

UDC 533.6.013.47:
533.69.048.5:
629.73.018.2

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-444

突風軽減装置付き動的模型の検討

西村博史・松下 洸

1976 年 1 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 概 要	1
2. ま え が き	1
3. 記 号	2
4. システム	3
4.1 制御システム	3
4.2 運動方程式	4
5. 解 析	5
5.1 突風軽減システムの解析	5
5.2 高度制御システムの解析	7
5.3 突風応答最適制御システムの解析	8
6. 解析結果	9
6.1 5.1 のシステム	9
6.2 5.2 のシステム	12
6.3 5.3 のシステム	15
7. 検 討 , 問 題 点	16
8. 結 び	17
9. 参考文献	17

突風軽減装置付き動的模型の検討*

西村 博史** 松下 洸**

Feasibility Study of Gust Alleviation and Height Control Systems for a Semi-Free-Flight Model in the NAL Gust Wind Tunnel

By Hiroshi NISHIMURA and Hiroshi MATSUSHITA

A preliminary feasibility study of gust alleviation and height control systems for a moving model, which is used in the NAL gust wind tunnel, is presented.

The gust alleviation system considered is a simple accelerometer-flap-elevator system based on the existing model derivatives, and height feedback signals actuate the elevator for height control system.

Both classic and modern optimal control methods are used for the analyses, which clarify the problems not only for the present model but also for the general gust alleviation system design.

1 概 要

航空宇宙技術研究所突風々胴で用いる縦の突風応答実験動的模型に装備するための突風軽減装置、高度制御装置について検討した。

検討は既製の模型(NM-G 1)の特性を用いて、上下加速度をフィードバックしフラップ、昇降舵を操作する突風軽減装置と、高度とその変化率をフィードバックして昇降舵を操作する高度制御装置について行ない、それぞれ最適制御理論による解析結果との比較を行なった。

検討結果は限られた条件下の模型装置の可能性ばかりでなく、一般的な突風軽減装置の設計についても問題点を明らかにしたが、特に当面の突風々胴模型については利用出来るサーボの時定数が効果に対し支配的要素であることが明らかになった。

2 ま え が き

航空宇宙技術研究所突風々胴(以下突風々胴と略)において、いくつかの運動の自由度を有する模型による相

似突風応答実験を行なうために、まずクレーンエア機の10分の1縮尺の力学的相似模型NM-G 1を試作し、一応成功した。^{(1),(2)} 突風応答に関する研究の一分野として自動制御装置の一種である突風軽減装置、突風に対する径路制御装置等の開発が欧米で行なわれ、^{(3)~(8)} 実機に装備する段階にまで、シミュレーションを含めて種々の試みがなされている。これに倣って我々も突風応答の研究において応答の自動制御を一つの目標として次期突風応答動的模型において何等かの自動制御システムを導入して行きたいと考えている。

このような意味での模型としては、出来るだけ簡単なシステムから始めて、段階的により複雑なシステムに改造出来るもので、既設の支持装置、テレメータ装置を利用出来るものにしたいと考える。従って模型の形態はNM-G 1にフラップを加えたものを想定する。本報告においてはNM-G 1の諸係数を用いたシステムの検討結果について示す。

研究の第1歩として市販品で利用出来る加速度計を用いた上下加速度フィードバックによりフラップと昇降舵を動かすシステムを想定し、サーボモータも市販の超小型直流モータサーボを用いることが可能かどうかを検討

* 昭和50年11月5日受付

** 新型航空機研究グループ

の中心問題である。

上下加速度計出力フィードバック、フラップ駆動方式の突風軽減装置は米国において最も実用的な方式と考えられ⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾一般に複数の加速度計出力を用いている。われわれの場合、加速度計は1個で、模型支持ガイドレールに沿って上下動する台車に固定され、縦揺れの動きは加わらない。

検討の結果、上下加速度のみのフィードバックでは縦揺れ振巾が増大する代償によって上下動が軽減されることが判った。

線型最適制御理論による最適状態量フィードバックについてはモデルを仮定して解析を行ったが、後で述べるように突風々胴模型に対してのみならず、実用上問題となる点が多い。

同時に組込みを計画している他のシステムは高度制御システムで、これはNM-G 1の経験から突風応答実験開始前に模型を風洞測定部中央の気流中に浮上させることが遠隔手動操縦ではやゝ困難であるために必要となったものである。このシステムについても最適制御システム(理想状態)との比較を示す。

3 記 号

A 状態量マトリクス

B 制御マトリクス

$A_1(s), \bar{A}_1(s), B_1(s), \bar{B}_1(s)$ 等

(29)~(30)で用いる運動方程式の諸係数の組合せによる s の関数

$A_{11}, B_{22}, L_{23}, M_{44}, L_c$ 等

マトリクス A または B の要素

C_L 揚力係数 $L / \frac{1}{2} \rho U^2 S$

C_M モーメント係数 $M / \frac{1}{2} \rho U^2 S c$

C_D 抗力係数 $D / \frac{1}{2} \rho U^2 S$

$\bar{C}_{L\alpha} = C_{L\alpha_0} + C_{L\alpha_t} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})$

$\bar{C}_{L\beta} = C_{L\beta_t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$

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

$\bar{C}_{L\delta_f} = C_{L\alpha_t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}$

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

$\bar{C}_{M\alpha} = C_{M\alpha_0} + C_{M\alpha_t} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})$

$\bar{C}_{M\beta} = C_{M\beta_t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$

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

$\bar{C}_{M\delta_f} = C_{M\alpha_t} l \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}$

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

D 抗力または無次元微分演算子 $\frac{\bar{c}}{U} \frac{d}{dt}$

G_h 高度制御高度フィードバック定数

G_D " 速度 "

I_y 縦揺れ慣性モーメント

J 評価関数

K_y 無次元化された k_y k_y / \bar{c}

K_f 上下加速度フィードバック定数

\bar{K} Riccati 方程式の解となるマトリクス

L 揚力

M 縦揺れモーメント(頭上げ正)

\bar{N} ガイドレールによる水平方向反力

Q 状態量重みマトリクス

R 制御量重みマトリクス

S 主翼面積

T_s サーボ一次遅れ時定数

U 飛行速度(風洞主流速度)

W 模型システム全重量

小文字

\bar{c} 平均空力翼弦

h 高度(上向き正)

\bar{h} 無次元化高度 h / \bar{c}

k_y 等価回転半径 $\sqrt{I_y / m}$

k_c \bar{c} を基準とする reduced frequency $\omega \bar{c} / U$

l_t 尾翼モーメント腕

l 無次元尾翼モーメント腕 l_t / \bar{c}

m 模型質量

t 時間

\bar{t} 無次元時間 $U t / \bar{c}$

u_f (41) 式参照

ギリシヤ文字

$\bar{\alpha}$ 対気迎え角

α $\bar{\alpha}$ の微小変化分

α_h h / U

$\bar{\theta}$ 縦揺れ角

θ $\bar{\theta}$ の微小変化分

ρ 空気密度

μ mass ratio $m / \rho S \bar{c}$

ε 尾翼位置における Down Wash 下向き増し正

τ 突風の表現のための一次遅れ時定数

τ_s サーボの無次元一次遅れ時定数

η 突風の表現のための White Noise

ω 突風縦波の円振動数

その他

δf フラップ角(下向き正)

δe 昇降舵角(下向き正)

添 字

o 釣合い状態

w 主翼胴体

t 尾翼
 g 突風

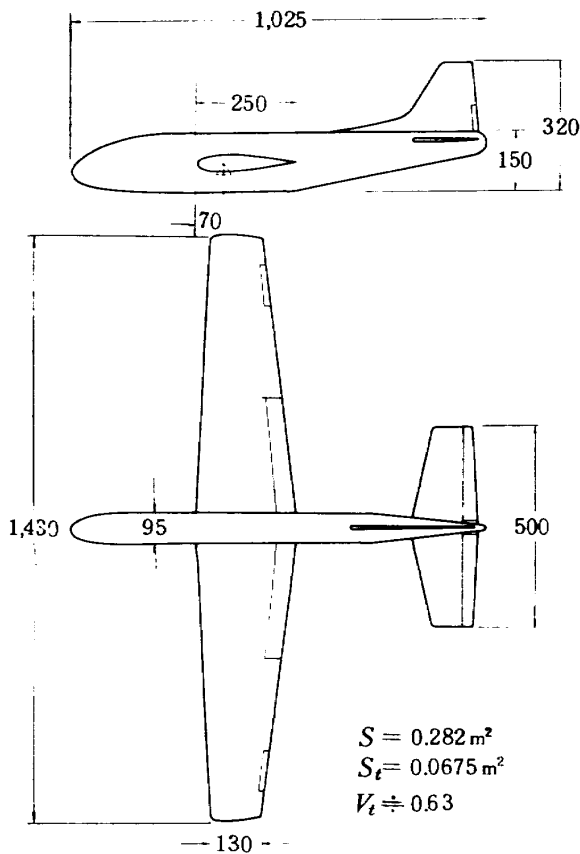


図 1 NM-G2X 二面図

4 システム

4.1 制御システム

2章で述べたように、検討システムは既存模型NM-G1にフラップ(20%翼弦長, 40%翼幅後縁付根)を想定したものにした(図1参照)。したがって運動方程式の諸係数(システムのパラメータ)はフラップを除いて実験値に基いたものを用いた。この想定模型を以下NM-G2Xと呼ぶ。

NM-G2Xの運動はG1と同じく突風々胴測定部中央に設けた支持装置(ガイドレールと呼ぶ, 詳しくは文献1参照)に沿って上下動, 縦揺れが自由であり, 遠隔操作により昇降舵を操作して測定部中央に浮上させたのち測定部前方の突風発生装置(文献1, 2参照)により縦の突風を加えて応答させるものである。

突風軽減装置としてはフラップと昇降舵を, 連動または一次遅れを含めて運動させるものとし, 高度制御装置としては昇降舵のみの制御とした。「註」このシステムを仮定した理由についての論議は本検討の枠を外れるので別の機会に行なう, 主旨は2章で触れたような考えに基く。最適制御システムと関連しては後章で触れる。」

想定システムを図2に示す, まず装置の機能については, フラップは突風軽減装置が作動する場合にのみフラップサーボにより自動制御される。昇降舵は自動制御を受持つものと手動のもの二台のサーボの機構的結合により駆動される。昇降舵用自動制御サーボは突風軽減装置

