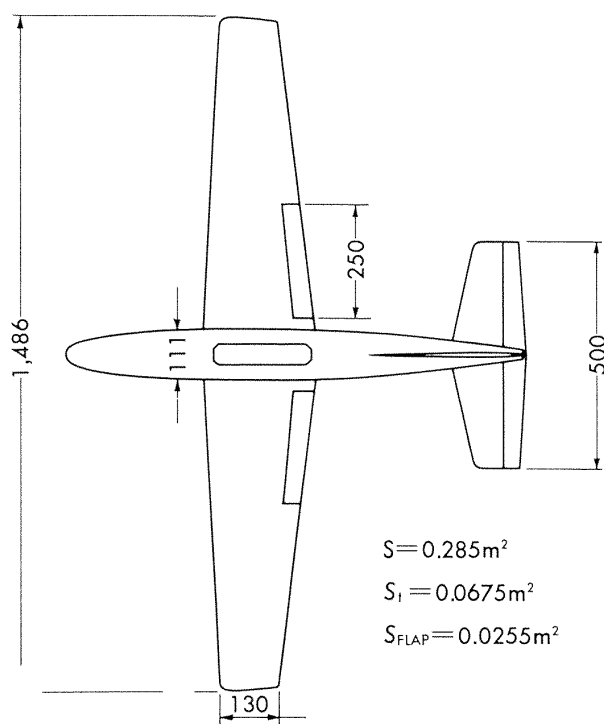
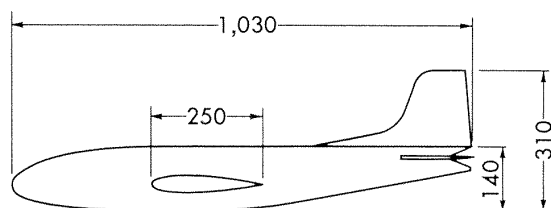


図 1 NM-G2 (模型) 2 面図

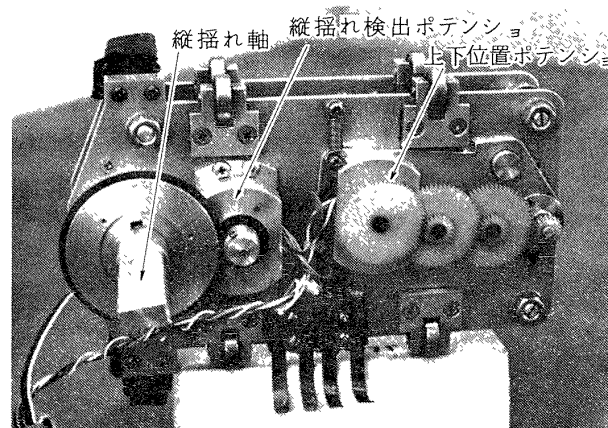


図 3 台車 (左舷側)

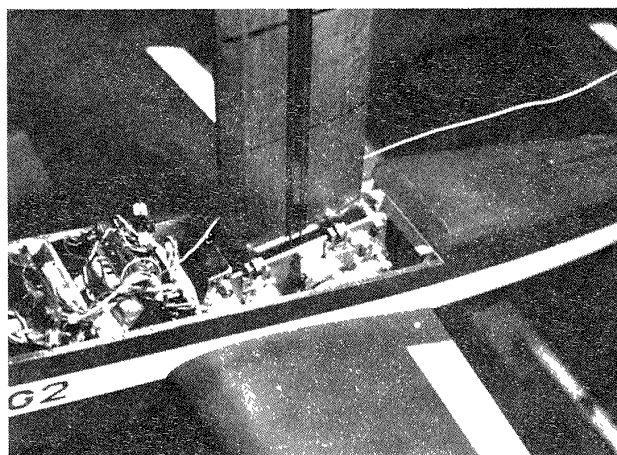


図 4 ガイドレール, 台車, 胴体の組立状態

* Radio Control の略

表1 NM-G 2 諸元

全 長	1.03 m
全 巾	1.486 m
全 高	0.31 m
主翼面積, S	0.285 m ²
水平尾翼面積,	0.0675 m ²
フラップ面積	0.0255 m ²
平均空力翼弦, \bar{c}	0.2015 m
尾翼モーメントアーム, $l = l_t/\bar{c}$	2.665
全備重量(台車を含む)	3.15 kg
縦慣性モーメント, I_y	$1.291 \times 10^{-2} \text{ kgms}^2$
等価回転半径, $K_y = \sqrt{I_y/m\bar{c}^2}$	0.995
mass ratio, $\mu = m/\rho S\bar{c}$	44.73
サーボ時定数, $\tau_s = T_s U/\bar{c}$	4.79, $U = 20 \text{ m/s}$
フィードバックゲイン, K_f	255.9
重心位置(縦揺れ軸)	主翼付根翼弦28%
主翼翼型	NACA 0016
0後退角線(主翼)	30% 翼弦

を期待し、実験全体としては簡素な装置で力学的相似動的実験を行なうこと、とりわけ遅れの大きいモータサーボを用いて可能性について実験することであった。

4.2 運動方程式

文献6)に示したものを再度掲載する。

運動方程式は、NASAの文献^{9)~11)}に用いられている準定常線型方程式の考え方を突風風洞中の本実験

システムに適用し以下に示すようなWind Axis型の上下動、縦揺れに関する解析システムが得られる。

図5に示す座標、釣合い関係に基き、機体に相対的な対気ベクトルに直交して揚力 \bar{L} 、対気方向に抗力 \bar{D} 風洞主流水平方向に対してガイドレール反力 \bar{N} 、重力 W をとる。 $\bar{\alpha}$ を対気迎え角、 $\bar{\theta}$ を水平軸からの角とし、

$$\bar{L} \sin(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) - \bar{D} \cos(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) + \bar{N} = 0 \quad (1)$$

$$m \dot{\bar{h}} = \bar{L} \cos(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) + \bar{D} \sin(\bar{\alpha} - \bar{\theta}) - W \quad (2)$$

$$I_y \ddot{\bar{\theta}} = \bar{M}, \quad \bar{M}; \text{縦揺れモーメント} \quad (3)$$

釣合い状態からの微小擾乱変化分に分ける。

$$\bar{\alpha} = \alpha_0 + \alpha(t) \quad (4) - a$$

$$\bar{\theta} = \theta_0 + \theta(t) \quad (4) - b$$

$$\bar{\alpha}_0 = \theta_0, \quad (U \parallel \text{横軸}) \quad (4) - c$$

$$\bar{L} = L_0 + L \quad (4) - d$$

$$\bar{D} = D_0 + D \quad (4) - e$$

$$\bar{M} = M_0 + M \quad (4) - f$$

$$\bar{N} = N_0 + N \quad (4) - g$$

(4)の関係を(1)~(3)に代入する。

$$(L_0 + L) \sin(\alpha - \theta) - (D_0 + D) \cos(\alpha - \theta) + (N_0 + N) = 0 \quad (5)$$

$$m \dot{\bar{h}} = (L_0 + L) \cos(\alpha - \theta) + (D_0 + D) \sin(\alpha - \theta) - W \quad (6)$$

$$I_y (\ddot{\bar{\theta}}_0 + \ddot{\bar{\theta}}) = M_0 + M \quad (7)$$

釣合い条件

$$\alpha = 0 \quad (8) - a$$

$$\theta = 0, \quad \dot{\theta} = 0, \quad \ddot{\theta} = 0, \quad \theta_0 = 0, \quad \dot{\theta}_0 = 0 \quad (8) - b$$

$$h = 0, \quad \dot{h} = 0, \quad \ddot{h} = 0 \quad (8) - c$$

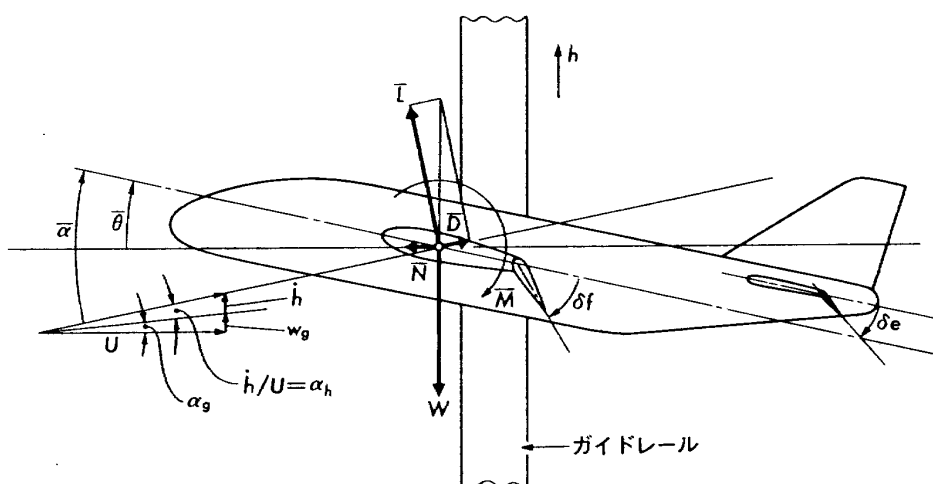


図5 解析システム座標, 力の釣合い, 制御記号

$$N=0, D=0, L=0 \quad (8) - d$$

釣合い条件(8)を(5)~(7)に代入し次の関係を得る。

$$D_0=N_0, L_0=W, M_0=0 \quad (9)$$

空気力を線型的に次の如く仮定

$$\begin{aligned} (L, D, M)' &= \begin{pmatrix} L_{\alpha_w}, L_{\alpha_t}, L_{\delta f}, L_{\delta e} \\ D_{\alpha_w}, D_{\alpha_t}, D_{\delta f}, D_{\delta e} \\ M_{\alpha_w}, M_{\alpha_t}, M_{\delta f}, M_{\delta e} \end{pmatrix} (\alpha_w, \alpha_t, \delta f, \delta e)' \\ & \quad (10) \end{aligned}$$

仮定 $\alpha = \alpha_w$

仮定, 微小擾乱; $\cos(\alpha - \theta) \cong 1,$

$$\sin(\alpha - \theta) \cong \alpha - \theta$$

以上の仮定, (8), (9), (10)を(5)~(7)に代入し次の微小擾乱線型基本運動方程式を得る。

$$W(\alpha - \theta) - D_{\alpha_w} \alpha - D_{\alpha_t} \alpha_t - D_{\delta f} \delta f - D_{\delta e} \delta e + N = 0 \quad (11)$$

$$m \ddot{h} = L_{\alpha_w} \alpha + L_{\alpha_t} \alpha_t + L_{\delta f} \delta f + L_{\delta e} \delta e + D_0(\alpha - \theta) \quad (12)$$

$$I_y \ddot{\theta} = M_{\alpha_w} \alpha + M_{\alpha_t} \alpha_t + M_{\delta f} \delta f + M_{\delta e} \delta e \quad (13)$$

(11)は独立の水平方向の関係のため省き(12), (13)が基本式となる。

無次元化

次の関係を用いて(12), (13)を無次元化する,

$\mu = m / \rho S \bar{c}, \bar{t} = Ut / \bar{c}$; 無次元時間, $D = (\bar{c} / U) d / d\bar{t}$; 無次元化微分演算子, $I_y = m k_y^2 = m \bar{c}^2 K_y^2$, $\alpha_h = h / U$; α の機体上下動成分, $C_L = L / (\frac{1}{2} \rho U^2 S)$, $C_M = M / (\frac{1}{2} \rho U^2 S \bar{c})$, etc, 例えば次のように書き改めて無次元化する。

$$m \ddot{h} = \mu \rho S \bar{c} (U / \bar{c})^2 D^2 h = \mu \rho S U^2 D \alpha_h \quad (14) - a$$

$$L_{\alpha_w} \alpha = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_{L_{\alpha_w}} \alpha, \text{ etc} \quad (14) - b$$

$$M_{\alpha_t} \alpha_t = \frac{1}{2} \rho U^2 S \bar{c} C_{M_{\alpha_t}} \alpha_t, \text{ etc} \quad (14) - c$$

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_{D_0} \quad (14) - d$$

$$I_y \ddot{\theta} = \mu \rho S \bar{c} U^2 K_y^2 D^2 \theta \quad (14) - e$$

etc,

結果として次式を得る。

$$2\mu D \alpha_h = C_{L_{\alpha_w}} \alpha + C_{L_{\alpha_t}} + C_{L_{\delta f}} \delta f + C_{L_{\delta e}} \delta e + C_{D_0}(\alpha - \theta) \quad (15)$$

$$2\mu K_y^2 D^2 \theta = C_{M_{\alpha_w}} \alpha + C_{M_{\alpha_t}} \alpha_t + C_{M_{\delta f}} \delta f + C_{M_{\delta e}} \delta e \quad (16)$$

迎え角の準定常関係化

e^{-lD} を尾翼への重心からの時間遅れオペレータとし α_t と $\alpha_h, \alpha_g, \theta$ ならびに α による吹下し傾斜 $\partial \epsilon / \partial \alpha$, フラップによる $\partial \epsilon / \partial \delta f$ との間に次の仮定を導入する。

まず $\alpha, \theta, \alpha_g, \alpha_h$ については次の条件が常に成立つ,

$$\alpha - \theta = \alpha_g - \alpha_h \quad (17)$$

α_t の準定常仮定

$$\begin{aligned} \alpha_t &= lD\theta - \alpha_h + (\partial \epsilon / \partial \alpha) e^{-lD} \alpha_h + e^{-lD} \alpha_g \\ &\quad - (\partial \epsilon / \partial \alpha) e^{-lD} \alpha_g - (\partial \epsilon / \partial \delta f) e^{-lD} \delta f \\ &\quad + \theta - (\partial \epsilon / \partial \alpha) e^{-lD} \theta \end{aligned} \quad (18)$$

