

UDC 629.13.014

航空宇宙技術研究所資料

TM-78

昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析

堀川 勇 壮・森 幹 彦・中 野 佳 直

1966 年 3 月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 木一登, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	樋口 雄一, 戸川 隼人 三好 美良, 高橋 芳雄 能海 洲三夫, 垣藤 保子 島長 洲秀夫, 佐田 幸雄 細川 本嚴, 井上 政一 橋竹 内和之, 山根 皓三 池田 為治, 坂元 思無邪
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼ す実験的研究	1962年 9 月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永井 文雄, 小川 鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹林 幸彦, 中井 暎一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	中井 暎一, 小原 英
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中井 暎一, 小原 英
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中井 暎一, 小原 英
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 6 月	中井 暎一, 小原 英
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小野 幸一, 藤井 正昭
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高木 廣治, 谷 喬忠
TM-21	国産中型輸送機 Y S-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	高木 廣治, 谷 喬忠
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	高木 廣治, 谷 喬忠
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高橋 利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋 爪 宏, 中井 暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬忠, 原 亘利
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	柳 盛三, 外 立政
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月	中井 暎一, 高橋 宏
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	小橋 安次郎, 宮 沢 政文
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	河崎 俊夫, 竹 内 理
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	榎 並 敬之, 山 本 稀義
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	長 洲 秀夫
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6 月	毛利 浩
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月	高木 廣治, 斎藤 秀夫
TM-40	国産中型輸送機 Y S-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	高石 原久蔵, 石 井 幸雄
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験 結果	1964年12月	滝沢 昌次, 田寺 木一
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	古閑 日出夫, 鈴木 邦男
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月	塚本 貞宏, 鈴石 井浅五郎
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月	大松 本和強, 山 中 国雅俊 広木 内和之, 竹 藤 枝 遠 幸尾 治朗, 岡 岡 遠

昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析*

堀川勇壮**・森 幹彦**・中野佳直**

1. 緒 言

航空機の操舵系統の機械的性質，操舵翼面の空力特性はしばしば非線形性を示し¹⁾，パイロットによる航空機の操縦に悪影響を及ぼす場合がある。図1に実機（中型輸送機）の飛行試験で得られた一例を示す。図1(a)は昇降舵角，操舵力の時間記録で，パイロットは正弦波状の操舵を意図したが実際には三角波状に近い操舵になっている。そして図1(b)に明らかなように舵角—操舵力の関係が好ましくない非線形性を示している。特に，図1(b)の点線で囲った部分における操舵力こう配の急変はパイロットにきらわれる現象である。

この報告は図1に示したような現象の解明を目的として，昇降舵系に関してパイロットが正弦波状に操舵を行なう場合について，操縦系統，操舵翼面に働く空力諸特性が舵角—操舵力特性に与える影響を，主として当所の飛行シミュレータ²⁾を用いて検討したものである。

2.1および2.2節では主としてアナログ計算機により一般的な操舵力特性，空力的非線性の影響について解析し，2.3節では可動模擬操縦席を用いて人間が実際に操舵した場合について検討した。その結果，操舵力特性に影響を及ぼす種々の要因が明らかになり，また非線形操舵力現象に関し，図1に示した機体の場合には減衰ヒンジモーメント係数などの非線形性により発生したものであることが判明した。なお，同機については Vortex Generator を採用することによりこの現象は解消しており，これはシミュレーション解析の結果と合致するものと考えられる。

記 号

c ; 主翼平均翼弦 [m]

c_e ; 昇降舵平均翼弦 [m]