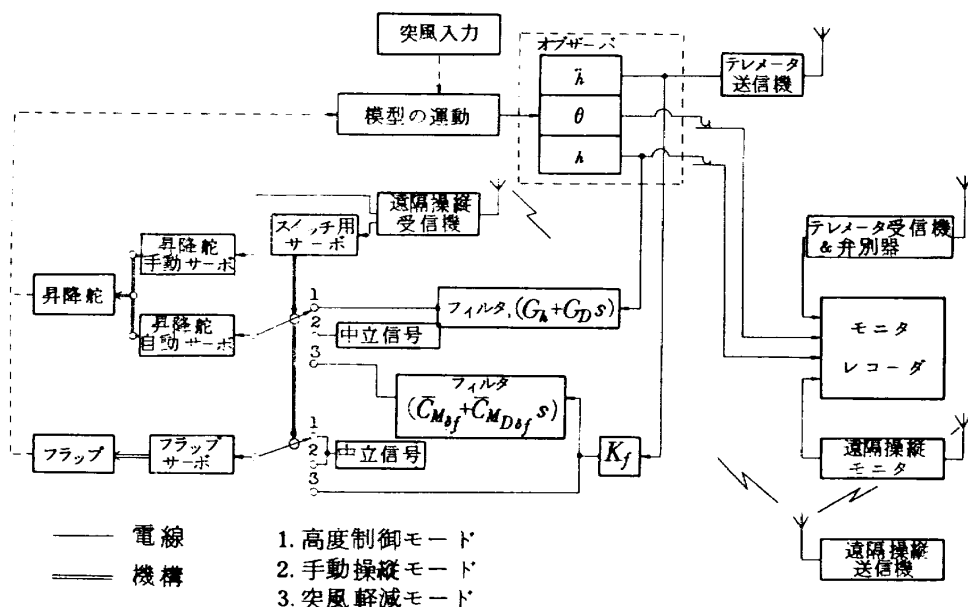


図 2 NM-G2X システムブロック線図

と高度制御装置に兼用され、両装置の切換えに従ってそれぞれのフィードバック信号により駆動される。装置の切換えは他の手動サーボにより行ない、高度制御装置の作動する場合（高度制御モード）、手動操縦のみの場合（手動操縦モード）、突風軽減装置の作動する場合（突風軽減モード）の順序で切換える。高度制御モードと突風軽減モードは同時には作動しない。また手動サーボは常に作動し、自動制御の加わらない場合を手動操縦モードと呼ぶ。手動サーボは模型に搭載された受信機を介して遠隔無線操作される。

突風軽減装置は上下加速度計出力 \ddot{h} を可変増巾器 K_f を通してフィードバックレ、フラップサーボ入力とし、 K_f を通ったものに後述するフィルタを掛けて昇降舵サーボ入力を与える。高度制御装置は前記台車に取付けられ、高度を検出するポテンシオメータ出力 h に後述のフィルタを掛けて昇降舵サーボ入力とする。テレメータ送信機は加速度計用搬送波電源（ストレインメータ）を兼ね、出力を無線送信する。システムはこの他に縦揺れ角 θ 、高度 h をガイドレールから摺動刷子を用いて検出する。また高度制御モード時にはフラップサーボ入力を、手動操縦モード時にはフィードバック制御用の二台のサーボ入力を中立にする。

上記システムに基づく実験手順は次のようになる。

- (1) 設定主流速度（20 m/s）で迎え角を釣合わせる昇降舵（近傍角度）を遠隔操作で与え、高度制御モードに在る模型を自動浮上させ、中立点近傍に落着かせる。
- (2) 中立点のずれを監視しながら修正する。
- (3) スイッチを操作して手動モードに切換え、模型が

中立点付近で安定の場合、次の突風軽減モードに切換える。

- (4) 突風発生装置を駆動し突風を与える。

4.2 運動方程式

図3に示した重心まわりの釣合い、まさつ力、偏心を無視し、縦の釣合い方程式を得る。

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

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

$$I_y \ddot{\theta} = M \quad (3)$$

こゝで釣合い状態からの微小変化を次式で与える

$$\left. \begin{aligned} \bar{\alpha} &= \alpha_0 + \alpha(t) \\ \bar{\theta} &= \theta_0 + \theta(t) \\ \alpha_0 &= \theta_0 \quad (\because U \parallel x \text{ 軸}) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

(4)を(1)~(3)に入れ釣合い状態からの変化分による関係を得る $\alpha(t)$ 、 $\theta(t)$ を α 、 θ と略す

$$L \sin(\alpha - \theta) - D \cos(\alpha - \theta) + \bar{N} = 0 \quad (5)$$

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

$$I_y \ddot{\theta} = M \quad (7)$$

静止状態の平衡条件

$$\left. \begin{aligned} L_0 &= W \\ D_0 &= N_0 \\ M_0 &= 0 \\ \bar{N} &= N_0 + N \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

空気力を主翼胴体（添字 w ）、尾翼（添字 t ）、フラップ（添字 f ）、昇降舵（添字 e ）について、それぞれ次式で表わす。

$$L = L_0 + L_{\alpha_w} \alpha_w + L_{\alpha_t} \alpha_t + L_{\delta f} \delta f + L_{\delta e} \delta e \quad (9)$$

$$D = D_0 + D_{\alpha_w} \alpha_w + D_{\alpha_t} \alpha_t + D_{\delta f} \delta f + D_{\delta e} \delta e \quad (10)$$

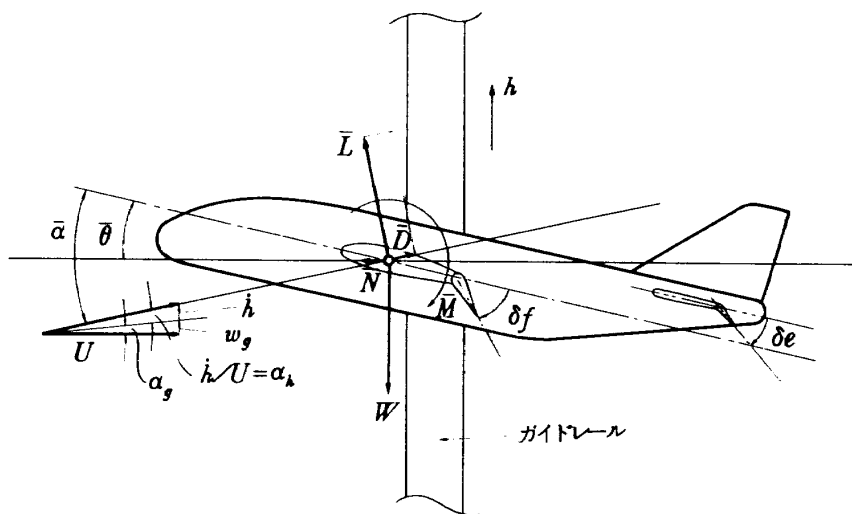


図 3 運動方程式の座標

$$M = M_0 + M_{a_w} \alpha_w + M_{a_t} \alpha_t + M_{\delta f} \delta f + M_{\delta e} \delta e \quad (11)$$

$\alpha_w = \alpha$ とし, (8) ~ (11) を (5) ~ (7) に代入し微小擾乱と仮定して, $\cos(\alpha - \theta) \doteq 1$, $\sin(\alpha - \theta) \doteq \alpha - \theta$ を用い, 2 次以上の微小項を省くと, 次の微小擾乱線型運動方程式を得る。

$$W(\alpha_w - \theta) - D_{a_w} \alpha_w - D_{a_t} \alpha_t - D_{\delta f} \delta f - D_{\delta e} \delta e + N = 0 \quad (12)$$

$$m \ddot{h} = L_{a_w} \alpha_w + L_{a_t} \alpha_t + L_{\delta f} \delta f + L_{\delta e} \delta e + N_0(\alpha_w - \theta) \quad (13)$$

$$I_y \ddot{\theta} = M_{a_w} \alpha_w \quad (14)$$

(12) は独立の水平方向の関係のため省き, (13), (14) が縦の運動方程式となる。これを次の関係を用いて無次元化する。

$$\mu = m / \rho S \bar{c}, \bar{t} = U t / \bar{c}, D = (\bar{c} / U) d / dt,$$

$$I_y = m k_y^2, K_y = k_y / \bar{c}, \alpha_k = \dot{h} / U,$$

$$C_L = L / (\frac{1}{2} \rho U^2 S), C_M = M / (\frac{1}{2} \rho U^2 S \bar{c}), \text{ etc}$$

さらに迎え角の関係

$$\alpha_w - \theta = \alpha_g - \alpha_k \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \alpha_t = & \ell D \theta - \alpha_k (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} e^{-\ell D}) + \alpha_g e^{-\ell D} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) \\ & - \delta f \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f} e^{-\ell D} + \theta (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} e^{-\ell D}) \end{aligned} \quad (16)$$

$$e^{-\ell D} \doteq (1 - \ell D) \quad (17)$$

を用いて次の無次元化基礎微小擾乱線型運動方程式を得る。

$$\begin{aligned} & \{2\mu + C_{L_{a_t}} \ell \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\} D \alpha_k \\ & = \{-C_{L_{a_w}} - C_{L_{a_t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) - C_{D_0}\} \alpha_k \\ & + \{C_{L_{a_w}} + C_{L_{a_t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) + C_{D_0}\} \alpha_g \\ & + \{-C_{L_{a_t}} \ell (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} D \alpha_g + \{C_{L_{a_w}} + C_{L_{a_t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \theta \\ & + \{C_{L_{a_t}} \ell (1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} D \theta + \{C_{L_{\delta f}} - C_{L_{a_t}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}\} \delta f \\ & + \{C_{L_{a_t}} \ell \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}\} D \delta f + C_{L_{\delta e}} \delta e \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} & 2\mu K_y^2 D^2 \theta \\ & = \{-C_{M_{a_w}} - C_{M_{a_t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \alpha_k + \{-C_{M_{a_t}} \ell \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\} D \alpha_k \\ & + \{C_{M_{a_w}} + C_{M_{a_t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \alpha_g + \{-C_{M_{a_t}} \ell (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} D \alpha_g \\ & + \{C_{M_{a_w}} + C_{M_{a_t}} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} \theta + \{C_{M_{a_t}} \ell (1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})\} D \theta \\ & + \{C_{M_{\delta f}} - C_{M_{a_t}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f}\} \delta f + C_{M_{a_t}} \ell \frac{\partial \varepsilon}{\partial \delta f} D \delta f \\ & + C_{M_{\delta e}} \delta e \end{aligned} \quad (19)$$

更に係数をまとめ, 無次元のラプラス記号 s で表す。

$$\begin{aligned} (2\mu + \bar{C}_{L_{D_0}}) s \alpha_k = & -(\bar{C}_{L_{a_t}} + C_{D_0}) \alpha_k + (\bar{C}_{L_{a_t}} + C_{D_0}) \alpha_g \\ & - (\bar{C}_{L_{a_t}} - \bar{C}_{L_{D_{a_t}}}) s \alpha_g + \bar{C}_{L_{a_t}} \theta + (\bar{C}_{L_{a_t}} + \bar{C}_{L_{D_{a_t}}}) s \theta \\ & + \bar{C}_{L_{\delta f}} \delta f + \bar{C}_{L_{D_{\delta f}}} s \delta f + C_{L_{\delta e}} \delta e \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} 2\mu K_y^2 s^2 \theta = & -\bar{C}_{M_{a_t}} \alpha_k - \bar{C}_{M_{D_{a_t}}} s \alpha_k + \bar{C}_{M_{a_t}} \alpha_g \\ & - (\bar{C}_{M_{a_t}} - \bar{C}_{M_{D_{a_t}}}) s \alpha_g + \bar{C}_{M_{a_t}} \theta + (\bar{C}_{M_{a_t}} + \bar{C}_{M_{D_{a_t}}}) s \theta + \bar{C}_{M_{\delta f}} \delta f \\ & + \bar{C}_{M_{D_{\delta f}}} s \delta f + C_{M_{\delta e}} \delta e \end{aligned} \quad (21)$$