(18)式の第1項は回転成分, 第2項は上下動成分, 第3, 5, 8項は主翼吹下し成分, 第4項は突風成分, 第6項はフラップ成分, 第7項の θ は geometrical incidence components と呼ばれているものである。 α_h 項の符号については h を上向き正としている点に注意されたい。

(18)式の線型化

$$e^{-lD} \cong (1 - lD) \quad (19)$$

と近似することにより, 結果的に次式を得る。

$$\begin{aligned} \alpha_t &= -\left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \alpha_h - l \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} D \alpha_h \\ &\quad + \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \alpha_g - l \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) D \alpha_g \\ &\quad - \frac{\partial \epsilon}{\partial \delta f} \delta f + l \frac{\partial \epsilon}{\partial \delta f} D \delta f + \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \theta \\ &\quad + l \left(1 + \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) D \theta \end{aligned} \quad (20)$$

準定常線型運動方程式

(17), (20)式を(15), (16)式に代入し結果として次式を得る。

$$\begin{aligned} &\left(2\mu + C_{L_{\alpha_w}} l \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) D \alpha_h \\ &= -\left\{C_{L_{\alpha_w}} + C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) + C_{D_0}\right\} \alpha_h \\ &\quad + \left\{C_{L_{\alpha_w}} + C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) + C_{D_0}\right\} \alpha_g \\ &\quad - C_{L_{\alpha_t}} l \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) D \alpha_g \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \{C_{L_{\alpha w}} + C_{L_{\alpha t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \theta + C_{L_{\alpha t}} l (1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) D \theta \\
& + (C_{L_{\delta f}} - C_{L_{\alpha t}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}) \delta f + C_{L_{\alpha t}} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f} D \delta f + C_{L_{\delta e}} \delta e
\end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned}
& 2\mu K_y^2 D^2 \theta \\
& = - \{C_{M_{\alpha w}} + C_{M_{\alpha t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \alpha_h - C_{M_{\alpha t}} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} D \alpha_h \\
& + \{C_{M_{\alpha w}} + C_{M_{\alpha t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \alpha_g - C_{M_{\alpha t}} l (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) D \alpha_g \\
& + \{C_{M_{\alpha w}} + C_{M_{\alpha t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \theta + C_{M_{\alpha t}} l (1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) D \theta \\
& + (C_{M_{\delta f}} - C_{M_{\alpha t}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}) \delta f + C_{M_{\alpha t}} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f} D \delta f + C_{M_{\delta e}} \delta e
\end{aligned} \quad (22)$$

係数のまとめとラプラス変換

空力係数を3章の記号で示したようにまとめ、 D 微分演算子をそのまま s (無次元ラプラス記号)に改めるとラプラス変換された式を得る。

$$\begin{aligned}
(2\mu + \bar{C}_{L_{D\alpha}}) s \alpha_h & = -(\bar{C}_{L_{\alpha}} + C_{D_0}) \alpha_h + (\bar{C}_{L_{\alpha}} + C_{D_0}) \alpha_g \\
& - (\bar{C}_{L_q} - \bar{C}_{L_{D\alpha}}) s \alpha_g + \bar{C}_{L_{\alpha}} \theta + (\bar{C}_{L_q} + \bar{C}_{L_{D\alpha}}) s \theta \\
& + \bar{C}_{L_{\delta f}} \delta f + \bar{C}_{L_{D\delta f}} s \delta f + C_{L_{\delta f}} \delta e
\end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned}
2\mu K_y^2 s^2 \theta & = -\bar{C}_{M_{\alpha}} \alpha_h - \bar{C}_{M_{D\alpha}} s \alpha_h + \bar{C}_{M_{\alpha}} \alpha_g \\
& - (\bar{C}_{M_q} - \bar{C}_{M_{D\alpha}}) s \alpha_g + \bar{C}_{M_{\alpha}} \theta + (\bar{C}_{M_q} + \bar{C}_{M_{D\alpha}}) s \theta \\
& + \bar{C}_{M_{\delta f}} \delta f + \bar{C}_{M_{D\delta f}} s \delta f + C_{M_{\delta e}} \delta e
\end{aligned} \quad (24)$$

4.3 計画制御則, 伝達関数, 特性方程式

計画制御則

台車に貼付された加速度計は上下加速度のみを出力し, これを用いてフラップ, 昇降舵を駆動する。無次元化ラプラス変換で表した加速度は $s \alpha_h$ で次の制御則を用いる事を検討⁶⁾に基き当初に計画した。

フラップ, δf

$$\delta f = -K_f F(s) s \alpha_h \quad (25)$$

K_f はゲイン定数, $F(s)$ はサーボの伝達関数で,

$$F(s) = 1 / (1 + \tau_s s) \quad (26)$$

と近似した。 τ_s は無次元化時定数で, T_s をサーボ1次遅れ時定数(sec)とすると次式で定める。

$$\tau_s = (U/\bar{c}) T_s \quad (27)$$

昇降舵, δe

フラップ駆動に伴う縦揺れモーメントを消すために次の2方式を計画した。

第1は(24)式において δf , δe に関する3項を打消し合わせる。即ち,

$$(\bar{C}_{M_{\delta f}} + \bar{C}_{M_{D\delta f}} s) \delta f + C_{M_{\delta e}} \delta e = 0 \quad (28)$$

に基き, δf に(25)を代入して次の制御則を定めた。

$$\begin{aligned}
\delta e & = (\bar{C}_{M_{\delta f}} / C_{M_{\delta e}}) \{1 + (\bar{C}_{M_{D\delta f}} / \bar{C}_{M_{\delta f}}) s\} \\
& \quad K_f F(s) s \alpha_h
\end{aligned} \quad (29)$$

(29)をCancelled方式と呼ぶ。

第2は(24)式において不完全な打消し, (29)式の $\bar{C}_{M_{D\delta f}}$ 項を無視したもので次式で定めた。

$$\delta e = (\bar{C}_{M_{\delta f}} / C_{M_{\delta e}}) K_f F(s) s \alpha_h \quad (30)$$

これはフラップと昇降舵をリンク結合した状態であるのでLinked方式と呼ぶ。

実際には(29)式の $\{ \}$ は $\bar{C}_{M_{D\delta f}} / \bar{C}_{M_{\delta f}} < 0$ のため1次遅れフィルタであることから, この遅れを可変にしたフィルタを用い, これを0に近い値にしてLinked方式とした。またフラップと昇降舵をそれぞれ別のサーボで駆動したので $F(s)$ は厳密には異なるが, 解析上は同じものと仮定する。

伝達関数, 特性方程式

(23), (24)式は(25), (29)または(30)式を用いて次のように α_h , θ を状態変数, α_g を入力とした形式に表わされる。

$$\begin{bmatrix} A_1(s) + A_2(s^2) K_f F(s), A_3(s) \\ B_1(s) + B_2(s^2) K_f F(s), B_3(s^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_h \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_4(s) \\ B_4(s) \end{bmatrix} \alpha_g \quad (31)$$

ここに $A_1(s)$ 等は()の中の s の次数を有する s の関数で次の内容を持つ。

$$A_1(s) = (2\mu + \bar{C}_{L_{D\alpha}}) s + (\bar{C}_{L_{\alpha}} + C_{D_0}) \quad (32) - a$$

$$\begin{aligned}
A_2(s^2) & = (\bar{C}_{L_{D\delta f}} - QPC_{L_{\delta e}} \bar{C}_{M_{D\delta f}} / C_{M_{\delta e}}) s^2 \\
& + (\bar{C}_{L_{\delta f}} - QC_{L_{\delta e}} \bar{C}_{M_{\delta f}} / C_{M_{\delta e}}) s
\end{aligned} \quad (32) - b$$

$$A_3(s) = -(\bar{C}_{Lq} + \bar{C}_{LD\alpha})s - \bar{C}_{L\alpha} \quad (32)-c$$

$$A_4(s) = -(\bar{C}_{Lq} - \bar{C}_{LD\alpha})s + (\bar{C}_{L\alpha} + C_{D0}) \quad (32)-d$$

$$B_1(s) = \bar{C}_{MD\alpha} s + \bar{C}_{M\alpha} \quad (32)-e$$

$$B_2(s^2) = (\bar{C}_{MD\delta f} - QP\bar{C}_{MD\delta f})s^2 + (\bar{C}_{M\delta f} - Q\bar{C}_{M\delta f})s \quad (32)-f$$

$$B_3(s^2) = 2\mu K_y^2 s^2 - (\bar{C}_{Mq} + \bar{C}_{MD\alpha})s - \bar{C}_{M\alpha} \quad (32)-g$$

$$B_4(s) = -(\bar{C}_{Mq} - \bar{C}_{MD\alpha})s + \bar{C}_{M\alpha} \quad (32)-h$$

ただし P は 1 の場合 Cancelled, 0 の場合 Linked システムを表すように加えられた記号であり, Q は後章で述べる検討のため加えられた記号で, ここでは 1 とする。

伝達関数は次式で与えられる。

$$\begin{bmatrix} \alpha_h / \alpha_g \\ \theta / \alpha_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 + A_2 K_f F, A_3 \\ B_1 + B_2 K_f F, B_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} A_4 \\ B_4 \end{bmatrix} \quad (33)$$

特性方程式は次式で与えられる。

$$\begin{vmatrix} A_1 + A_2 K_f F, A_3 \\ B_1 + B_2 K_f F, B_3 \end{vmatrix} = 0 \quad (34)$$

4.4 静的風洞試験結果を用いた計画システムの特徴

新に, フラップの空力係数を含めた NM-G2 の静的風洞試験を行なった。空力係数は風速 20m/s において計測されたが, 厳密にはこの状態において迎え角の関数で, 幾つかの迎え角状態でやや異なるが, 動の実験時の中立迎え角附近のものを解析に用いることにした。これを表 2 に示す。

計画システムの特徴方程式は s に関して 4 次式で, 検討範囲では, 1 組の複素根 (短周期モード) と 2 個の実根を持つ。実根は検討範囲では負の値を持つ。

図 6, 7 に短周期根軌跡, 図 8, 9 に上下加速度, 縦揺れ角度の周波数応答特性を示す。

図の A, B は $(\bar{C}_{L\delta f}, \bar{C}_{M\delta f})$ に 2 種類の値を用いたため, その理由は詳しくは 6 章で述べるが, 全機計測値としての値と部分係数 $(\bar{C}_{L\delta f}$ については $C_{L\delta f}, C_{L\alpha t}, \partial \epsilon / \partial \delta f, \bar{C}_{M\delta f}$ については $C_{M\delta f}, C_{M\alpha t}, \partial \epsilon / \partial \delta f)$ から準定常解析に基いて組立てられる値が一