C_h ; 昇降舵ヒンジモーメント係数

C_{hae} ; $\partial C_h / \partial \alpha_e$

$C_{h\delta e}$; $\partial C_h / \partial \delta_e$

* 昭和40年12月22日受付

** 計測部

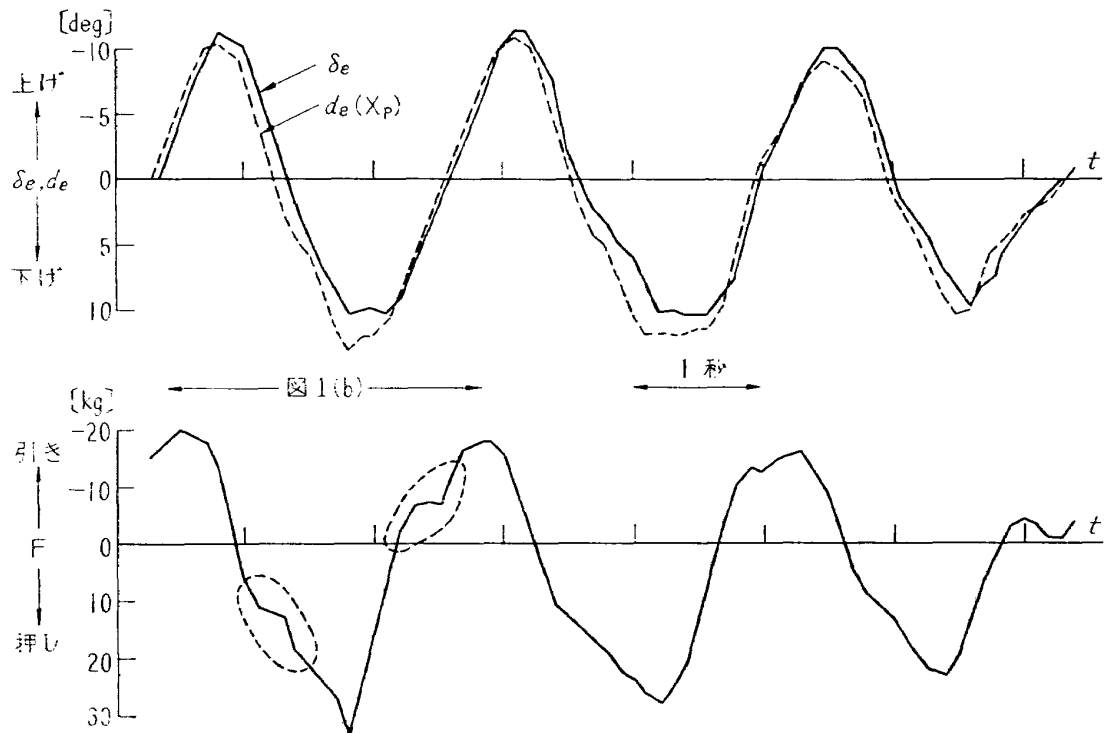


図 1(a) 飛行データ： d_e は操縦桿変位 X_p を角度に換算したもの

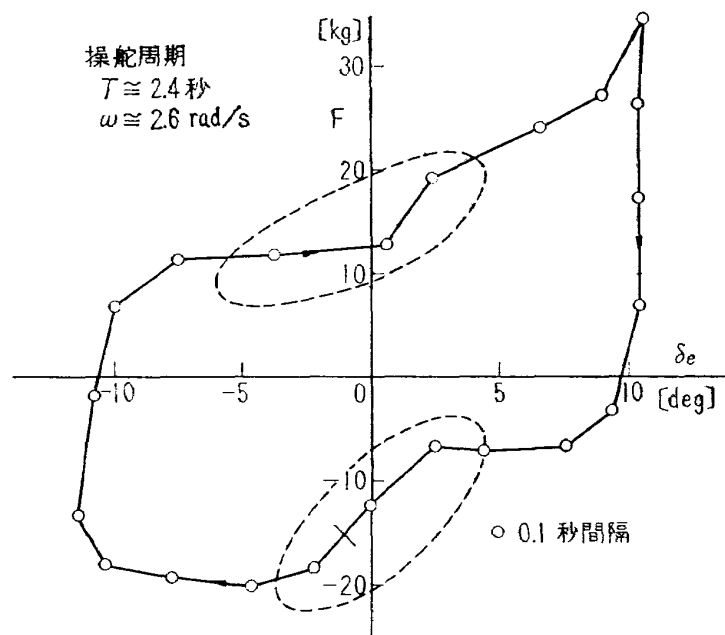


図 1(b) 操舵力の非線形現象（点線部分）

$C_{h\dot{\delta}e}$; $\partial C_h / \partial (\dot{\delta}_e c / 2V)$

$C_{h\delta\dot{e}}$; $\partial C_h / \partial \dot{\delta}_e$

$C_{h\dot{\delta}i}$; $\partial C_h / \partial (\dot{\delta}_i c / 2V)$

C_m ; ピッチングモーメント係数

C_{mq} ; $\partial C_m / \partial (qc / 2V)$

$C_{m\alpha}$; $\partial C_m / \partial \alpha$

$C_{m\dot{\alpha}}$; $\partial C_m / \partial (\dot{\alpha} c / 2V)$

$C_{m\delta e}$; $\partial C_m / \partial \delta_e$

$C_{m\dot{\delta}e}$; $\partial C_m / \partial (\dot{\delta}_e c / 2V)$

C_z ; $-C_L : C_L$ 揚力係数

C_{zq} ; $\partial C_z / \partial (qc / 2V)$

$C_{z\alpha}$; $\partial C_z / \partial \alpha$

$C_{z\dot{\alpha}}$; $\partial C_z / \partial (\dot{\alpha} c / 2V)$

F ; 昇降舵操舵力 [kg]

f ; 昇降舵系のクーロン摩擦 [kg]

g ; 重力加速度 [m/s²]

G ; ギア比 [1/m], 伝達関数

h ; 機体重心位置

i_y ; $I_Y / \rho S (c/2)^3$

i_z ; $2I_{elev} / \rho S c c_e (c/2)^2$

I_{elev} ; 昇降舵ヒンジまわり慣性能率 [kg-m-s²]

I_Y ; 機体 Y 軸まわり慣性能率 [kg-m-s²]