この運動方程式は Wind Axis 型であるが速度 U のベクトルが一定であるため U の変化分の項を含まず, ガイドレールに拘束されているために C_{D_0} の項を含む点が自由飛行の場合と異なる。

運動方程式の諸係数 (機体定数, 空力係数) は NM-G 1 の実測値に基いて仮定し, フラップに関する係数は文献 11, 12⁽¹¹⁾⁽¹²⁾ 等の方法で推定した。この値を表 1 に示す。

5 解 析

5.1 突風軽減システムの解析

5.1.1 制御法則とサーボ特性

制御法則としてはフラップに対し

$$\delta f = -K_f F(s) s \alpha_k \quad (22)$$

なるネガティブフィードバックを行なうものとする。

ここに K_f は定数のフィードバックゲインとし, $F(s)$ はサーボの伝達関数とする。

サーボの特性は最も簡単に一次遅れの表現

$$F(s) = 1 / (1 + \tau_s s) \quad (23)$$

で与える。 τ_s は無次元化された時定数である。NM-G 1 に用いたマイクロ DC サーボの一次遅れ時定数 T_s は約 0.4 sec で実験風速を 20 m/s としたとき

$$\tau_s = (U / c) T_s \doteq 40 \text{ となる。}$$

昇降舵の運動については次の二つの方式を検討する。

第 1 の方式は縦揺れの運動方程式 (21) において $\delta f, \delta e$ の項が互いに打消し合うように δe を定める方式で,

$$(\bar{C}_{M_{\delta f}} + \bar{C}_{M_{D_{\delta f}}} s) \delta f + \bar{C}_{M_{\delta e}} \delta e = 0 \quad (24)$$

より

$$\delta e = \{(\bar{C}_{M_{\delta f}} + \bar{C}_{M_{D_{\delta f}}} s) K_f F(s) s \alpha_k\} / C_{M_{\delta e}} \quad (25)$$

なる関係が成立する。

$\bar{C}_{M_{\delta f}} > 0, \bar{C}_{M_{D_{\delta f}}} < 0$ で δe は δf に対し遅れを必要とし, 実際には図 2 に示すように昇降舵駆動サーボにフラップ駆動用と同種の他のサーボを用い, フラップ用サーボへの信号にさらに一次遅れのフィルタを掛けてこれに入れなければならない。この場合を Cancelled 方式と呼ぶ。

第 2 の方式は前述の一次遅れフィルタを省略した方式

であり、 $\bar{C}_{M_{\delta f}}/C_{M_{\delta e}}$ (固定ゲイン) をフィードバックする方式でこれをLinked方式と呼ぶ。すなわち

$$\delta e_{\text{Linked}} = (\bar{C}_{M_{\delta f}}/C_{M_{\delta e}}) K_f F(s) s \alpha_h \quad (26)$$

これらの昇降舵連動は絶対必要であり、用いない場合

にシステムは不安定となることが予め確認された。

5.1.2 安定領域と最適ゲイン (K_f の最適値)

(22), (28) と (25) または (26) を (20), (21) に入れると突風 α_g に対する α_h , θ の伝達関数を得る。

表 1 空力係数等の値

$C_{L_{\alpha_w}}$	4.23	NM-G1 ex	$C_{L_{\alpha}} = C_{L_{\alpha_w}} + (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) C_{L_{\alpha_t}}$ $= 4.81 (4.74)$
$C_{L_{\alpha_t}}$	0.794	"	
$\partial \epsilon / \partial \alpha$	0.441	"	
$C_{M_{\alpha_t}}$	-2.02	"	$= -\frac{l_t}{c} C_{L_{\alpha_t}} = l C_{L_{\alpha_t}}$ $l = 2.545$
$C_{M_{\alpha_w}}$	0.38	"	$C_{M_{\alpha}} = C_{M_{\alpha_w}} + (1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}) C_{M_{\alpha_t}}$ $= -0.75$
$C_{M_{\delta e}}$	-1.00	"	
$C_{L_{\delta e}}$	0.585	"	
2μ	86.8	"	
$2\mu K_y^2$	102.0	"	
τ_S	40.0	"	$\tau_S = T_S(\text{sec}) \times \frac{U}{\bar{c}}$ $T_S(\text{sec}) \approx 0.4 \text{ sec}$
C_{D0}	0.04	"	

b_f/b	$C_{L_{\delta f}}$	$C_{M_{\delta f}}$	$\partial \epsilon / \partial \delta f$
0.2	0.534	-0.0176	0.046
0.3	0.642	-0.0206	0.055
0.4	0.856	-0.0208	0.074

$$c_f/c = 0.2$$

Model Condition

W ; 3 kg

I ; 1.44×10^{-2} kg m sec²

\bar{c} ; 0.2m

S ; 0.282 m²

U ; 20.0 m/sec

Cancelled の場合

$$\frac{\alpha_k}{\alpha_g} = \frac{(B_2(s^2)A_4(s) - A_3(s)B_1(s))(1 + \tau_S s)}{(B_2(s^2)A_1(s) - A_3(s)B_1(s))(1 + \tau_S s) - B_2(s^2)A_2(s^2)K_f} \quad (27)$$

$$\frac{\theta}{\alpha_g} = \frac{(A_1(s)B_3(s) - A_4(s)B_1(s))(1 + \tau_S s) - A_2(s^2)B_3(s)K_f}{(B_2(s^2)A_1(s) - A_3(s)B_1(s))(1 + \tau_S s) - B_2(s^2)A_2(s^2)K_f} \quad (28)$$

Linked の場合

$$\frac{\alpha_k}{\alpha_g} = \frac{(\bar{A}_1(s)\bar{B}_3(s^2) - \bar{A}_3(s)\bar{B}_1(s))(1 + \tau_S s)}{(\bar{B}_3(s^2)\bar{A}_1(s) - \bar{A}_3(s)\bar{B}_1(s))(1 + \tau_S s) - (\bar{B}_3(s^2)\bar{A}_2(s^2) - \bar{A}_3(s)\bar{B}_2(s^2))K_f} \quad (29)$$

$$\frac{\theta}{\alpha_g} = \frac{(\bar{B}_1(s)\bar{A}_1(s) - \bar{A}_4(s)\bar{B}_1(s))(1 + \tau_S s) - (\bar{B}_4(s)\bar{A}_2(s^2) - \bar{A}_4(s)\bar{B}_2(s^2))K_f}{(\bar{B}_3(s^2)\bar{A}_1(s) - \bar{A}_3(s)\bar{B}_1(s))(1 + \tau_S s) - (\bar{B}_3(s^2)\bar{A}_2(s^2) - \bar{A}_3(s)\bar{B}_2(s^2))K_f} \quad (30)$$

ここに A, \bar{A}, B, \bar{B} 等は () 中の s の次数を有する s の関数で係数は (20), (21) の係数の組合せたものよりなる。

いずれの場合も特性方程式 (分母) は s に関して 4 次式となり, 一般に 2 個の実根と 1 組の複素根 (短周期モード) を有する。

Hurwitz 条件による検討の結果, Cancelled 方式については $0 \leq \tau_S \leq 40$ に対しては $K_f \geq 0$ のすべての領域で安定, Linked 方式の場合には $0 \leq \tau_S \leq 40$ に対して K_f が 0 からある値 (10^3 のオーダー) まで安定であることが推定される。最終的には根軌跡図により確かめる。

次に最適な K_f の値を求める問題となるが, 一般的には (27), (28) 式あるいは (29), (30) 式で示される応答がある周波数領域について重み係数をかけて積分した K_f の関数について, K_f に関する極小値 (複数) のうちから K_f のなるべく小さい値のものを選ぶ問題になる。例えば文献 13, Chap. 2 の解法があるが積分に相当する式の操作は実際には非常に面倒である。我々の検討では重み係数を定数として文献 5 で行っているような計算機による数値積分比較を用いた。すなわち $s = jk_\tau$ (k_τ は $\bar{\omega}$ に基く reduced frequency) に対し $0.02 \leq k_\tau \leq 1.0$ の範囲の伝達関数の絶対値の積分を K_f に対して比較した。

5.2 高度制御システムの解析

高度制御システムは昇降舵による高度制御を行なうもので, (18), (19); (20), (21) において $\delta f = 0$ とおいたものについて根軌跡による安定領域の検討を行なった。また比較検討のために最適制御理論を用いた計算を行った。これらの結果からフィードバックゲインの領域を推定し, ステップ応答の計算例結果からこのシステムの実用の可能性を検討した。

運動方程式は

$$\alpha_k = s \bar{h} \quad (31)$$

を (20), (21) に代入し

$$[(2\mu + \bar{C}_{LDa})s^2 + (\bar{C}_{La} + C_{Do})s] \bar{h} + [-(\bar{C}_{LDa} + \bar{C}_{Lq})s - C_{La}] \theta = C_{La} \delta e \quad (32)$$

$$[\bar{C}_{MDa}s^2 + \bar{C}_{Ma}s] \bar{h} + [2\mu K_y s^2 - (\bar{C}_{MDa} + \bar{C}_{Mq})s - \bar{C}_{Ma}] \theta = C_{Ma} \delta e \quad (33)$$

制御法則は

$$\delta e = \frac{1}{1 + \tau_S s} (G_A + G_D s) \bar{h} \quad (34)$$

である。

次に, 高度制御システムに最適制御理論を適用する場合に, 最適制御系 (理想系) のベクトル方程式,

$\dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t)$ は次のようになる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\bar{h}} \\ \dot{\bar{h}} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & L_{22} & L_{23} & L_{24} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & M_{42} & M_{43} & M_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{h} \\ \bar{h} \\ \theta \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ L_c \\ 0 \\ M_c \end{bmatrix} \delta e \quad (35)$$

A, B の内容 L_{22}, M_{42}, L_c, M_c 等の構成と数値を表 2 に示す。

評価関数を Q, R を重み定数とし次式で与える

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (Q\bar{h}^2 + R\delta e^2) dt \quad (36)$$