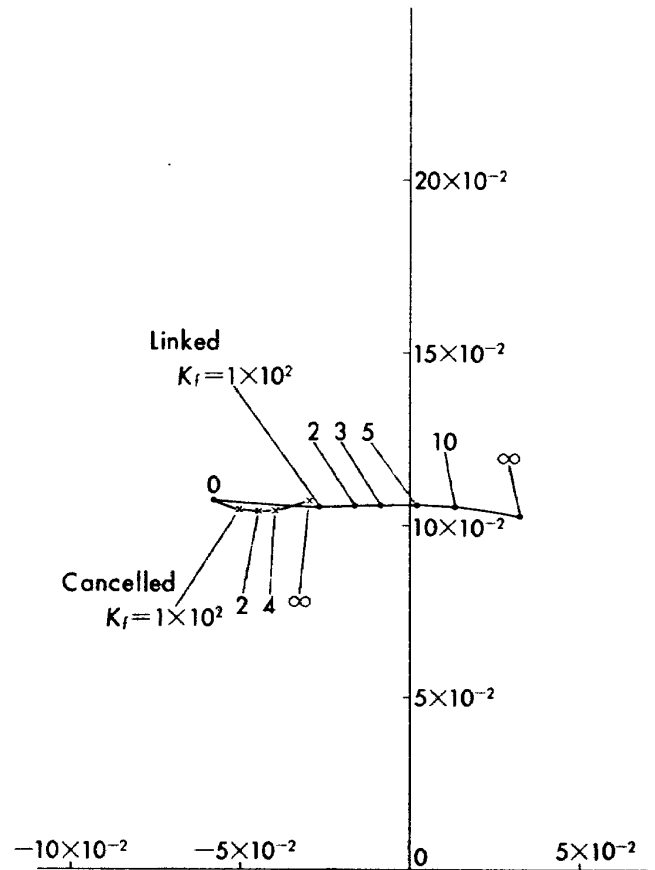


図 6 計画システムの短周期根軌跡, システム A

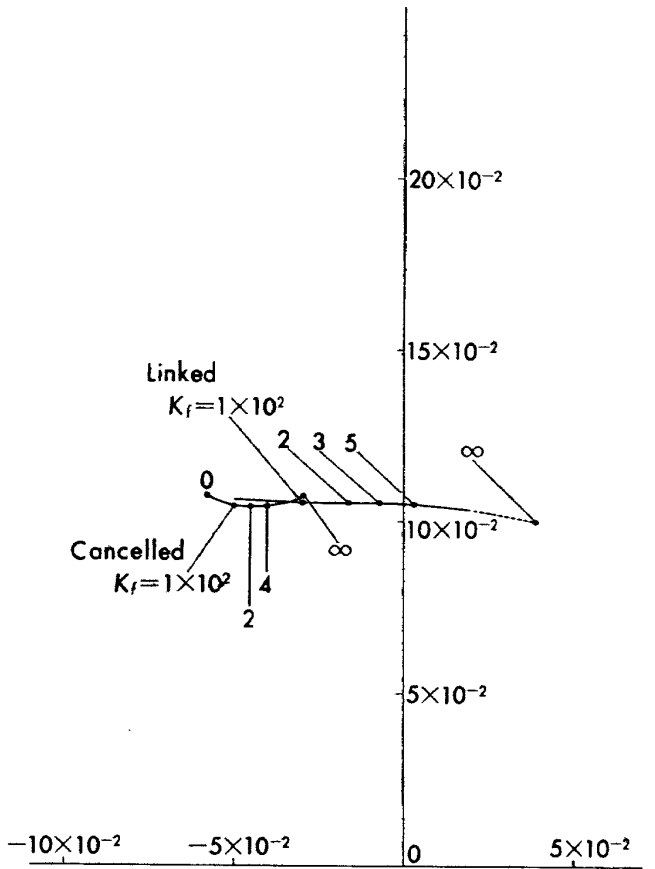


図 7 計画システムの短周期根軌跡, システム B

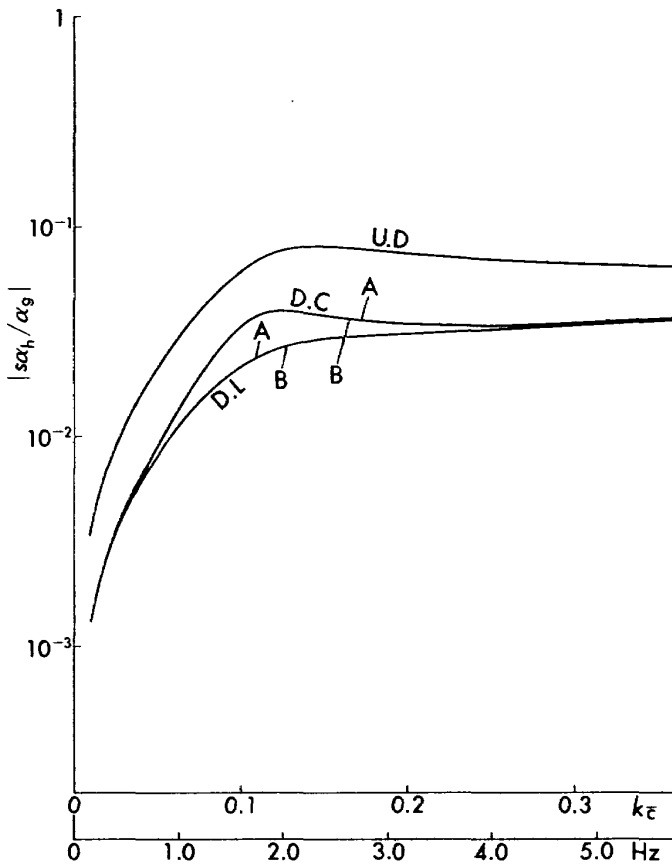


図8 計画システムの上下加速度応答, $K_f = 256.0$

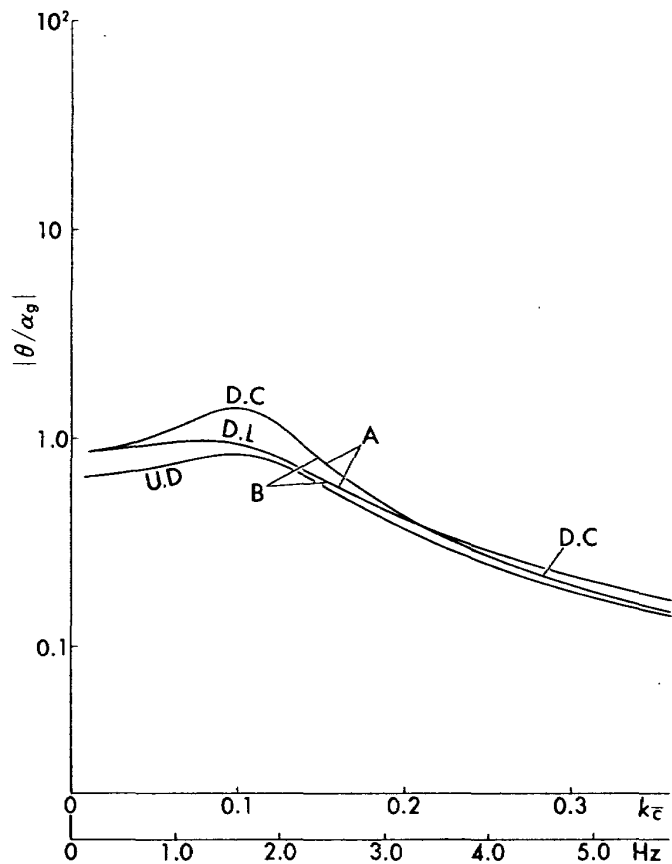


図9 計画システムの縦揺れ角度応答, $K_f = 256.0$

表2 空力係数

$C_{L\alpha_w} = 4.535$	$C_{M\alpha_w} = 0.2175$
$C_{L\alpha_t} = 0.6317$	$C_{M\alpha_t} = -1.654$
$C_{L\delta_f} = 0.7609$	$C_{M\delta_f} = -0.1990$
$C_{L\delta_e} = 0.4306$	$C_{M\delta_e} = -1.052$
$C_D = 0.04$	
$\partial \varepsilon / \partial \delta_f = 0.1946$	$\partial \varepsilon / \partial \alpha = 0.204$

致せず、どちらも動的システムとしては不確実性が認められるため、取捨出来なかったからである。

これらの図に示すように、計画検討においては、Linked, Cancelled の両方式共に実験最大ゲイン ($K_f \div 2.6 \times 10^2$) 以上まで安定、特に Cancelled システムは全領域で安定であり、それぞれ有効な突風軽減効果を示した。なお曲線上の記号 U.D は undamped, D.C は damped Cancelled, D.L は damped Linked を意味する。

5. 実験

5.1 実験装置, 手順

1) 制御システム

システムブロック線図, 図 10

電源, 較正システムブロック線図, 図 11

突風軽減システム昇降舵フィルタ, 図 12

モードスイッチ回路, 図 13

自動制御サーボ増幅器回路, 図 14

機器搭載状態, 図 15

主要部品一覧表, 表 3

2) 制御機構, 図 16

フラップはマスバランスを兼ねたトルクアームとサーボ間をプッシュロッド/ベルクランクリンクで結合, 昇降舵ホーンとサーボ間はナイロン可撓ロッドで結合。

3) 拘束装置, 突風発生装置, 図 2 ~ 4 参照, 文献 1 参照。

模型は台車以外が主翼付根翼強 28% の重心位置で縦揺れ軸に支えられ, この軸が回転軸受で台車 (ガイドレールに沿って上下動するカートリッジ) に取り付けられている。台車は 8 個のボールベアリングローラでガイドレール上を転動する。台車上に加速度