最適制御状態量フィードバックは

$$\delta e = -R^{-1}B'\bar{K}X(t) \quad (14) \quad (37)$$

で与えられる, ここに \bar{K} は

$$\bar{K}A + A'\bar{K} - \bar{K}BR^{-1}B'\bar{K} + Q = 0 \quad (38)$$

なる Riccati 方程式を解いて得られる。 Q はこの式を

解く場合

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{なるマトリクスとして与える。}$$

R はこの場合定数であって値の決め方については次章で論じる。

5.3 突風応答最適制御システムの解析

システムに対し突風のような入力 (stochastic な noise) のある場合についての取扱いについては、これを white noise を modify した形におきかえて取扱い方法が提案されている。⁽¹⁵⁾⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾ 文献15の方法に倣って突風入力 α_g をある一次遅れ時定数 τ と white noise η を用いて

$$\dot{\alpha}_g = -(1/\tau)\alpha_g + \eta \quad (39)$$

と置く、ここで α_g, τ, η は

$$\left. \begin{aligned} E[\eta] &= 0, \quad E[\eta(t)\eta(\tau)] = \psi_n \delta(t-\tau) \\ E[\alpha_g] &= 0, \quad E[\alpha_g^2] = \tau \psi_n / 2 \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

等の関係を持つものとする。 τ は文献18に倣って実時間 5 sec, 無次元値は U/\bar{c} を掛け 500 と仮定する。

また δf については運動方程式 (18), (19) 中に $D\delta f$ を含むため (18) の δf と $D\delta f$ の項を含めて u_f と置く

$$\bar{C}_{L_{\delta f}} \delta f + \bar{C}_{LD_{\delta f}} \dot{\delta f} = u_f \quad (41)$$

表 2 (35) 式のマトリクスの数値

$$\begin{aligned} L_{22} &= -(\bar{C}_{L_a} + C_{D_0})/K = -0.0537 \\ L_{23} &= \bar{C}_{L_a}/K = 0.0533 \\ L_{24} &= (\bar{C}_{L_q} + C_{LD_a})/K = 0.0326 \\ L_c &= C_{L_{\delta a}}/K = 0.00667 \\ M_{42} &= -\{\bar{C}_{M_a}K - \bar{C}_{MD_a}(\bar{C}_{L_a} + C_{D_0})/J = 0.00661 \\ M_{43} &= \bar{C}_{M_a}K - \bar{C}_{MD_a} \bar{C}_{L_a}/J = -0.00618 \\ M_{44} &= (\bar{C}_{M_q} + \bar{C}_{MD_a})K - \bar{C}_{MD_a}(\bar{C}_{L_q} + \bar{C}_{LD_a})/J = -0.0707 \\ M_c &= C_{M_{\delta a}}K - \bar{C}_{MD_a} C_{L_{\delta a}}/J = -0.00966 \end{aligned}$$

$$K = 2\mu + \bar{C}_{LD_a}$$

$$J = 2\mu K_y^2 (2\mu + \bar{C}_{LD_a})$$

表 3 (43) 式のマトリクスの数値

$$\begin{aligned} A_{11} &= -0.0537 & A_{31} &= 0.00617 & A_{44} &= -5.42 \\ A_{12} &= 0.0533 & A_{32} &= -0.00618 & B_{41} &= 6.8027 \\ A_{13} &= 0.0326 & A_{33} &= -0.0707 & A_{55} &= -0.002 \\ A_{15} &= 0.0537 & A_{34} &= -0.0211 & C_3 &= -0.000218 \\ B_{11} &= 0.0114 & A_{35} &= -0.00622 \\ B_{12} &= 0.00667 & B_{31} &= -0.0249 \\ C_1 &= -0.0127 & B_{32} &= -0.00966 \end{aligned}$$

但し・は無次元時間による微分

$$\dot{\delta f} = -(\bar{C}_{L_{\delta f}}/\bar{C}_{LD_{\delta f}})\delta f + (1/\bar{C}_{LD_{\delta f}})u_f \quad (42)$$

以上の関係を用いてサーボ遅れを考えない場合のベクトル方程式 $\dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t) + C\eta$ を得、 $X(t)$ の成分は $\alpha_k, \theta, \dot{\theta}, \delta f, \alpha_g$; $u(t)$ の成分は $u_f, \delta e$ で与えられる次の形となる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_k \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\delta f} \\ \dot{\alpha}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & 0 & A_{15} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & A_{34} & A_{35} \\ 0 & 0 & 0 & A_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_k \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \delta f \\ \alpha_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ 0 & 0 \\ B_{31} & B_{32} \\ B_{41} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_f \\ \delta e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_1 \\ 0 \\ C_3 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} [\eta] \quad (43)$$

A_{11}, B_{11}, C_1 等の値を表3に示す。

サーボの遅れを考えたときは一次遅れ特性をフラップ、昇降舵に考え、次の関係を追加する。

$$\left. \begin{aligned} \dot{\delta f} &= -(1/\tau_s)\delta f + C_f \\ \dot{\delta e} &= -(1/\tau_s)\delta e + C_e \end{aligned} \right\} \quad (44)$$

従って制御量 $u(t)$ としては C_f, C_e が入り、 $\delta f, \delta e$ は状態量に加わる。 A は 6×6 , B は 6×2 のオーダーになる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_k \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\delta f} \\ \dot{\delta e} \\ \dot{\alpha}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & \cdots & A_{16} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ A_{31} & \cdots & A_{36} \\ 0 & 0 & 0 & A_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_k \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \delta f \\ \delta e \\ \alpha_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & 0 \\ 0 & 0 \\ B_{31} & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_f \\ C_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_1 \\ 0 \\ C_3 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} [\eta] \quad (45)$$

A_{11}, B_{11}, C_1 等の値を表4に示す。

評価関数は

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [\langle X(t), QX(t) \rangle + \langle u(t), Ru(t) \rangle] dt \quad (46)$$

Q は(43)に対しては 5×5 , (45)に対しては 6×6 ,

R は 2×2 の重み対角マトリクスである。

最適制御フィードバック係数は高度制御の場合(37)式と同じ形で $u(t) = -R^{-1}B\bar{K}X(t)$ で与えられ、 \bar{K} は同じく(38)を解いて得られることが知られている¹⁷(文献17, chap.14)。

検討は幾つかの Q のケースについて、 R を大きな値からスweepし、それぞれについてフィードバック値を求めた。その中の代表例について、フィードバック制御の関係を表す $\delta f, \delta e$ の二つの関係を元の運動方程式と加えて $|\alpha_h/\alpha_g|, |\theta/\alpha_g|, |\delta f/\alpha_g|, |\delta e/\alpha_g|$ の周波数応答線図を求めた。すなわち(38), \bar{K} の解より次の関係を得(20), (21)に加える。

サーボ遅れの無い場合

$$\begin{aligned} u_f &= b(s)\delta f = C_1\alpha_h + C_{23}(s)\theta + C_4\delta f + C_5\alpha_g \\ \delta e &= D_1\alpha_h + D_{23}(s)\theta + D_4\delta f + D_5\alpha_g \end{aligned} \quad (47)$$

サーボ遅れのある場合

$$\begin{aligned} \delta f &= \frac{\tau_s}{1+\tau_s} \{C_1\alpha_h + C_{23}(s)\theta + C_4\delta f + C_5\delta e + C_6\alpha_g\} \\ \delta e &= \frac{\tau_s}{1+\tau_s} \{D_1\alpha_h + D_{23}(s)\theta + D_4\delta f + D_5\delta e + D_6\alpha_g\} \end{aligned} \quad (48)$$

ここで C_1, D_1 等はフィードバック係数, $C_{23} = C_2 + C_3s$, $b(s) = \bar{C}_{L_{\delta f}} + \bar{C}_{L_{D_{\delta f}}}s$ 等である。

6 解析結果

6.1 5.1のシステム

図4~7にこのシステムの根軌跡を示す。図4, 5はCancelled方式で $\tau_s = 40(0.4 \text{ sec})$, $20(0.2 \text{ sec})$, 図6, 7はLinked方式で $\tau_s = 40, 20$ の場合である。2個の実根と一組の複素根が得られ、実根のうちの1個は負ではあるがその軌跡は原点近傍に近づく。他の一根は $-\infty$ の方向に加速的に移動する。軌跡上の数字は $K_f \times 0.01$ を表わす。

一組の複素根は短周期モード ($U = 20 \text{ m/s}, K_f = 0$ に

表4 (45)式のマトリクスの数値

$A_{11} = -0.0537$	$A_{31} = 0.00617$	$A_{44} = -0.025$
$A_{12} = 0.0533$	$A_{32} = -0.00618$	$A_{55} = -0.025$
$A_{13} = 0.0326$	$A_{33} = -0.0707$	$A_{66} = -0.002$
$A_{14} = 0.00907$	$A_{34} = 0.00155$	
$A_{15} = 0.00667$	$A_{35} = -0.00966$	
$A_{16} = 0.0537$	$A_{36} = -0.00622$	
$B_{11} = 0.00168$	$B_{31} = -0.00363$	

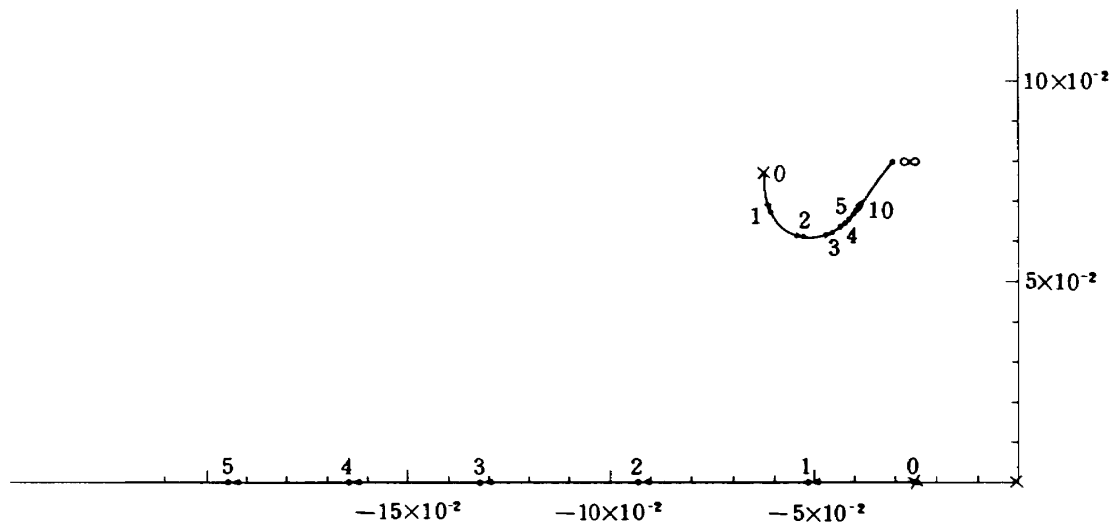


図4 NM-G2X 突風軽減システム根軌跡 CANCELLED $T_s = 0.4 \text{ sec}$

対し約 1.2 Hz) を表わし, K_f の増加に対していずれも同様に变化して添字 10 ($K_f = 1000$) のやゝ斜め右上の点に収斂する。Linked 方式の場合, 実根の一つは途中 $K_f = 2000$ で正の軸上に飛び移る ($-\infty$ から $+\infty$ を通つて正の値になる)。則ち系は不安定となる。

図 8 に評価関数

$$J_{a_k} = \int_{0.01}^{1.0} |\alpha_k / \alpha_g|_{K_f=0} dk_z - \int_{0.01}^{1.0} |\alpha_k / \alpha_g|_{K_f \neq 0} dk_z \quad (49)$$

$$J_\theta = \int_{0.01}^{1.0} |\theta / \alpha_g|_{K_f=0} dk_z - \int_{0.01}^{1.0} |\theta / \alpha_g|_{K_f \neq 0} dk_z \quad (50)$$

の K_f に対する値を示す。本検討の場合は J_{a_k} は正, J_θ は負となり, それを上下に示す。内側に書かれた縦座標 R_f は $K_f = 0$ の場合の積分値を 1 としたときの J_{a_k} , J_θ の比率を示す。 K_f の増加に対して上下運動応答は減衰し縦揺れ応答は増巾する。図の実線は Cancelled 方式, 破線は Linked 方式の場合でパラメータは τ_s (sec) である。 J_{a_k} の場合は実線と破線が殆んど重なる。

図 9, 10 に $K_f = 0, 360, 760$ の場合の周波数応答を示す。図 9 は $\tau_s = 40$ (0.4 sec), 図 10 は $\tau_s = 20$ (0.2 sec) の場合である。

図 11 は K_f が 360, 760 の場合の $\delta f_{\max} =$

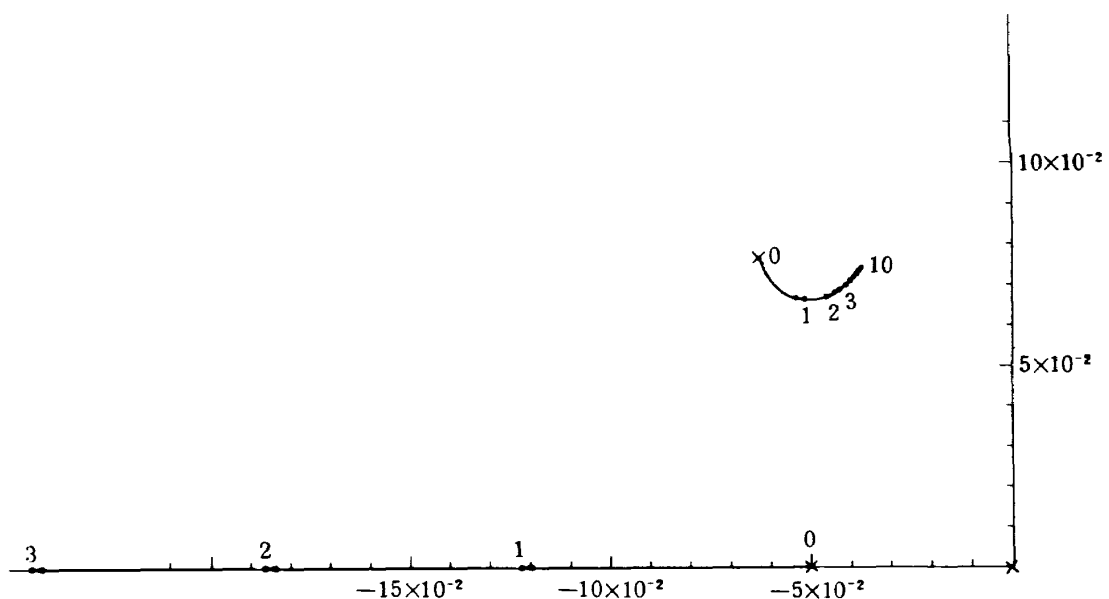


図 5 NM-G2X 突風軽減システム根軌跡 CANCELLED $T_s = 0.2$ sec

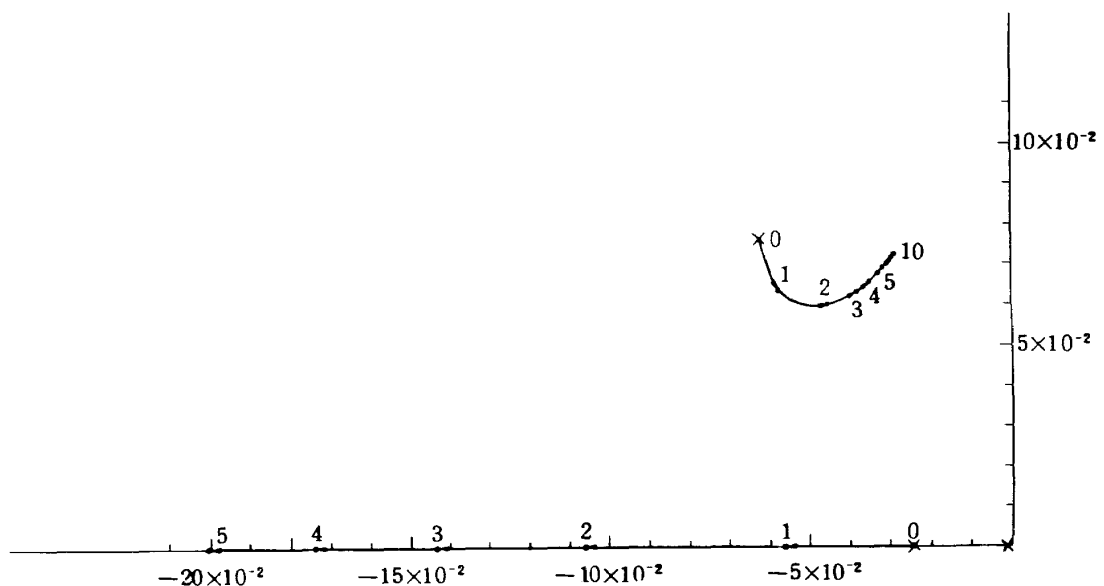


図 6 NM-G2X 突風軽減システム根軌跡 LINKED $T_s = 0.4$ sec

0.35 radian(20°) となるような正弦波状突風加速度入力を求めたもので、横軸は突風の周波数、縦軸は荷重倍数 $|G_L| = |\ddot{h}/g|$ である。この図は K_f の値を選定するための

補助図で、我々の実験の場合は $|G_L| < 2$, $f < 10 \text{ Hz}$ より、 $K_f < 760$ でよい。

図 12 は $|\alpha_h/\alpha_g|$ の周波数応答について後に示す最

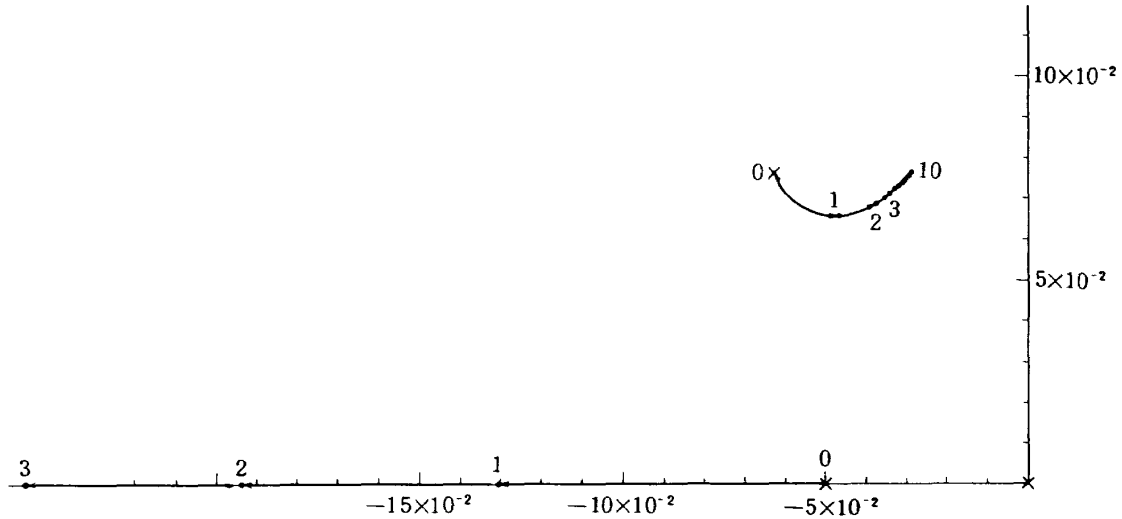


図 7 NM-G2X 突風軽減システム根軌跡 LINKED $T_s = 0.2 \text{ sec}$

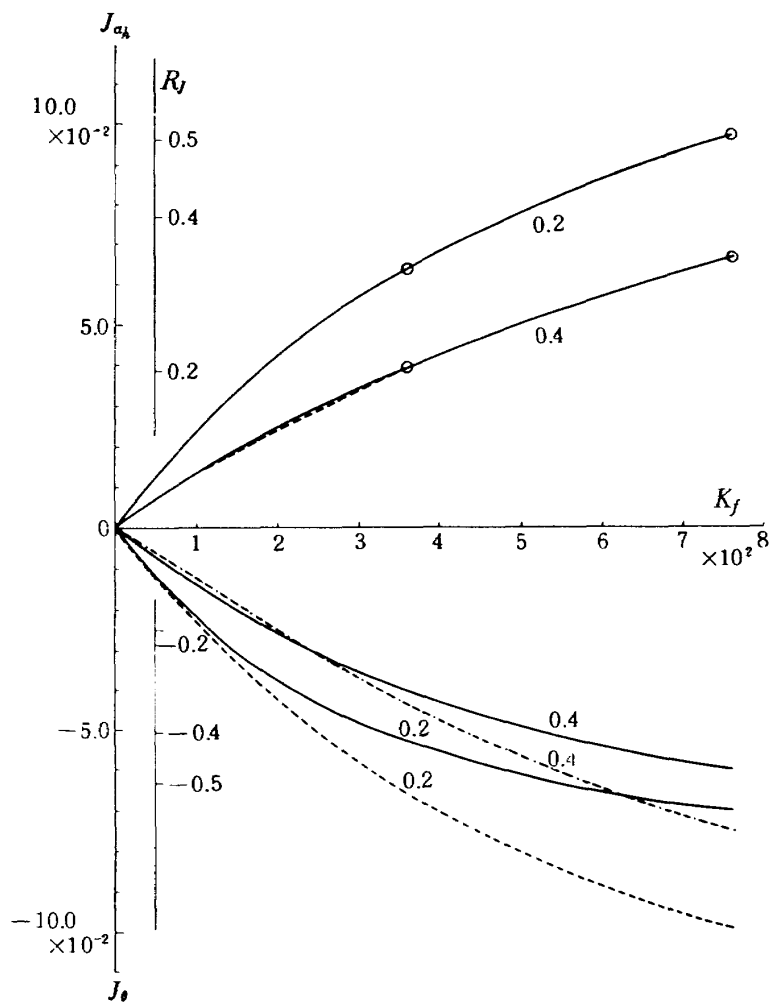


図 8 NM-G2X K_f に対する突風軽減効果

適制御システム例との比較のため低周波域($k_z \leq 0.6$)を示したものである。

6.2 5.2のシステム

図13, 14は(34)の制御を行なった場合の根軌跡を G_A をパラメータにて画いたもので図13は $\tau_s = 0$,

図14は $\tau_s = 4.0$ の場合である。両場合共に G_A, G_D に対し安定な領域が存在し、これ以外では不安定となる。図にはこの領域を併せて示しているが、 $\tau_s = 4.0$ では $\tau_s = 0$ に比較して領域がかなり狭まる。