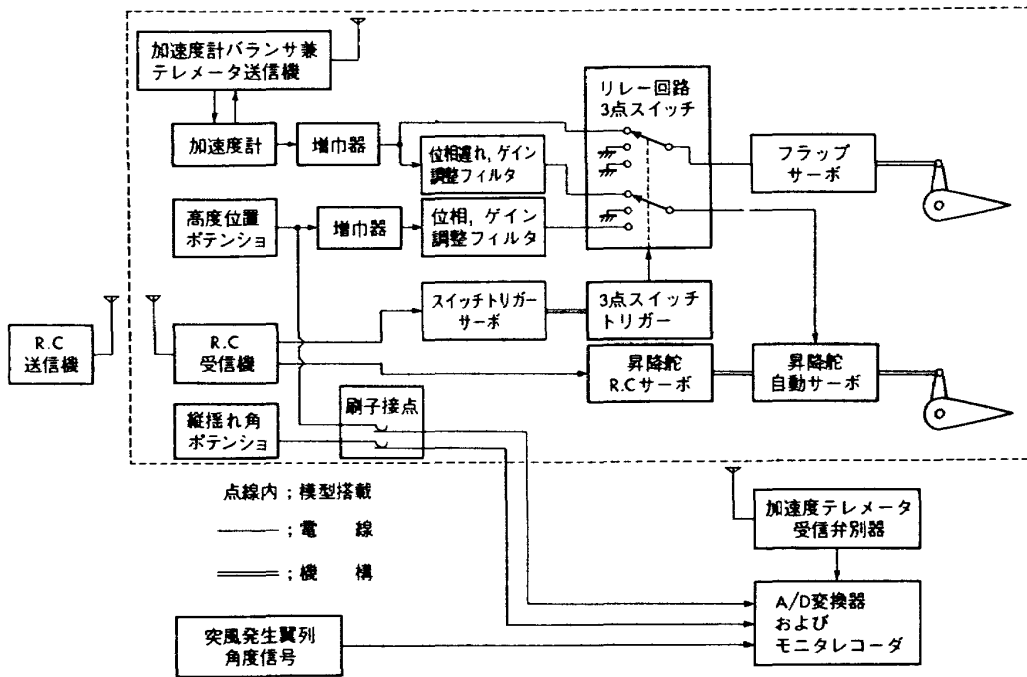


図 10 NM-G 2 システムブロック線図

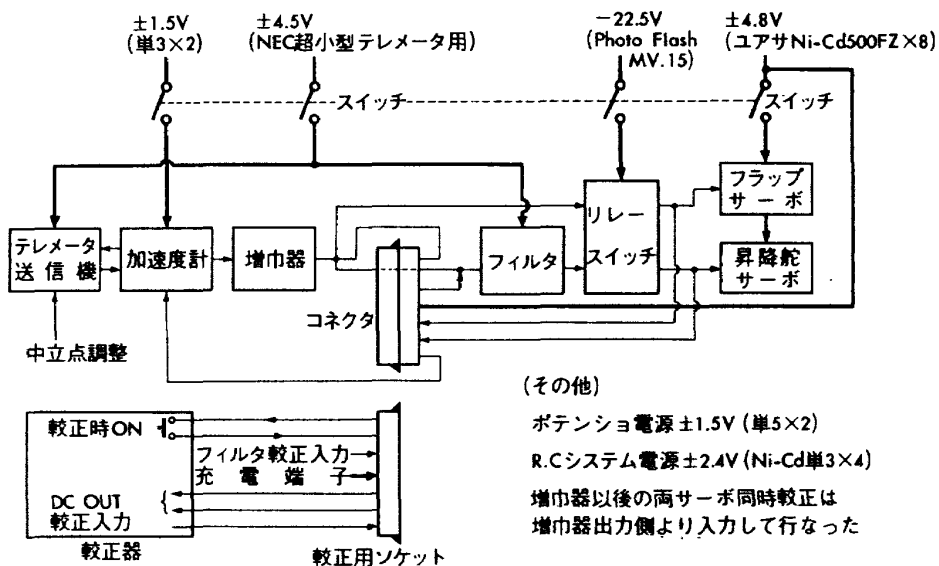


図 11 電源、校正システムブロック線図

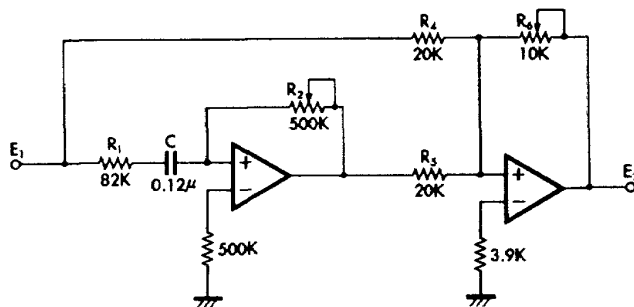


図 12 突風軽減フィルタ回路

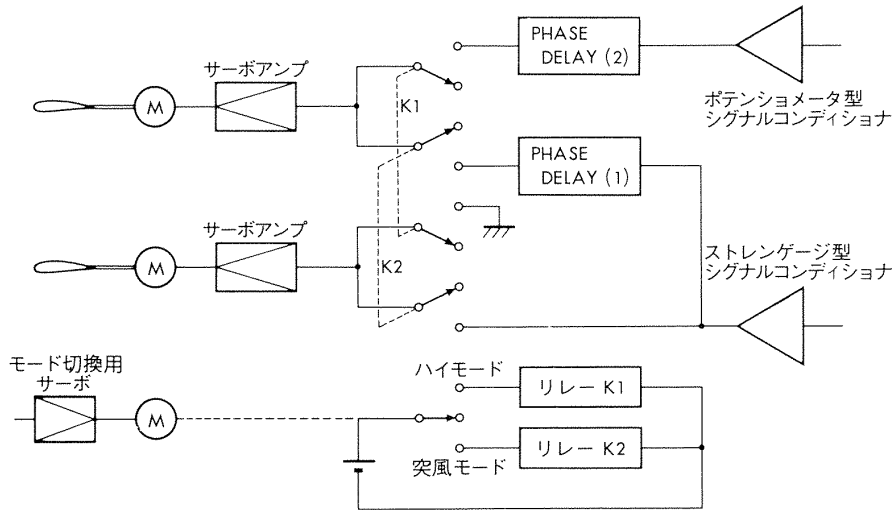


図 13 モード切替スイッチシステム

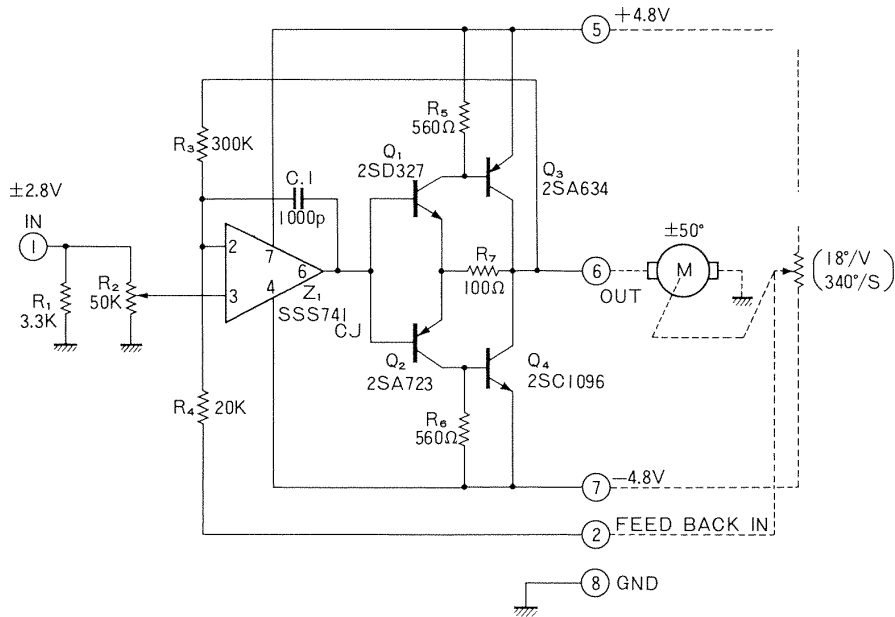


図 14 サーボ増幅器回路

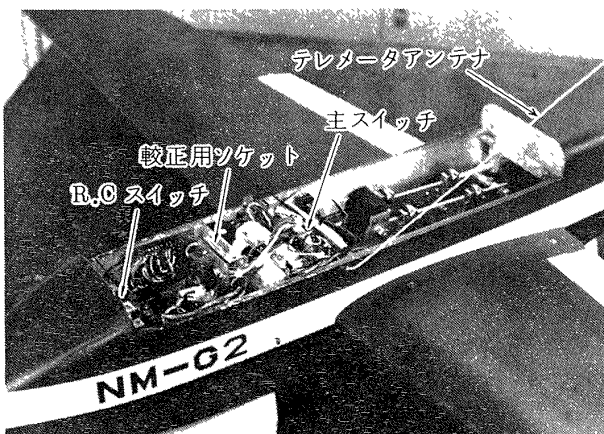


図 15 電子回路搭載状態

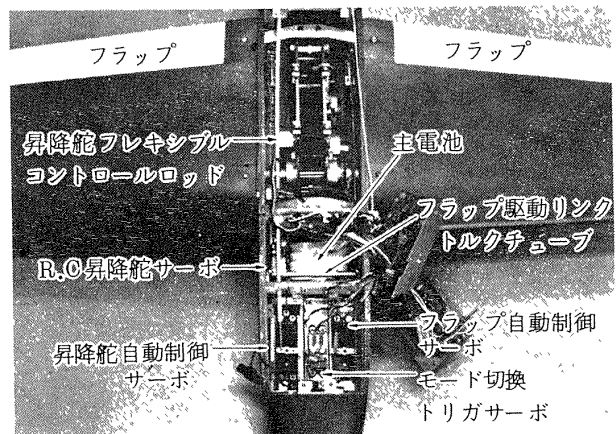


図 16 サーボ、制御機構配置

表3 主要部品仕様

加 速 度 計	SHINKO . BA - 2 - 120
加速度計バランサ 兼テレメータ送信機	NEC . SPA - A - 9143 - 3
ポテンシ ョメータ	ミドリ測器 CP - 2 FK 1 KΩ
モードスイッチリレー	TELEDYNE PAL 732 D - 26 , 1A 26 VDC
自動制御サーボ機構	マイクロエレクトロニクス PX - 25
R . C 装 置	KRAFT 71' , KPS 10 サーボ × 2

計, 上下位置 (高度) ポテンシ ョメータ (ガイドレールに接触回転するタイヤと歯車装置で作動) と縦揺れ角ポテンシ ョメータが取り付けられている。

- 4) 全機の諸元, 空力係数, 表 1, 2 参照
- 5) 較正システム, 図 11 参照

D.C OUT 端子と実際の舵角を計測, フィルタのゲインと位相の設定はフィルタ較正入力端子から正弦波を入力して行なった。フィルタ単体の場合は較正器スイッチでフラップ回路を切離す。全機の試験は上下動加振装置⁵⁾を用いた。

- 6) データ処理, 計測記録システム, 表 4
- 7) 手順, 表 5

表 4 計測データ処理装置

テレメータ受信弁別器	NEC , SPS - A - 9145
A/D変換, 記録, 計算	突風風洞データ処理装置
モニタレコーダ	三栄測器, 8K11
16 mm 動画カメラ	Canon Scoopic 16

表 5 手順項目

① 風速設定
② 模型浮上 (昇降舵 R.C 操作による)
③ 突風発生翼列作動
④ オープンループ応答記録
⑤ 突風軽減モードスイッチ
⑥ 応答記録
⑦ 突風モード OFF, 次の翼列振動数設定

5.2 実験ケース, 条件, データ処理

まえがきに述べたように, 最終的に行なったものに限る。

- 1) 実験ケース, 表 6
- 2) 実験条件

主流風速 $U = 20 \text{ m/s}$

突風発生装置列振幅, ± 0.02 ラジアン

フィードバックゲイン $K_f = 255.9$

註) ゲイン K_f とフラップ角 δf の較正時 (static) の関係は次式で定める。

$$\begin{aligned} \delta f_{cal} &= -K_f F(s=0) (\bar{c}/U) d(\dot{h}/U) / dt \\ &= -K_f (\bar{c}/U^2) g_{input} \end{aligned} \quad (35)$$

表 6 実験ケース

ケース番号	翼列振動数	突風軽減装置	
		ON	OFF
1 2	0.7 Hz	○	○
3 4	1.0	○	○
5 6	1.2	○	○
7 8	1.5	○	○
9 10	1.7	○	○
11 12	2.0	○	○
13 14	3.0	○	○

(備考)

翼列振巾, 全ケース $\pm 0.02 \text{ rad}$.

実験主流速度, 全ケース 20 m/s

サーボ1次遅れ時定数 $T_s = 0.0479 \text{ sec}$, $\tau_s = (U/c)T_s = 4.79$ 。

計測時間, 突風軽減ループ開閉共に 20 sec 以上。

AD変換器入力フィルタカットオフ振動数 10 Hz。

3) データ処理

磁気テープに記録されたデータ(各ケースについて 20ms サンプル間隔で 1000 点, データ時間 20 sec の AD 変換されたもの)を用いて調和解析した。(計算は文献12), chap. X, sec. 80の方法による), これにより 0.1~10.1 Hz までの振動数スペクトラムが 0.1 Hz の分解度で得られた。

5.3 実験結果

まえがきに述べたように, 計画した制御法則においては, 或る程度の昇降舵位相の掃引(巾を持たせた計画点まわり)を含めて, すべて不成功であった。大方の場合, オープンループで安定振動(突風振動入力に対して)であった状態がループのスイッチ ON から上下動縦揺れ共に発散した。或る場合には発散には至らないが上下動振幅がかえって増大した。

検討⁶⁾におけるもう1つの方式(最適制御系), ならびに文献13)に着目して, 昇降舵位相を計画(Cancelled, Linked)に対しほぼ 180° 変更した結果, フィルタの位相遅れを 0 に近付けた附近で, 突風応答の上下動振幅加速度を減少させる有効領域が存在した。この制御系を本報告の実験システムとし, Extended システムと呼ぶ。

この有効軽減領域は加振振動数 2 Hz までで, これ以上の振動数では顕著ではなかった。この結果, 本報告に示す実験ケースを表 6 に限定した。

軽減効果は加速度と上下動のモニタ記録からも見られる。3例を図17に示す。図中 ON→OFF と記入した間で効果が見られる。定量的には突風風洞データ処理計算機を用いて振動数スペクトラムを計算した。この結果は28枚のスペクトル線図として実験ケースに対応するが, この中から上下加速度, 縦揺れ角各々2ケース計4図を示す(図18~21)。縦座標は解析の $|s\alpha_h/\alpha_g|$, $|\theta/\alpha_g|$ に対応させるために次の無次元量とした。

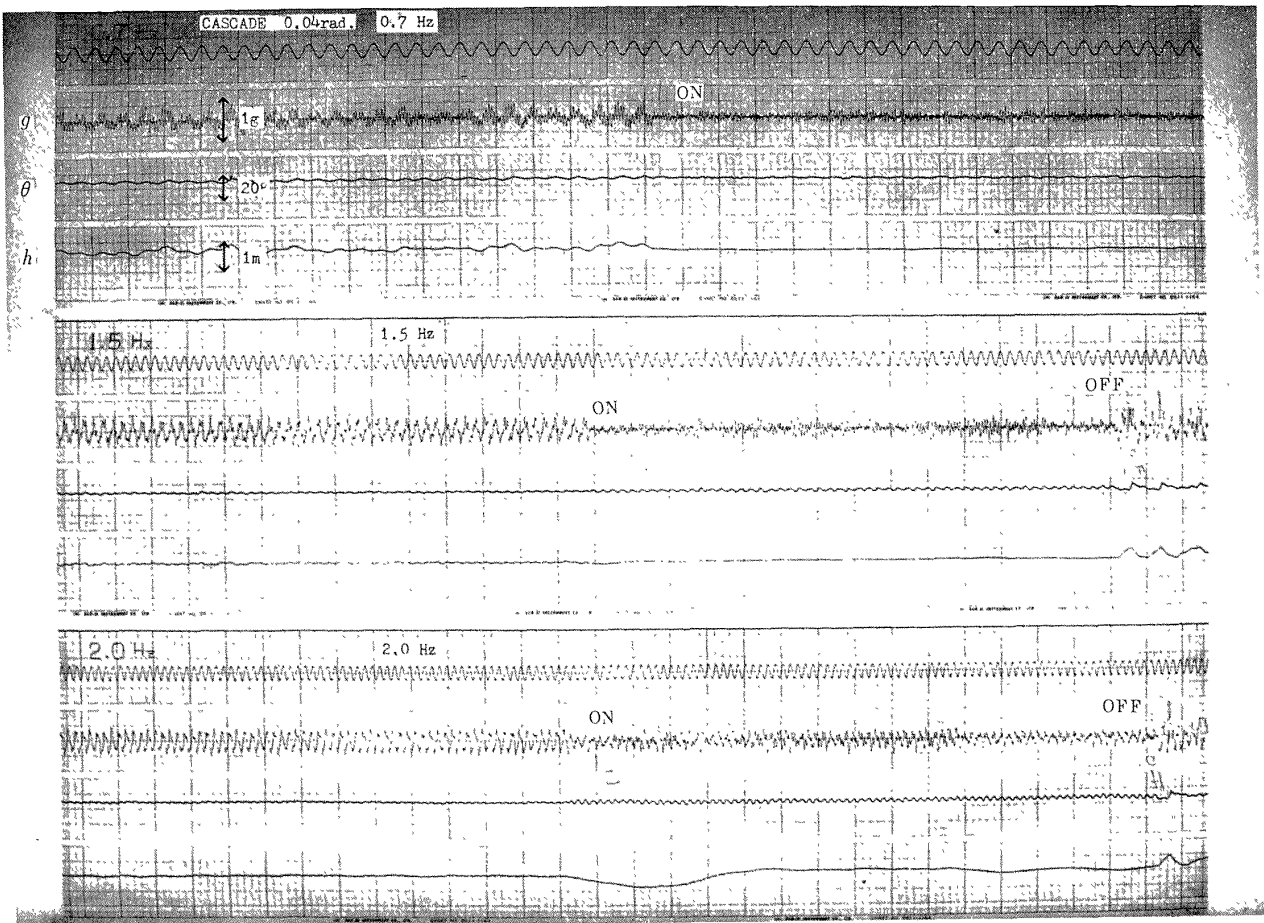


図17 モニタペンオシロ記録例

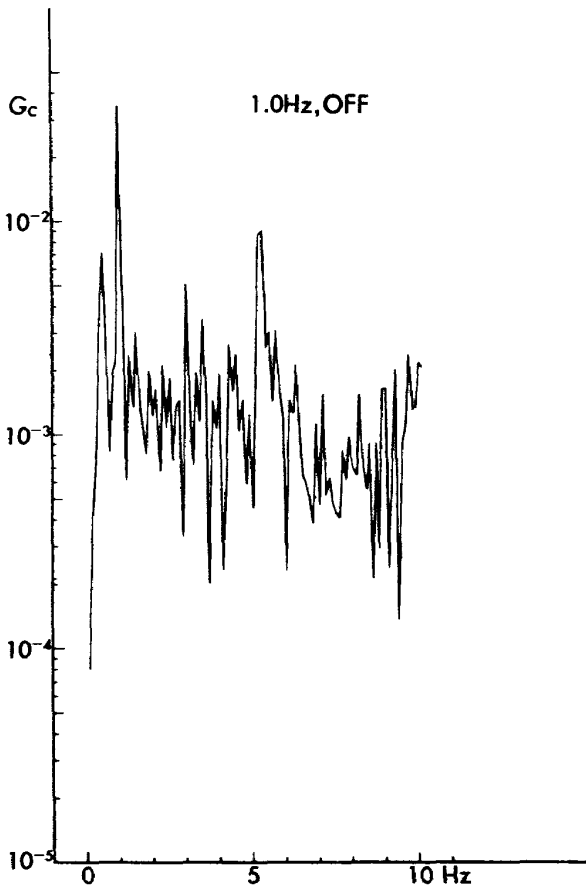


図 18 上下加速度応答スペクトラム (ケース 3)