最適制御理論を適用する場合には、(36)の評価関数

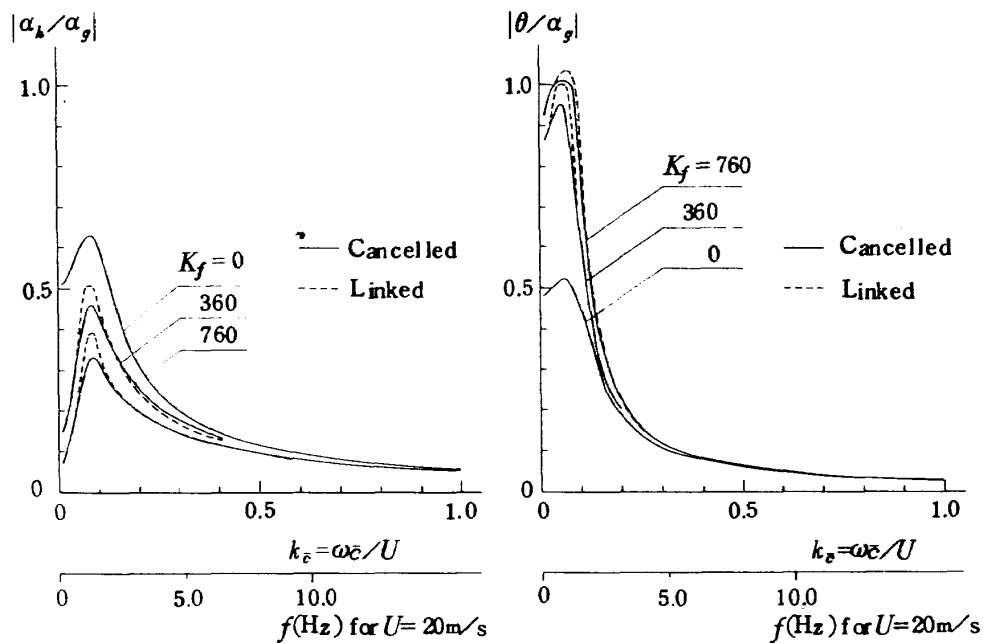


図9 NM-G2X 突風周波数応答 $T_s = 0.4$ sec

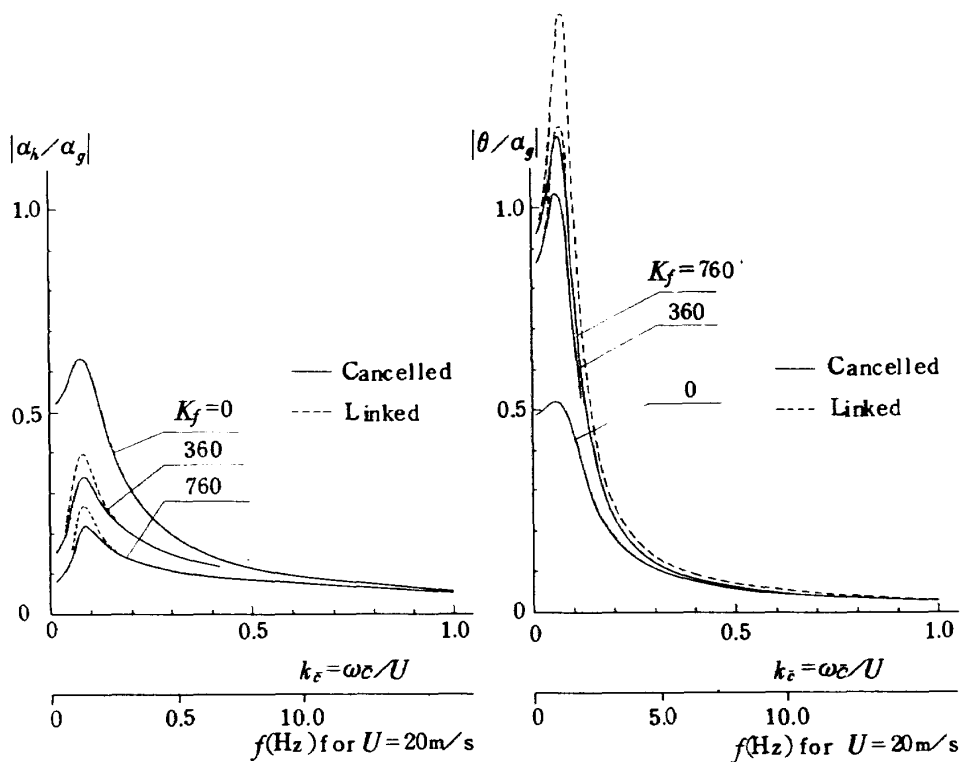


図10 NM-G2X 突風周波数応答 $T_s = 0.2$ sec

中の重み Q, R (この場合は Q, R 共に 1 個の定数) の与え方が問題となる。計算は $Q=1$ に対して R を目安値よりかなり大きな値 (制御ゲインの小さい方に相当) から段々と小さくして行き、システムの根軌跡の動向とフィードバック値の動向を見守りながら適当な R の値に対する最適値を採用することとした。適当な R の目安としては文献 18 の考え方に従って

高度 $h=\pm 1$ m に対し δe を $\pm 1^\circ$, 即ち $\bar{h}=1$ に対し

δe を $\pm 2^\circ$ 程度にして

$$\theta = (1/1)^2 = 1, \quad R = (57.3/2)^2 = 820.82$$

を目安としたが、計算の結果はこの目安とほぼ一致することが認められるので、これを参考例とする。この結果、

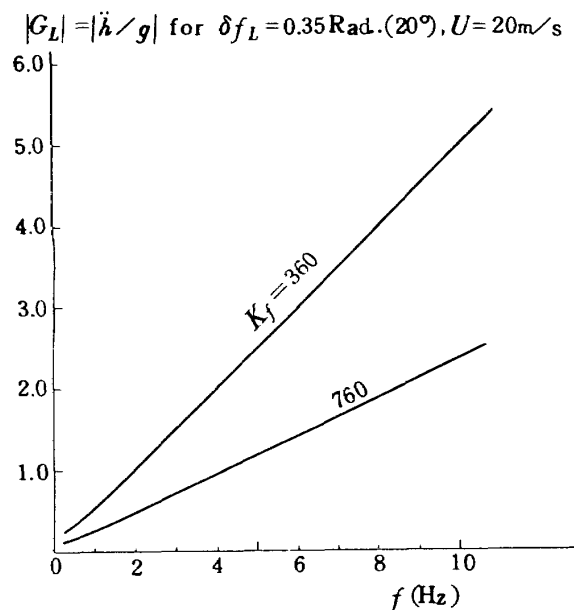


図 11 NM-G2X 最大フラップ角度 (20°) を要求する上下荷重倍数

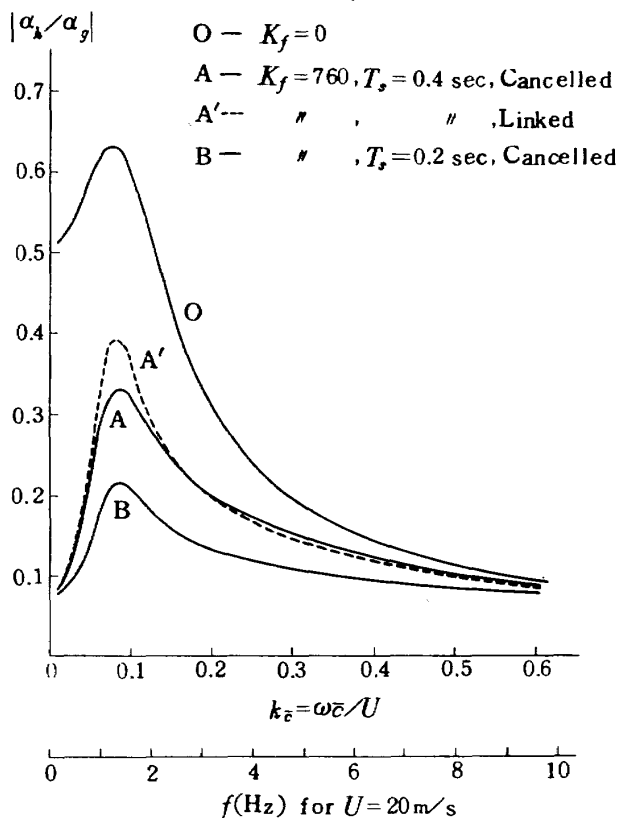


図 12 NM-G2X 突風周波数応答 (上下動低周波域のまとめ)

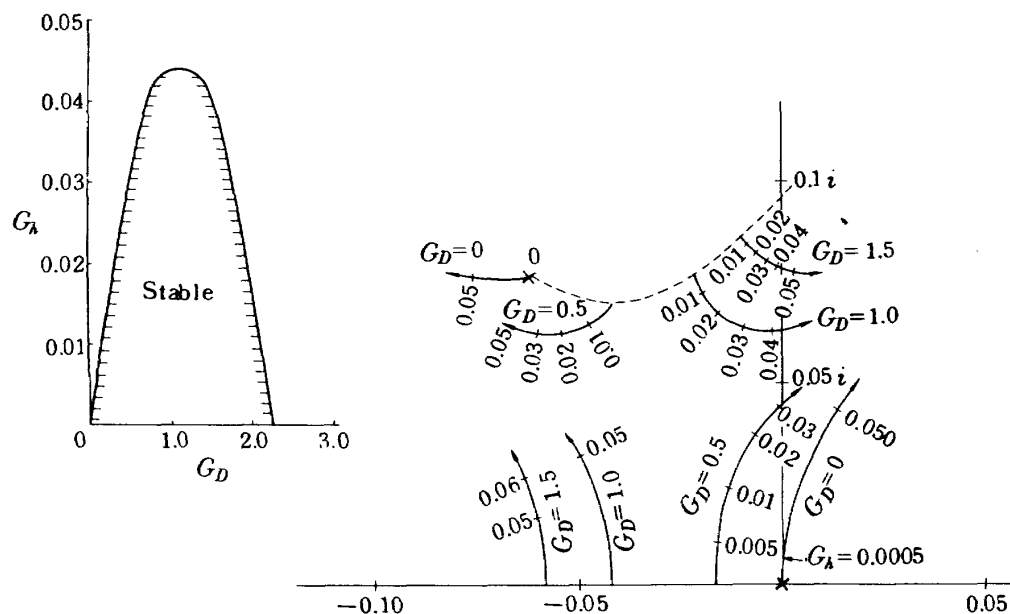


図 13 NM-G2X 高度制御システム根軌跡 $T_s=0$

制御法則は

$$\delta e = 0.0349\bar{h} + 1.08\dot{\bar{h}} + 0.658\theta + 6.95\dot{\theta} \quad (51)$$

図 15 は (34) の制御法則を用いた高度制御システムと

上記最適制御システムのステップ応答 (Initial

Response) を比較したもので、(34) の制御の場合は

安定領域中から適当な G_h, G_D の値を選んだ、但し $T_s = 0$

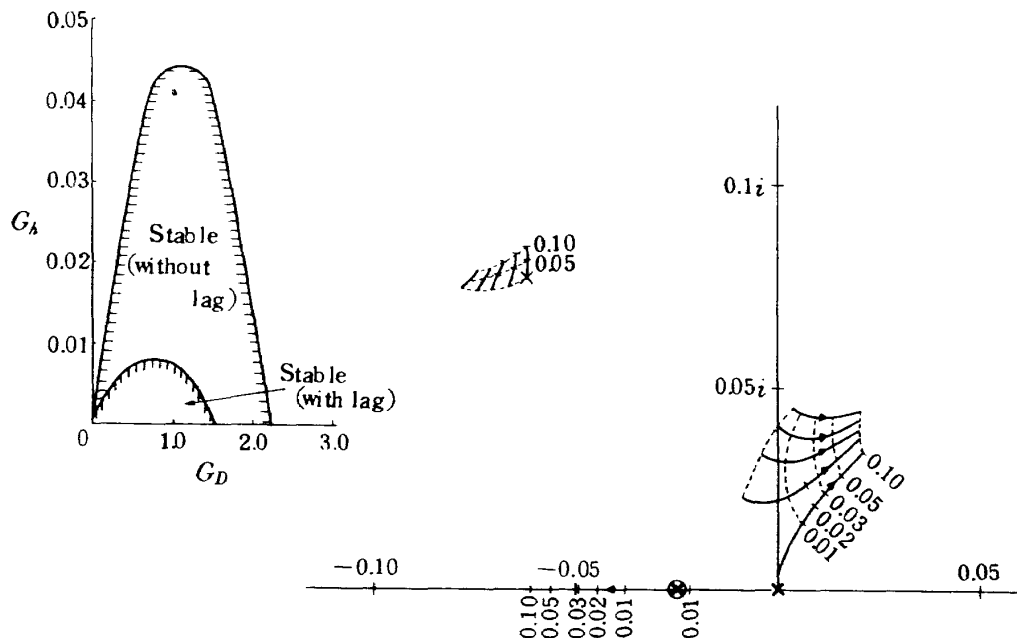


図 14 NM-G2X 高度制御システム根軌跡 $T_s = 0.4 \text{ sec}$

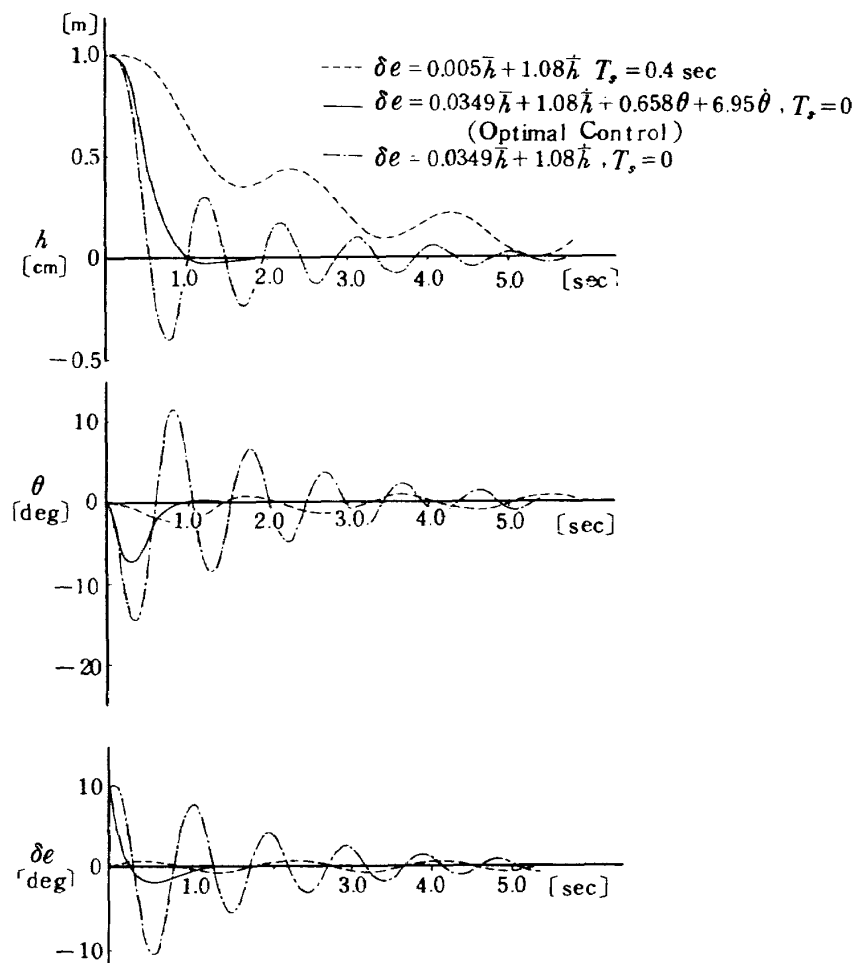


図 15 NM-G2X 高度制御システムステップ応答

の場合は最適制御 (51) の \bar{h} , $\dot{\bar{h}}$ の係数がそのまま図 13 の安定領域内にあるので、それを用いた。結果は最適制御の場合が抜群に良いことが示されるが、 $\tau_s = 40$ ($T_s = 0.4 \text{ sec}$) の場合でも絶望的ではない。

6.3 5.3 のシステム

(43), (45) のマトリクス A, B と (46) の重みマトリクス Q, R を用いて Riccati 方程式 (38) を解き、最適フィードバック係数を得るが、この場合も Q, R の重みの与え方がまず問題となる。この点については次章でも触れるが、計算例においては幾つかの状態量に対応する Q の要素のうち 1 なる重みをかける場合として

i) α_k, θ にかける他は 0 とする

ii) $\alpha_k, \theta, \delta f, \delta e$ にかける他は 0 とする

なる場合について結果を示す。

制御量の重み R は 2×2 の対角マトリクスで異なる重みについても検討を行ったが、本報告においては、 u_f , δe または C_f, C_e の二つの制御量についての重み R の値を同じにしたものに限定する。 R を大きな値 (ゲイン小) から小さな値へと掃引し、システムの安定根軌跡の動向を見ながら計算を行なった。 R の目安としては高度制御の場合と同じく $\bar{h} = 1$ (0.2 m) で $\delta e = 2^\circ$ ($\alpha_k = \dot{h}/U = 0.2 \text{ m/s}/20 \text{ m/s} = 0.01$) と見る場合は

$$Q = (1/0.01)^2 = 10^4, \quad R = (57.3/2)^2 = 820.822$$

$Q = 1$ に対し $R = 0.0821$ となる。しかしこの目安は複数の状態量と制御量のうち 1 組を選んだものであるから被評価状態量と制御量が各々 1 個である高度制御例結果においてよく対応したようには対応しないものと考えることを付言しておく。参考例として次の三ケースを示す。

ケース 1, i) の場合でサーボ遅れ $\tau_s = 0$

" 2, i) " $\tau_s = 40$

" 3, ii) " $\tau_s = 40$

図 16 ~ 18 はある特定の R の値に対して得られた上記三ケースのフィードバック値 (47), (48) の関係) を用いて $|\alpha_k/\alpha_g|$, $|\theta/\alpha_g|$, $|\delta f/\alpha_g|$, $|\delta e/\alpha_g|$ の周波数応答を表したものである。

まずケース 1 では $R = 0.0821$ に対する結果は

$$\begin{aligned} u_f = b(s) \delta f = & -1.603 \alpha_k - 0.7285 \theta - 5.308 \dot{\theta} - 0.02037 \delta f \\ & - 1.07 \alpha_g \\ \delta e = & 1.472 \alpha_k + 3.449 \theta + 21.29 \dot{\theta} + 0.0814 \delta f + 0.9337 \alpha_g \end{aligned}$$

と得られ、フィードバック値を見ても δf の項は小さく Riccati 式 (38) を解いて得られるシステムの実特性根 ($G = A - BR^{-1}BK$ の固有値) の動き方と位置を得られた