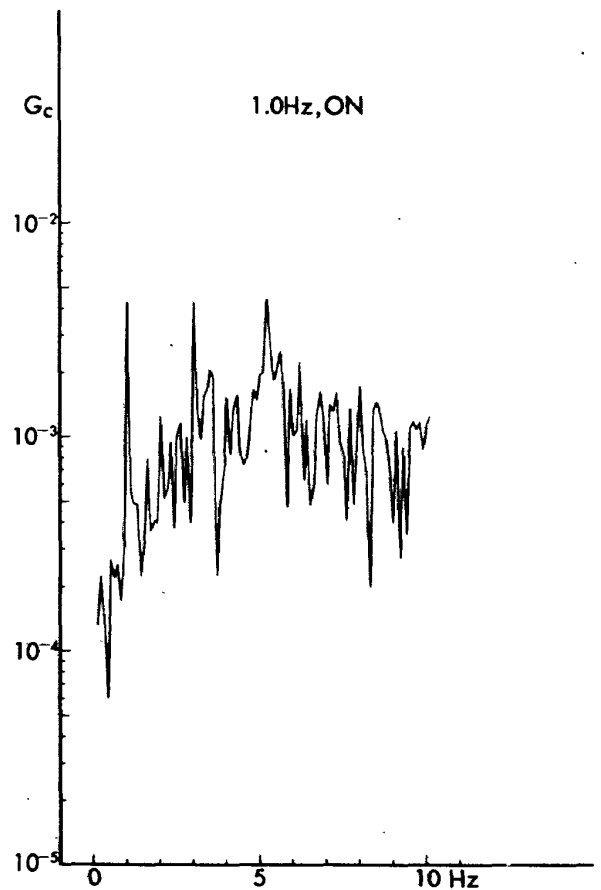


図 19 上下加速度応答スペクトラム (ケース 4)

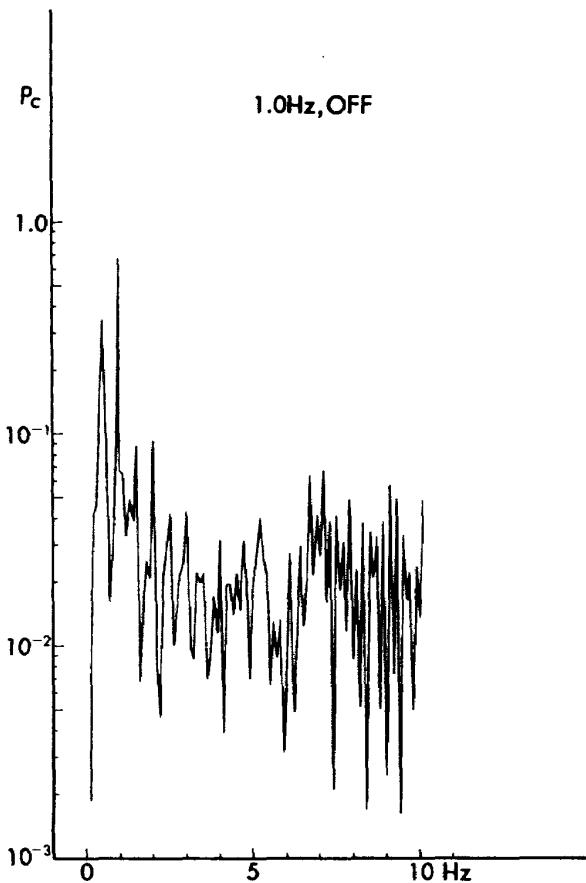


図 20 縦揺れ角度応答スペクトラム (ケース 3)

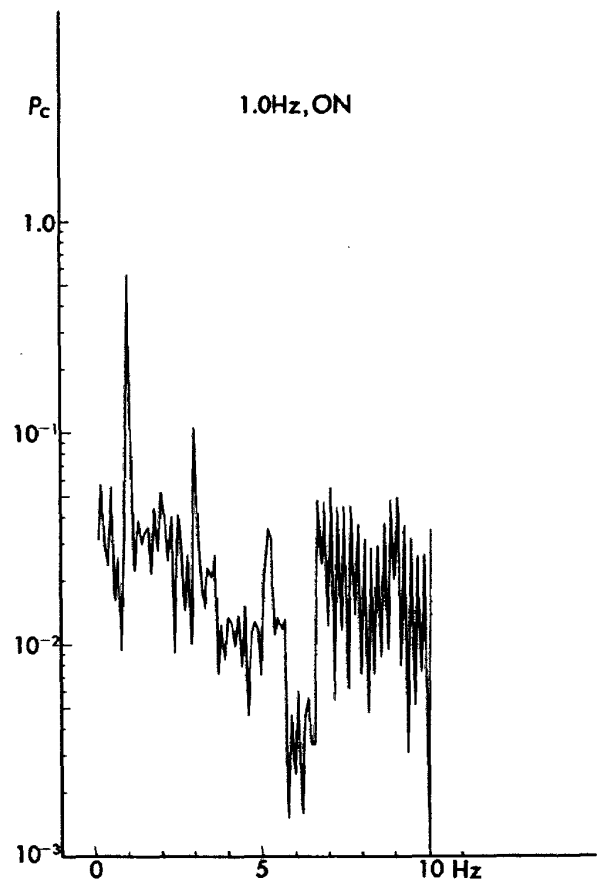


図 21 縦揺れ角度応答スペクトラム (ケース 4)

$$G_e = (\bar{c}/U)(g_e/W_G); \text{修正加速度} \quad (36)$$

$$P_e = \theta_e/(W_G/U); \text{修正角度} \quad (37)$$

ここに g_e (m/s²) は加速度のスペクトル値(データ処理した加速度の調和振動単振幅), θ_e は同じく角度 (radian) であり, U は風洞主流風速 20 m/s である。 W_G は加振上下突風の修正推定速度で, 文献 3), 図 5 に示す突風速度修正振幅(実験データ) W_{GR} から次の関係で得られる。

$$W_G = W_{GR} \bar{\theta} / \theta_r, \text{ (m/s)} \quad (38)$$

ここに $\bar{\theta}$ は実験翼列平均単振幅 0.02 rad, θ_r は文献 3), 図 5 における基準翼列単振幅 0.05 rad, である。

単一周波数の翼列駆動であるにも拘らず, スペクトラムはかなりランダムであるが, これは突風入力(風洞ノイズを含めた)を反映した結果である。データ処理は計算機による処理が不可欠である。

各加振振動数に対応する応答(スペクトル値)については, 次章に示す周波数応答ゲイン図に実験点として対応させてこれらを示す。

6. 計画と実験結果の 矛盾についての検討

6.1 実験システムの制御則

実験結果として示し得た安定有効な制御は昇降舵の向きを変え((29)式に対して負の記号を付け,(32)式中の Q に対し -1 を指定すること), フィルタの 1 次遅れ項 $\bar{C}_{MD\delta_f} / \bar{C}_{M\delta_f}$ を 0 に近付けたもので, この項の値は小さいので, 昇降舵の位相をほぼ 180° 変えたものである。これを次式で表わす。

$$\delta e = -(\bar{C}_{M\delta_f} / C_{M\delta_e}) \{ 1 + P(\bar{C}_{MD\delta_f} / C_{M\delta_f}) s \} K_f F(s) s \alpha_h \quad (39)$$

P は(32)式に用いたフィルタの 1 次遅れ調整係数で, 実験での実際の設定ではサーボを含めた全体の昇降舵系でフラップに対し $P \doteq 0.079$ に相当する位相遅れがあった。

(39) 式を(25)式と共に運動方程式(23),(24)に組込んだシステムを便宜上 Extended システムと呼ぶ。

6.2 フラップの空力係数と尾翼吹下しについての 不確定

図 22, 23 に Extended システムの短周期根軌跡,

図 24, 25 に実験点と対比させた同システムの周波数応答特性を示す。短周期根実験点が不安定または近くにある。

図の U.D は undamped (オーブンループ), D.E は damped Extended (クローズド E システム) の意味である。System A.B については 4.4 において言及したが, 次にこの問題について述べたのち図の説明を加える。

通常, 全機の静的空力特性を風洞試験で求める場合, 吹下し傾斜 $\partial \epsilon / \partial \alpha$, $\partial \epsilon / \partial \delta_f$ は可変取付角水平尾翼模型を用いて測定される。混乱は本実験で尾無しで熱線を用いてこれらを測定したことに起因する。

即ち, $\bar{C}_{LD\delta_f} (=C_{L\alpha_i} l \partial \epsilon / \partial \delta_f)$, $\bar{C}_{MD\delta_f} (=C_{M\alpha_i} l \partial \epsilon / \partial \delta_f)$ は, $C_{L\alpha_i}$, $C_{M\alpha_i}$ と $\partial \epsilon / \partial \delta_f$ から得られるが, $C_{L\delta_f} (=C_{L\delta_f} - C_{L\alpha_i} \partial \epsilon / \partial \delta_f)$, $C_{M\delta_f} (=C_{M\delta_f} - C_{M\alpha_i} \partial \epsilon / \partial \delta_f)$ は $C_{L\delta_f}$, $C_{M\delta_f}$ (共に尾無し形態の値) と $C_{L\alpha_i}$, $C_{M\alpha_i}$, $\partial \epsilon / \partial \delta_f$ の組合せとして得られると共に, 形式上, 全機形態におけるフラップに対する静的な揚力と縦揺れモーメントの傾斜(derivative)として得られる。この二通りの値が合致すれば都合がよいが現実としてはかなりの違いを生じた。

この値を次に示す。

	全機形態	尾無し組合せ
$\bar{C}_{L\delta_f}$	0.6597	0.6380
$\bar{C}_{M\delta_f}$	0.02742	0.1229

特に $\bar{C}_{M\delta_f}$ について差が甚だしい。

これらの値について全機形態値を用いたとしても, システム全体としては $\bar{C}_{LD\alpha}$, $\bar{C}_{LD\delta_f}$, $\bar{C}_{MD\alpha}$, $\bar{C}_{MD\delta_f}$ 項の修正が出来ない。

更に, 実際上の動的状態について '想像' すると動的な分力としての $\bar{C}_{L\delta_f}$, $\bar{C}_{M\delta_f}$ は必ずしも静的全機試験値であるとは云えない。 $\bar{C}_{LD\delta_f}$, $\bar{C}_{MD\delta_f}$ についても同様である。逆に組合せによる係数については $C_{L\alpha_i}$, $C_{M\alpha_i}$ が $\partial \epsilon / \partial \alpha$ が熱線で測定され, $\bar{C}_{L\alpha}$, $\bar{C}_{M\alpha}$ が全機試験値として求められている以上, 不確かさは同じである。

結論としては, どちらがよいかを判断することは不可能である。(註 吹下し傾斜の測定方法の是非については動的特性に対する真実性について更に議論の余地がある)。

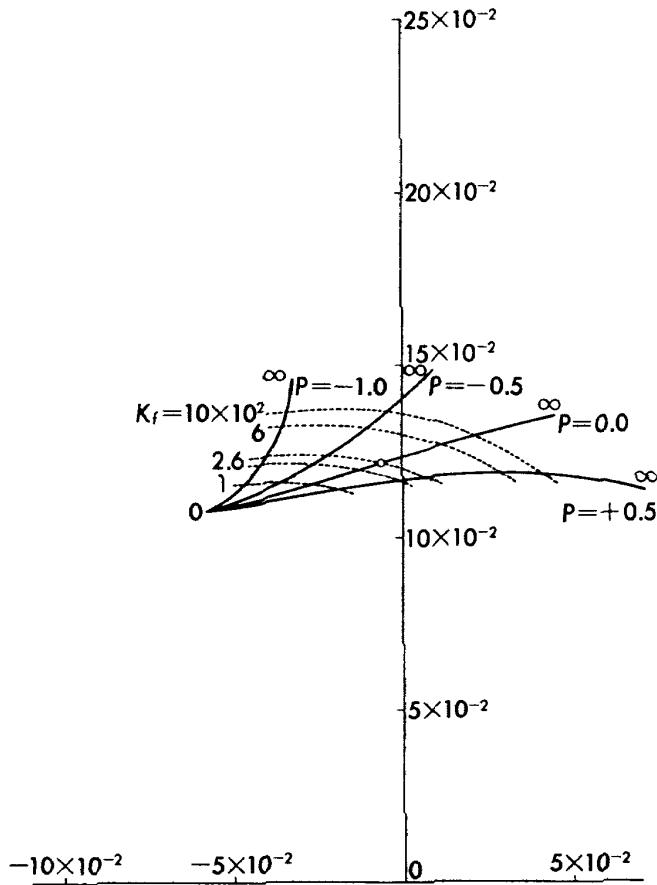


図 22 実験 (Extended) システム短周期根軌跡, 理想フィルタ, システム A

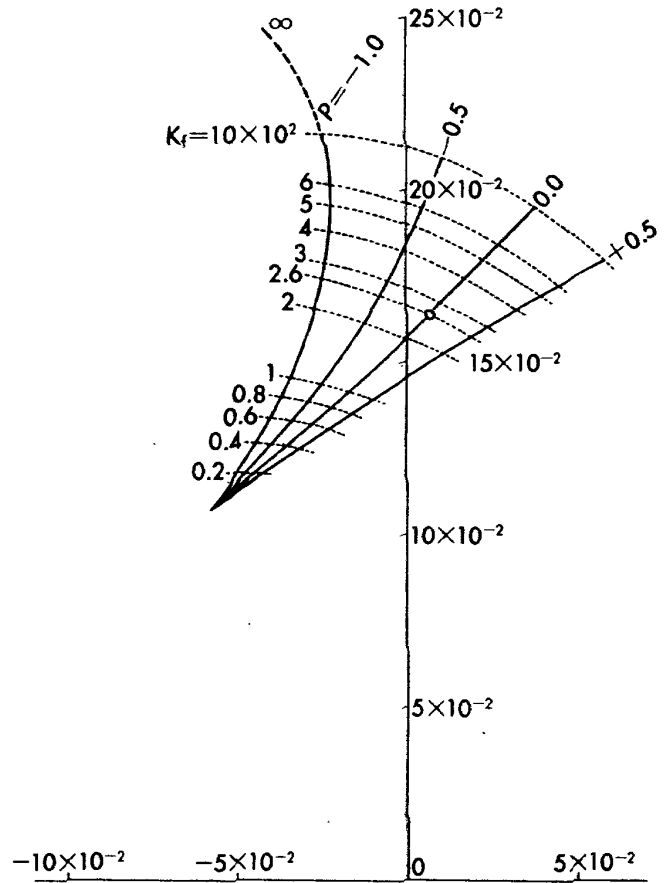


図 23 実験 (Extended) システム短周期根軌跡, 理想フィルタ, システム B

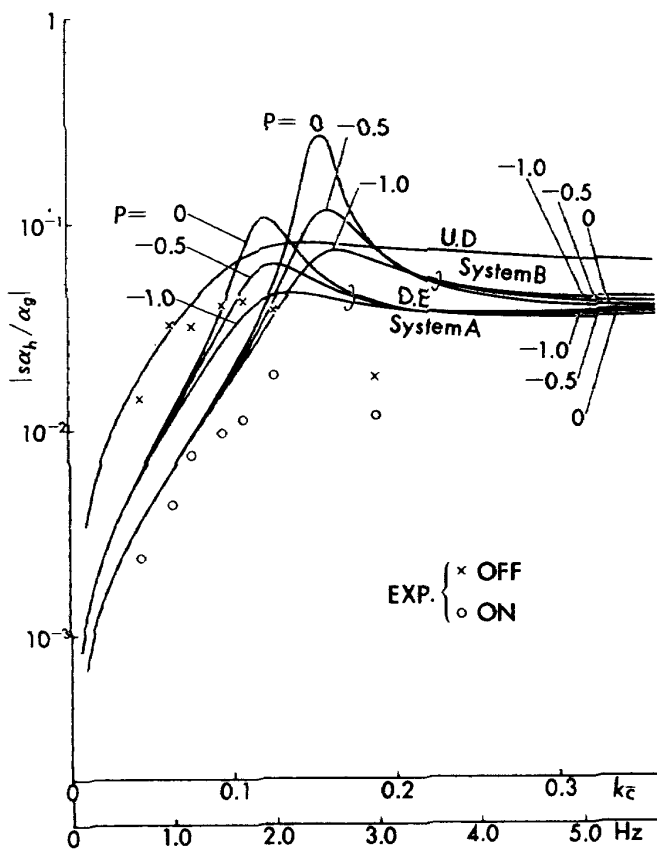


図 24 実験 (Extended) システムの上下加速度応答, 理想フィルタ, $K_f = 256.0$

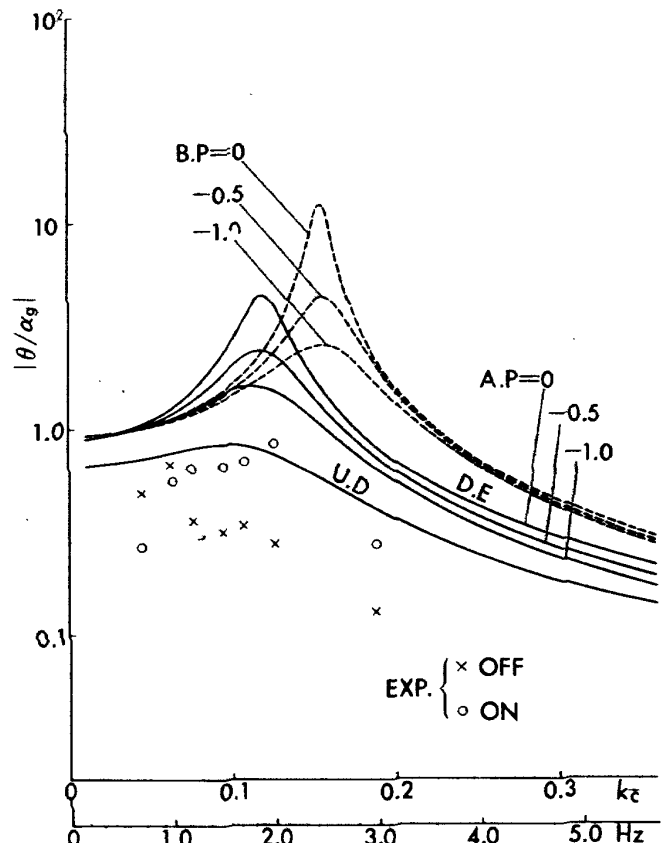


図 25 実験 (Extended) システムの縦揺れ角度応答, 理想フィルタ, $K_f = 256.0$

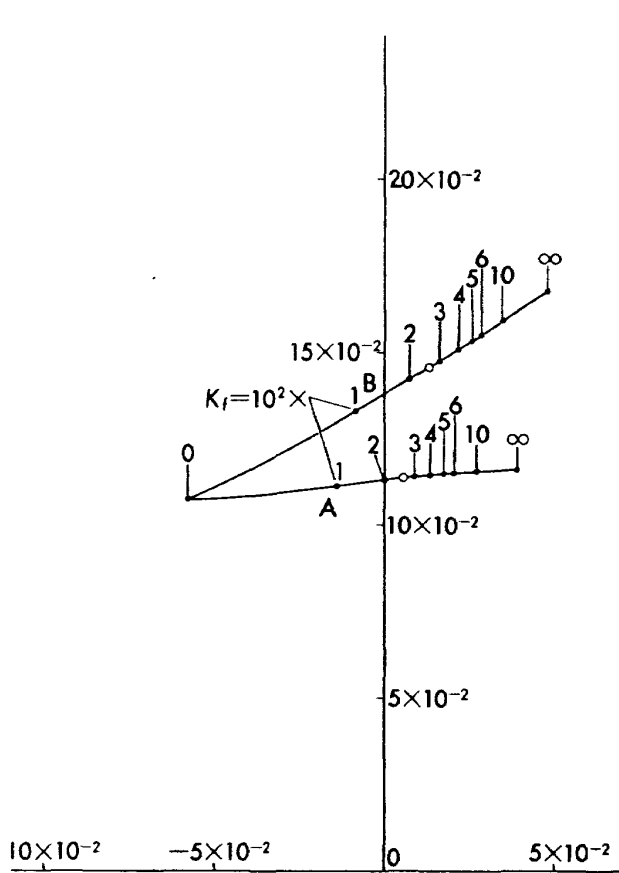


図 26 実験後検討 Cancelled システムの短周期根軌跡, リアルフィルタ

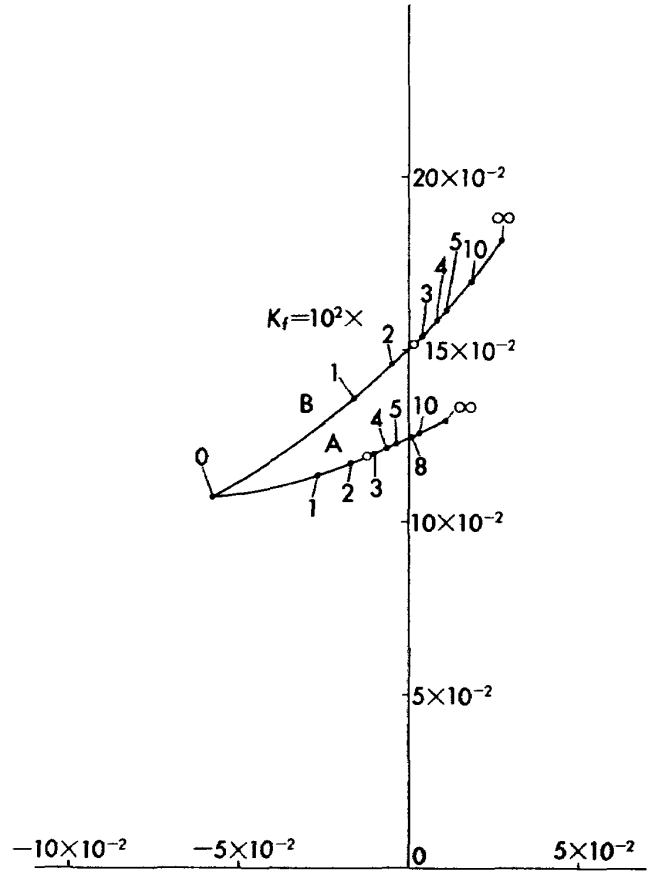


図 27 実験後検討 Linked システムの短周期根軌跡, リアルフィルタ

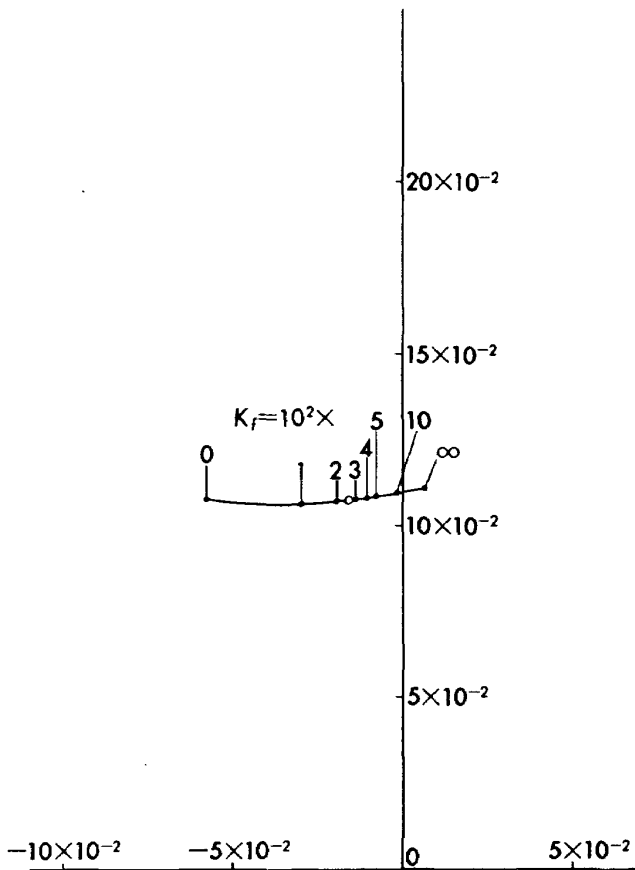


図 28 実験後検討 Extended システム短周期根軌跡, リアルフィルタ, $P \approx 0$, システム

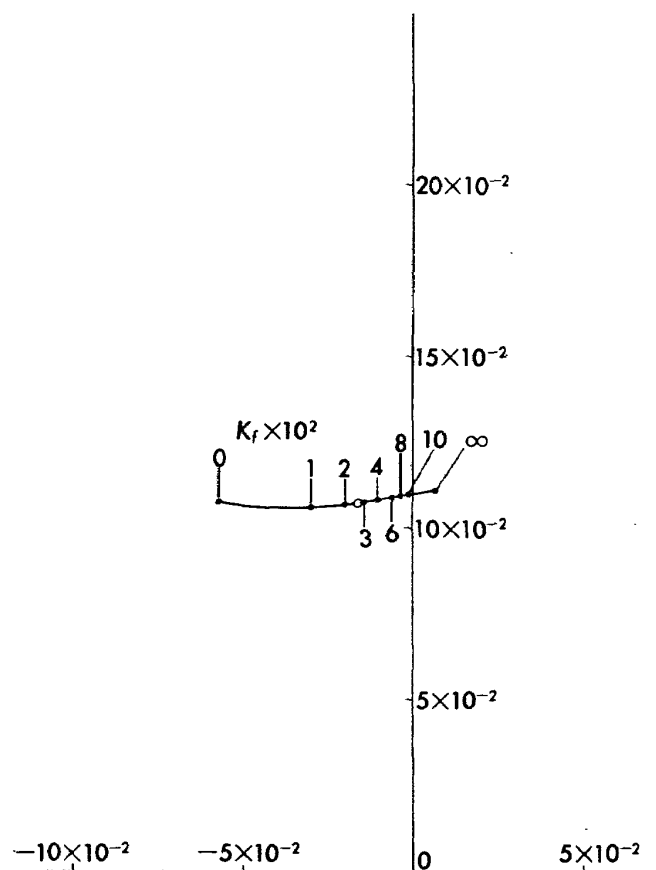


図 29 実験後検討 Extended システムの短周期根軌跡, リアルフィルタ, $P = 0.001$, システム A

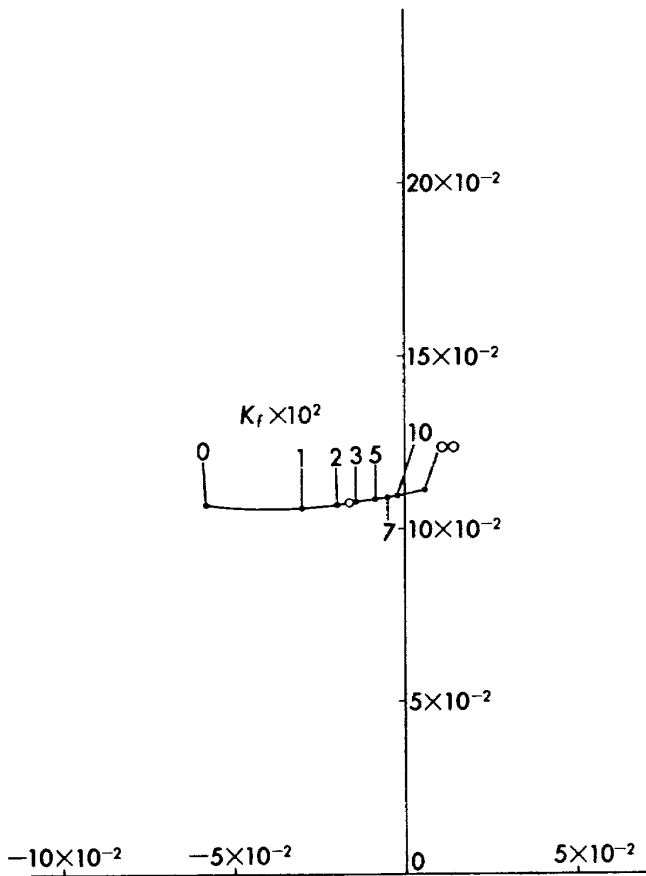


図 30 実験後検討 Extended システムの短周期根軌跡, リアルフィルタ, $P = 0.01$, システム A

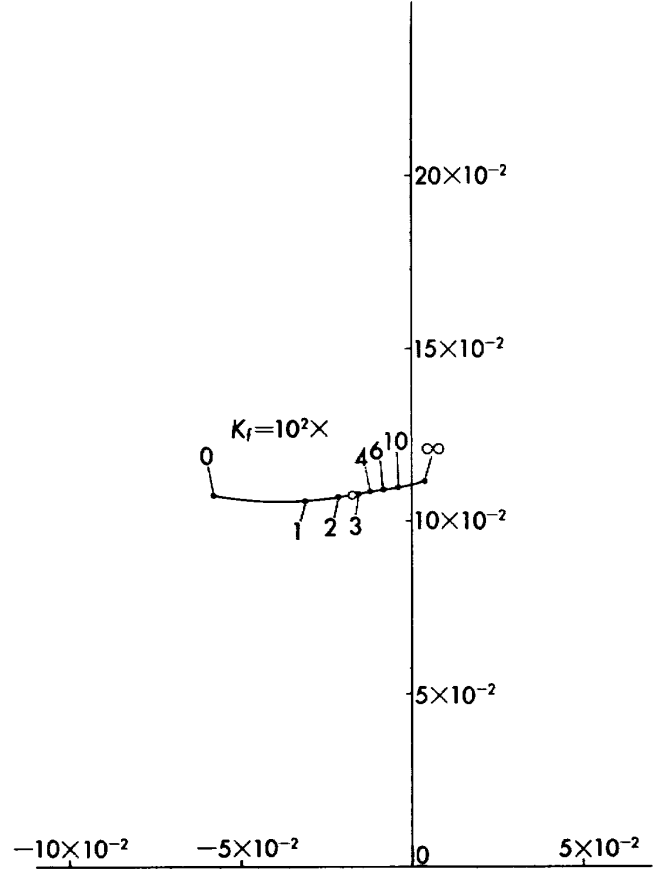


図 31 実験後検討 Extended システムの短周期根軌跡, リアルフィルタ, $P = 0.0785$, システム A

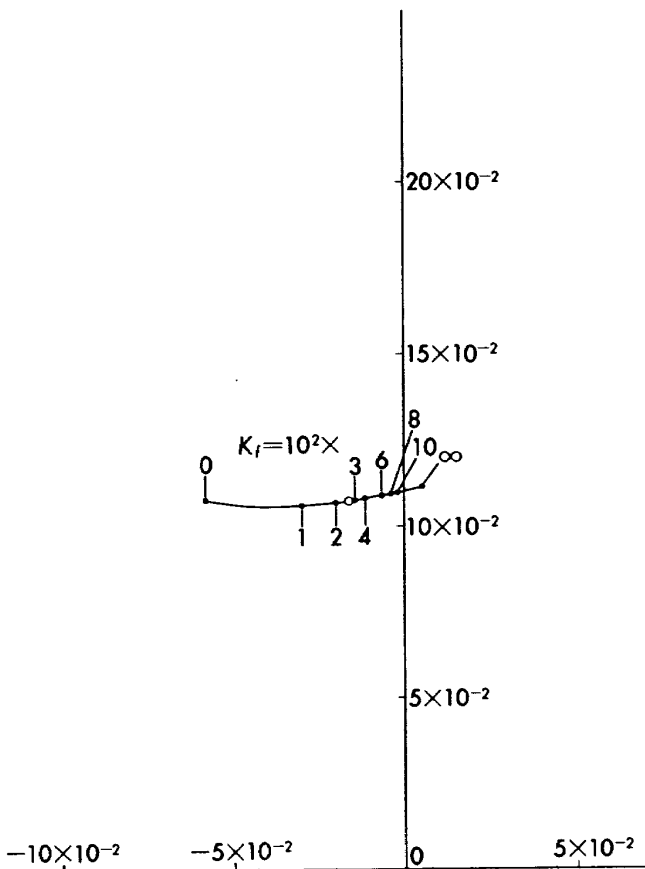


図 32 実験後検討 Extended システムの短周期根軌跡, リアルフィルタ, $P = 0.01$ & 0.001 , システム B

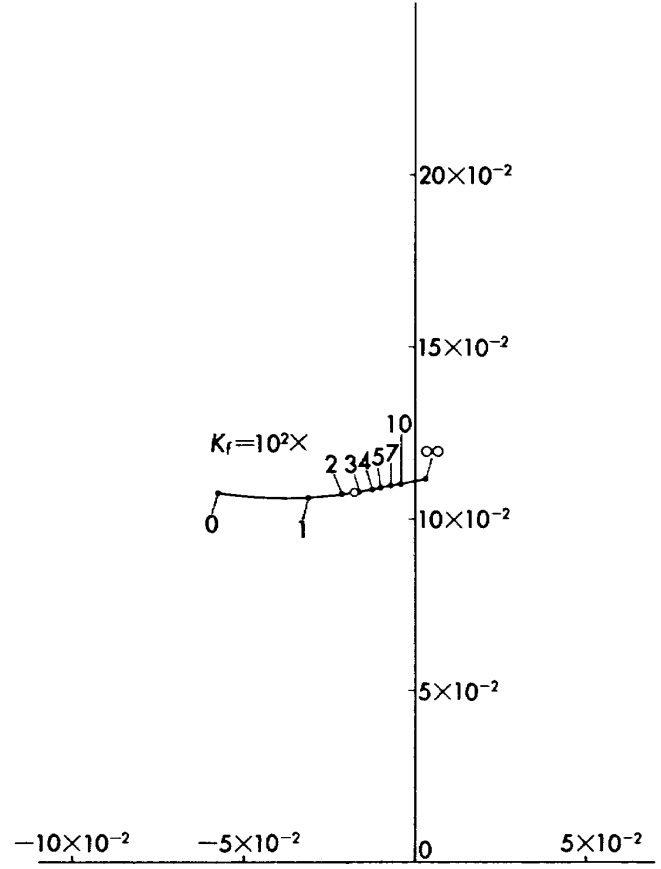


図 33 実験後検討 Extended システムの短周期根軌跡, リアルフィルタ, $P = 0.0785$, システム B

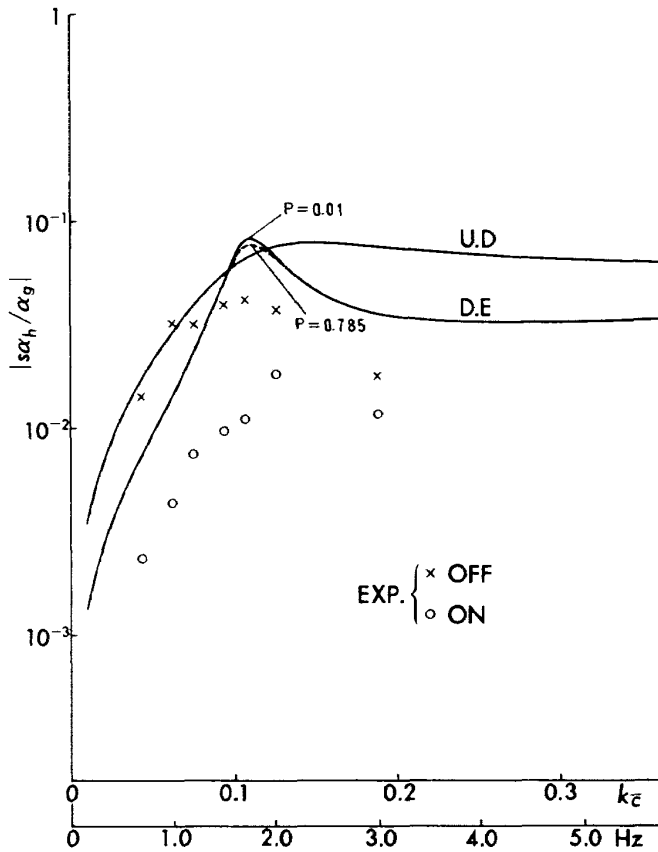


図 34 実験後検討 Extended システムの上下加速度
応答, リアルフィルタ, システム A

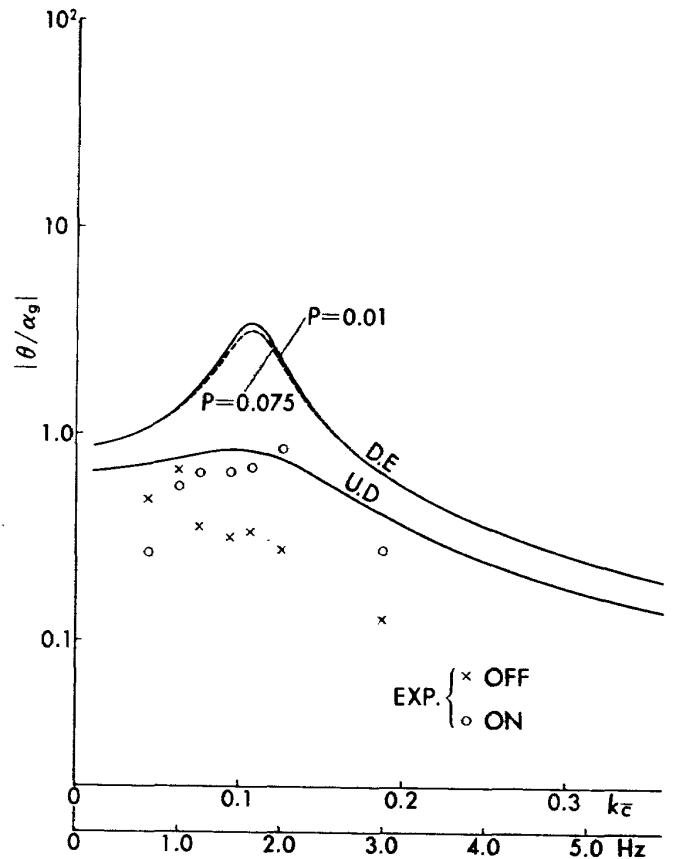


図 35 実験後検討 Extended システムの縦揺れ角度
応答, リアルフィルタ, システム A

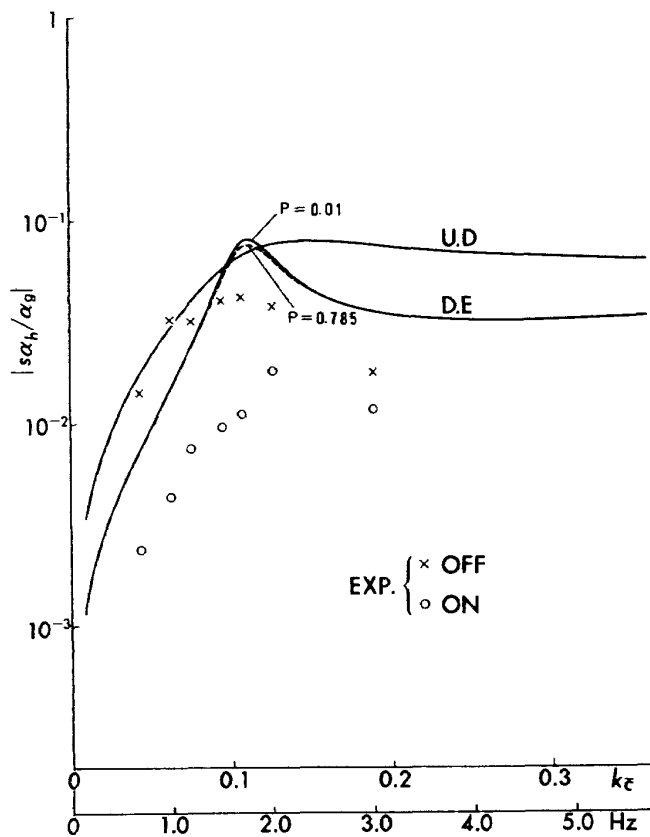


図 36 実験後検討 Extended システムの上下加速度
応答, リアルフィルタ, システム B

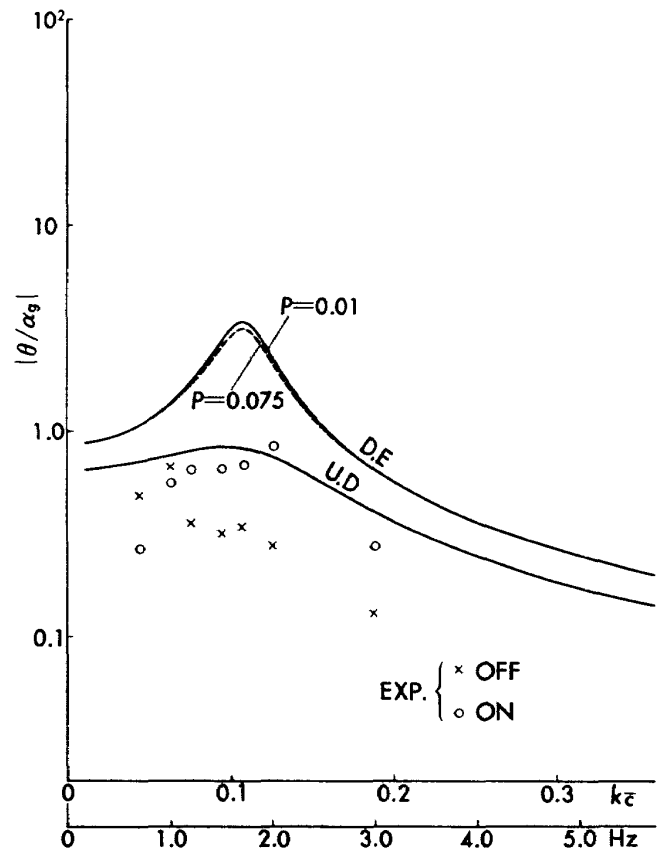


図 37 実験後検討 Extended システムの縦揺れ角度
応答, リアルフィルタ, システム B

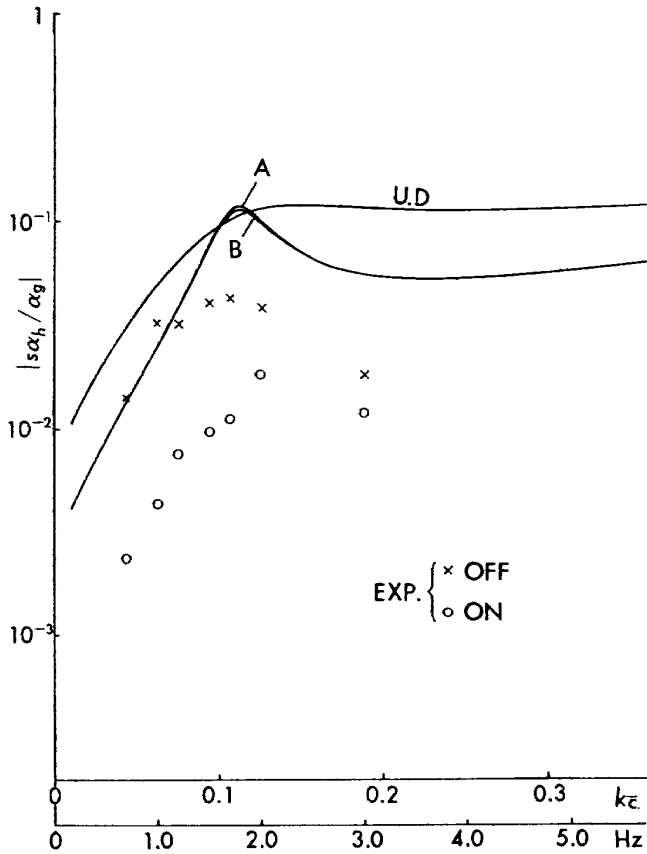


図 38 実験突風空力係数を用いた Extended システムの上下加速度応答, リアルフィルタ, $P = 0.0785$

突風軽減システムにおいても再度検査を行なった。