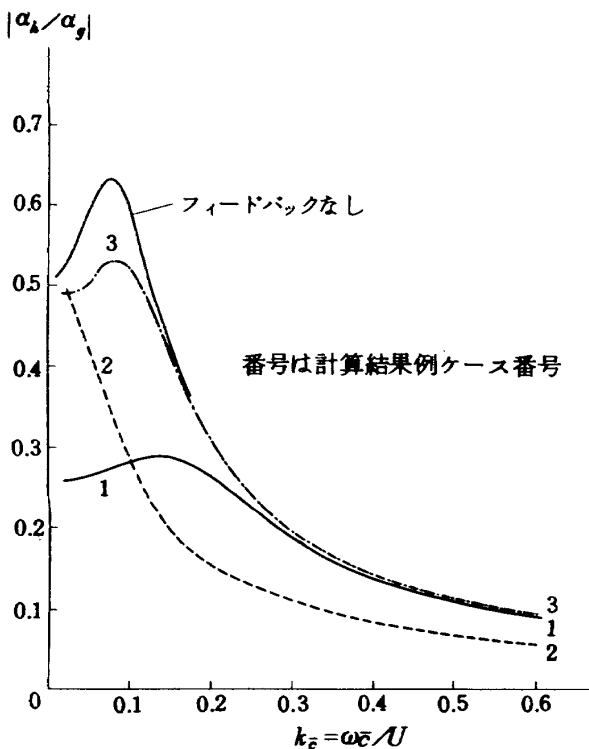


図 16 NM-G2X 突風応答最適制御システム
上下動周波数応答例

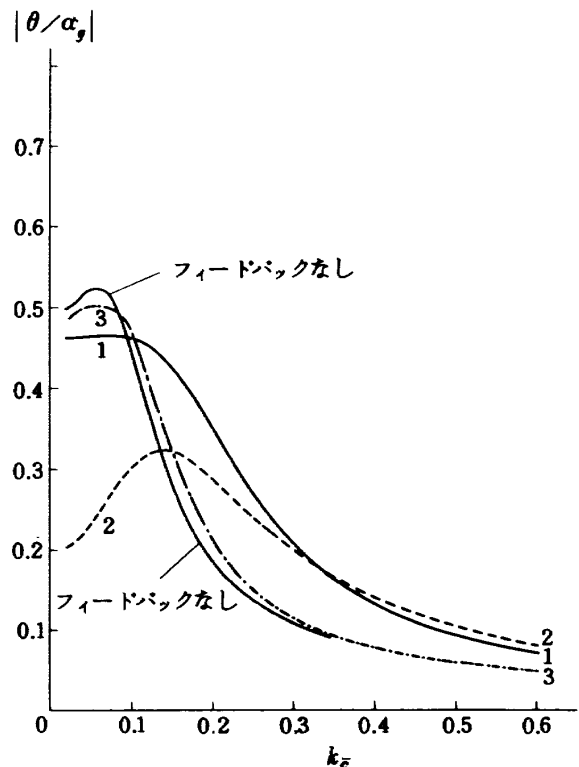


図 17 NM-G2X 突風応答最適制御システム
縦揺れ周波数応答例

フィードバック値と並行して吟味しなければならないが、この点の判断（詳細は煩雑のため報告に掲載しない）からも妥当な値であり、かつ R の仮定に対する対応もよい。

次にケース 2 で同じ R の値に対する結果は

$$C_f = -12.48\alpha_k - 3.992\theta - 21.01\dot{\theta} - 4.165\delta f + 2.458\delta e - 41.65\alpha_g, \\ C_e = 1.347\alpha_k + 3.587\theta + 19.0\dot{\theta} + 0.3125\delta f - 0.5663\delta e + 1.073\alpha_g,$$

となり、Engineering Point of View から C_f の項での $\alpha_k, \theta, \delta f, \delta e, \alpha_g, C_e$ の項での θ の係数がフィードバック状態量に比較して大きすぎる。^{*} したがってこれらの値の妥当な数値となる R まで制御ゲインを落とし、 $R = 0.6568$ の結果をケース 2 の参考例とする。すなわち C_f, C_e は

$$C_f = -1.684\alpha_k - 0.782\theta - 4.644\dot{\theta} - 0.5542\delta f + 0.1155\delta e - 5.282\alpha_g, \\ C_e = 0.5354\alpha_k + 1.209\theta + 8.448\dot{\theta} + 0.1452\delta f - 0.3709\delta e + 0.3176\alpha_g,$$

となる。

ケース 3 についてはケース 2 と比較するためにあえて同じ $R = 0.6568$ の結果を用いている。すなわち

$$C_f = -4.901\alpha_k - 2.851\theta - 35.6\dot{\theta} - 33.12\delta f + 0.2489\delta e - 4.628\alpha_g, \\ C_e = 0.7391\alpha_k + 1.004\theta + 10.07\dot{\theta} + 0.2842\delta f - 1.282\delta e + 0.1086\alpha_g,$$

この場合は C_f の項の $\alpha_k, \delta f, \alpha_g$ の係数が大きすぎる。

周波数応答についてはケース 2 で $|\delta f/\alpha_g|$ が大きく、 $\delta f, \delta e$ に重みをかけたケース 3 ではこの値が小さいことから $\delta f, \delta e$ に重みを掛けなかつた結果が現れたものと見られる。ケース 3 では非現実なフィードバックにより抑えられすぎている。

結局、三ケースのうちケース 1 だけが釣合いのとれたシステムとなっているが、サーボ遅れを含まないので単なる理想システムとしての意味しか持たない。それにもかかわらず α_k, θ の突風軽減効果は低周波域に限られ、図 16 の $K_f = 0$ の線から見てあまり良いとは云えない。

7 検討，問題点

高度制御システムについてはサーボの遅れがない場合は高度とその微分だけのフィードバックによる制御はその安定領域が最適フィードバックと一致し、最適フィードバックにおいてはステップ応答も理想的である。重みの対応も仮定に対しほぼ一致する。これはシステムとして単純なためと考えられる。サーボ遅れを含む場合も安定領域が存在し、 G_k, G_D 組合せとサーボの時定数の改善（例えば可能な目標として 0.25 sec）により安定領域は増大する。また縦揺れのダンピングを加えることにより、 T_S が 0.4 sec の場合でも可能性がある。

突風軽減システムのうち実用対象である上下加速度フィードバックシステムについても同様に、サーボ遅れ T_S を 0.4 sec と仮定した場合においても低周波領域で α_k （上下動）の減衰効果が見られ、0.25 sec では大巾に可能性が増す。

検討システムにおける上下動軽減効果は縦揺れ増大の代償のもとに生じているが、NM-G 1 の実験においては縦揺れ角度 θ は α_k に対して小さいので、まず上下加速度フィードバックに対して実験的に結果と特性を調べる方針である。

近代制御理論による突風軽減装置の検討の手始めとして、線型最適制御理論による考え方と計算例を示したが、結果の最適解が必ずしも実用上の最適解に近いものであるとは云えない。この点について要約するとまず線型システムの構成がある。検討のシステムでは状態量として $\dot{\alpha}_k$ の項を含んでいない点などがある。次に重みのとり方の問題がある。重みについては Q と R （状態量と制御量）の関係があり、さらにそれぞれの中での重みの与え方が

^{*} 無次元化されていることに注意

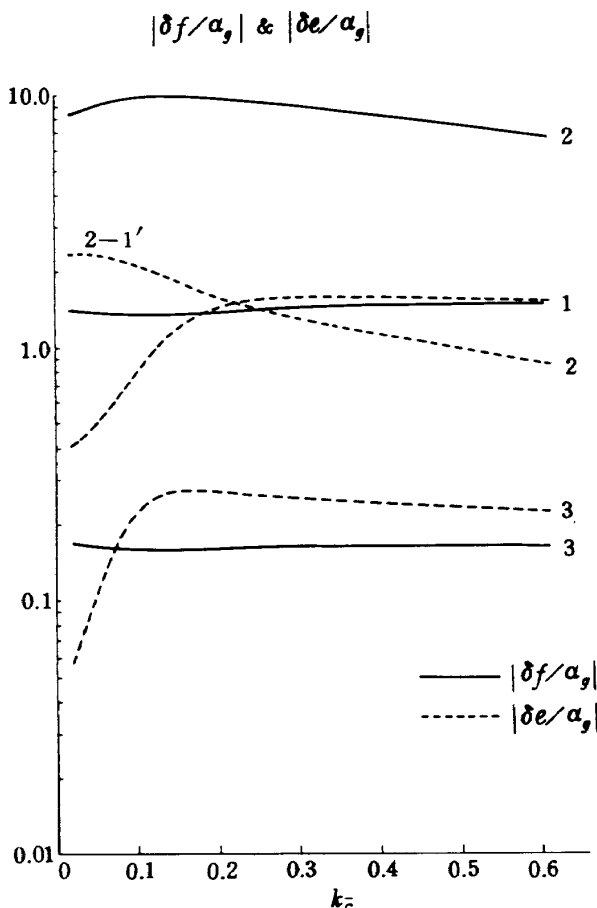


図 18 NM-G 2X 突風応答最適制御システム
必要制御量周波数応答例

問題となる。

次に実用的見地からはまず可能なオブザーバとレギュレータという問題があり、次いで非線型性、制御量限界、サーボの特性、特に速度、遅れ (Lag)、不感帯 (Dead Zone) 等が直接システムの可能性を支配する。

上記の問題点のうちいくつかの要因、例えば R の中での重みの選択、制御量に限界のある場合、等について取扱っている理論、テキストはあるが、これを今回の検討に導入するには至らなかった。計算例の範囲で最適例を探すとしても、多数のケースが生じ、それを判定する基準と方法が問題となる。これらの点は今後の解決目標としたい。

8 結 び

次期突風々胴用動的模型についての突風軽減装置、高度制御装置の予備検討を行なった。その結果当面計画しているシステムにおいて利用出来るサーボの速度が特性を支配するが、第1段階として実験装置の可能性が認められる。

最適制御理論によるシステムを構成し、計算例と現実的システムの比較を行ない、それを通して問題点等が明らかとなった。

模型の製作と実験に関しては構造、機能上幾つかの問題点があるが解決されるものとして本報告では省く。

終りに最適制御システムとその計算について御援助下さった川幡第9グループリーダーに深く謝意を表します。

参 考 文 献

- (1) 松下洸, 西村博史; 突風々胴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; 突風々胴での突風応答予備実験 (その2), 航技研資料TM-261, 1974.
- (3) Oehman, W. I.; Analytical Study of the Performance of a Gust Alleviation System for a STOL Airplane. NASA TN D-7201, 1973.
- (4) Phillips, W. H.; Study of a Control System to Alleviate Aircraft Response to Horizontal and Vertical Gusts. NASA TN D-7273, 1973.
- (5) Lallman, F. J.; Gust Alleviation for a STOL Transport by using Elevator, Spoilers, and Flaps. NASA TN D-7559, 1974.
- (6) Oehman, W. I.; Analytical Study of the Performance of a Gust Alleviation System with a Vane Sensor. NASA TN D-7431, 1974.
- (7) Roesch, P. and Harlan, R. B.; A Passive Gust Alleviation System for Light Aircraft. AIAA Paper No: 74-773, 1974.
- (8) Smetana, F. O. and others; A Fast Acting Electrical Servo for the Actuation of Full-Span, Fowler-Type Wing Flaps in DLC Applications, NASA CR-2059, 1972.
- (9) Thompson, G. O. and Arnold, J. I.; B-52 Controls Configured Vehicle System Design. AIAA Paper No. 72-869, 1972.
- (10) Edinger, L. D. and others; Study of Load Alleviation and Mode Suppression (LAMS) on the YF-12A Airplane. NASA CR-2158, 1972.
- (11) USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM, 1965.
- (12) James, H. A. and Hunton, L. A.; Estimation of Incremental Pitching Moments due to Trailing-Edge Flaps on Swept and Triangular Wings. NACA TN-4040, 1957.
- (13) Chang; Synthesis of Optimum Control Systems. McGRAW-HILL SERIES in Control Systems Engineering. Chap. 2.
- (14) Athans & Falb; OPTIMAL CONTROL. McGRAW-HILL, 1966.
- (15) Miller, D. P. and Vinge, E. W.; Fixed based flight simulation studies for VTOL aircraft handling qualities in hovering and low-speed flight. AFFDL-TR-87-1-152, 1968.
- (16) 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, 航空宇宙学会第6回講演会, 1975.
- (17) Bryson/Ho; Applied Optimal Control, 1969.
- (18) Carlock, G. W. and Sage, A. P.; VTOL Flight Control System Design Using Sensitivity Analysis, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems Vol. AES-11. No. 2, March 1975.

航空宇宙技術研究所報告 444 号

昭和 51 年 1 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 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