この線型化係数は台車の上下動： $\ddot{h} + 2\zeta\omega_n\dot{h} + \omega_n^2 h = 0$, 縦揺れ： $\ddot{\theta} + 2\zeta\omega_n\dot{\theta} + \omega_n^2 \theta = 0$, なる規定に対して, 上下動の $\zeta = 0.0854$, 縦揺れの $\zeta = 0.00124$ であった。対応する突風軽減システムに組込む為の無次元化係数としては, 例えば上下動では

$$(\bar{c}/U)\dot{\alpha}_h + 2\zeta\omega_n(\bar{c}/U)\alpha_h + \omega_n^2(\bar{c}/U^2)h = 0 \quad (45)$$

となるため, 例えば $\omega_n = 2\pi \text{ rad/sec}$ に対して減衰値は,

$$\text{上下動において } 1.07 \times 10^{-2}$$

$$\text{縦揺れにおいて } 1.56 \times 10^{-4}$$

となる。縦揺れについては無視出来るものとみなし, 上下動について $0.01 \sim 0.02$ が $\bar{c}_L\alpha_h$ と同じ符号(向き)に加わるものとし, 見かけ上 α_h 項の $|\bar{c}_L\alpha|$ が増加するものと仮定する。

図 39, 40 に増加値を 1 桁大きい 0.05 および 0.1 とした場合の上下加速度応答の計算結果を示す。結果は共にこれを無視した場合と同じで, 以前の検討結果と同じである。従って, 実験結果にもしマサツが

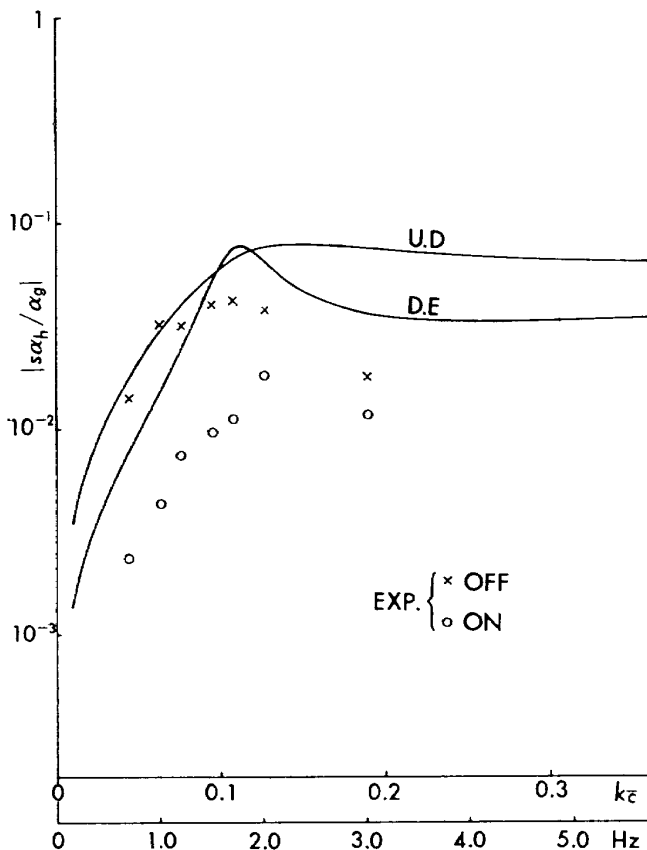


図 39 拘束装置マサツ (減衰係数 0.05) を加えた場合の Extended システム上下加速度応答, リアルフィルタ, システム A $P = 0.0785$

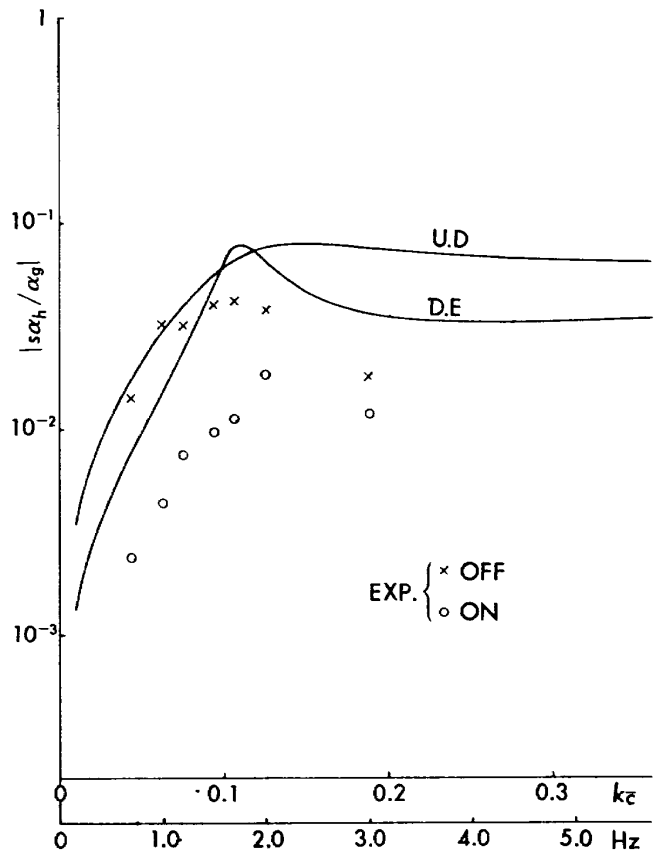


図 40 拘束装置マサツ (減衰係数 0.1) を加えた場合の Extended システム上下加速度応答, リアルフィルタ, システム A $P = 0.0785$

関与しているとすれば非線型的な効果と考えられる。

7. その他の問題点

この実験は以前に例の無いものであったので、一応の成功に至るまでに非常な困難があり、一時は断念することも考えた。フィルタの問題以外に特に残念に感じられる二三の事項を記す。

1) フィードバックループ ON/OFF スイッチ

ON, OFF 時のノイズを考慮して、当初から可変抵抗を用いた漸入漸消スイッチを計画した。しかし、サーボモータメカニズムの点で失敗し、結局リレーによる ON, OFF スイッチが用いられた。この結果、OFF 時のノイズによる模型姿勢の擾乱が顕著で、このために墜落してシステムが損傷したり、または損傷する事を恐れて十分な回数の実験が出来なかった。この装置はかかる実験のみならず是非必要であり、現在では超小型パルスモータ技術がこれを解決し得る状況に到達したと考えている。

2) サーボモータ

本装置においてはアナログ方式マイクロモータサーボを使用した。応答性は良いが、直線性が悪く、消費電力が大きい。当初は PDM 型のサーボを考えたが実現出来なかった。今後の計画には PDM 型またはデジタル型サーボが必然と考える。

3) 電源

図12に示したように、電源が数多くなった理由は cross talk と呼ばれる相互干渉に苦しんだ結果である。これはサーボの消費電力とピーク電流が予想以上に大きかったことに起因する。またクロストークに対する予防措置が不十分であったためである。

8. 結 論

NM-G1 模型によるオープンループでの突風応答実験の成功に基づいて、出来るだけ簡素な型式で自動制御装置(突風応答軽減装置)を持つ動的模型(力学的相似模型)NM-G2を開発し、突風風洞を用いて実験した。

結果は、計画したシステムにおいては不成功で、これとはほぼ180°位相の異なる昇降舵の制御を行なったところ、安定かつ当初計画の突風軽減効果を上廻る効果が得られた。また、この矛盾について解析的

検討を行ない、フィルタのリアルな記述によりこの矛盾が一応解消することを示し得た。しかしながら、軽減効果の巾において、用いた準定常線型解析と実験結果の間に不一致が大きく、この理由については検討の範囲では不明である。

昇降舵制御則については、計画した理想のフィルタを電子回路的に実現出来ないため、近似したものをを用いた。このために不安定になったとすれば、結局、計画が近似的な意味においては実現出来なかった事になる。

一応の成功を示した実験システムから見れば、突風に対する見掛けの剛性だけを増したかの如き単純で一見無謀なシステムで、なおかつ遅れの大きいモータサーボを用い、実験が可能な事が示された。これは、昇降舵の向きを変えたことにより、実質的にはダンピングをも含めた最適制御型の制御になっている事が推定される。

実験を通じて、本文に述べた種々の問題について経験と認識を得た。また、一般の航空機の突風軽減装置の可能性を認めることが出来た。実験の意義は別として、今後、このような実験を向上させ、実験結果において真実を解明するためには、非定常空力係数の正確かつリアルな計測を含め、問題すべてについて並行的な改善、そのための組織的努力が必要と考える。

あとがき

システム電子部品を受注製作された日本電気株式会社(就中、池上博技師)、機構部品を受注製作された若林工業株式会社に感謝するものです。機体製作については工作課井上育三技官、実験には全面的に広末健一リーダーの協力を得た。

参考文献

- 1) 松下 洸, 西村博史; 突風風洞での突風応答予備実験, 航技研資料 TM-240, 1973.
- 2) 松下 洸, 西村博史; 突風風洞での突風応答予備実験(その2), 航技研資料 TM-261, 1974.
- 3) 西村博史, 松下 洸, 北村清美, 村上義隆; 突風風洞での全機模型の突風応答空気力の計

- 測と解析, 航技研報告 TR-399, 1975.
- 4) 西村博史, 松下 洸, 北村清美; 強制振動法による非定常空力係数の測定と突風応答実験の総合的検討, 航技研報告 TR-499, 1977.
 - 5) Nishimura, H. and Matsushita, H.; Gust Response Experiments of an Airplane Dynamic Model in the NAL Gust Wind Tunnel. Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 20, No. 49, 1977.
 - 6) 西村博史, 松下 洸; 突風軽減装置付き動的模型の検討, 航技研報告 TR-444, 1976.
 - 7) 中川憲治, 室津義定, 津村俊弘, 藤原直史; 突風軽減装置の最適構成について, 航空宇宙学会誌, Vol. 18, No. 197, 1970.
 - 8) 大久保博志, 小早川命; 最適制御理論を用いた突風軽減装置についての一計算, 航空宇宙学会誌第6回年会講演集 7P A2, 1975.
 - 9) Oehman, W. L.; Analytical Study of the Performance of a Gust Alleviation System for a STOL Airplane. NASA TN D-7201, 1973.
 - 10) Phillips, W. H.; Study of a Control System to Alleviate Aircraft Response to Horizontal and Vertical Gusts. NASA TN D-7273, 1973.
 - 11) Lallman, F. J.; Gust Alleviation for a STOL Transport by using Elevator, Spoilers, and Flaps. NASA TN D-7559, 1974.
 - 12) Milne, W. E.; Numerical Calculus, Princeton University Press, 1949. Chap. X, Sec. 80.
 - 13) Stewart, E. C.; An Analytical Study and Wind-Tunnel Tests of an Aeromechanical Gust-Alleviation System for a Light Airplane. NASA TN D-8234, 1976.

航空宇宙技術研究所資料463号

昭和57年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(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