K ; ケーブル剛性 [m/kg]

l_e ; 水平尾翼平均腕長 [m]

q ; $d\theta/dt$

S ; 翼面積 [m²]

S_e ; 昇降舵面積 [m²]

V ; トリム前進速度 [m/s]

W ; 機体重量 [kg]

(X, Y, Z) ; 安定軸座標

X_p ; 操縦桿変位 [m]

$\bar{X}_{p1}, \bar{X}_{p2}$; 正弦波操舵振幅 [m]

- α ; 迎え角 [rad]
 α_e ; 昇降舵有効迎え角 [rad]
 θ ; ピッチ角 [rad]
 $d\epsilon/d\alpha$; 吹き降し角の迎え角による変化
 δ_e ; 昇降舵舵角 [rad]
 δ_f ; フラップ角 [rad]
 δ_i ; タブ角 [rad]
 λ ; タブ比
 μ ; $(W/g)/\rho S(c/2)$
 ρ ; 空気密度 [kg-s²/m⁴]
 ω ; 操舵角速度 [rad/s]
 ω_n ; 固有角振動数 [rad/s]
 ζ ; 減衰比

変数の上に付した点 (・) は時間に関する微分を表わす。

2. 解 析

緒言で述べたように、解析は図1(b)に示したような操舵力の非線形現象（以下単に非線形現象と言う）に焦点を置いて行なう。その際、次の三つの場合に大別して考える。

- (a) 操舵系にクーロン摩擦のあるとき
- (b) (a)の系で操舵に基本正弦波以外の高調波が含まれているとき
- (c) (a)の系に空気力学的非線形性が加わったとき

さて、機械的な操縦系統および操舵翼面に働く空力特性がともに完全な線形特性で示され、また操舵が正弦波状に行なわれる理想的な場合の舵角—操舵力図（以下単に操舵力図と言う）は、図2の点線で示される楕円となる。同図の実線は図1(b)の操舵力図をモデル化したもので、非線形現象は斜線部分で示されるような操舵力の増減により生じていることがわかる。以下の解析は前記(a), (b), (c)の各場合の操縦系特性が操舵力図にどのような影響を与えるかという点に注目して検討を進める。記述の便宜上、非線形項として機械的なクーロン摩擦のみを含む(a), (b)の場合を“線形系”として2.1節に一括して述べ、(c)の場合を非線形系として2.2節で取り扱う。

2.1 線形方程式で表わされる場合

2.1.1 運動方程式

昇降舵操作に主として関係する航空機の縦の短周期運動、および舵面の運動の方程式は、無次元時間 ($\hat{t}=2V/c \cdot t$) を用いて示せば(1), (2)式のようになる。

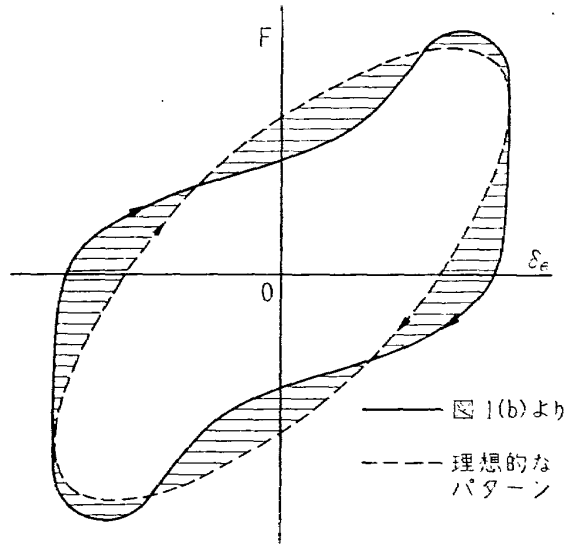


図2 単純化した操舵力図

$$(2\mu - C_{z\dot{\alpha}})\dot{\alpha} - C_{za}\alpha - (2\mu + C_{zq})\dot{\theta} = 0 \quad (1.1)$$

$$-C_{m\ddot{\alpha}}\ddot{\alpha} - C_{ma}\alpha + i_y\ddot{\theta} - C_{mq}\dot{\theta} - C_{m\dot{\delta}_e}\dot{\delta}_e - C_{m\delta_e}\delta_e = 0 \quad (1.2)$$

$$i_{elev}\ddot{\delta}_e - C_{h\dot{\delta}_e}\dot{\delta}_e - C_{h\delta_e}\delta_e - C_{hae}\alpha_e = (F - f \text{sign} \dot{\delta}_e) / Gq_e \quad (1.3)$$

$$GX_p = \delta_e + GFK \quad (1.4)$$

ここに

$$\left. \begin{aligned} C_{h\dot{\delta}_e} &= C_{h\dot{\delta}_e}|_{\dot{\lambda}=0} - \lambda C_{h\dot{\delta}_e} \\ C_{h\delta_e} &= C_{h\delta_e}|_{\dot{\lambda}=0} - \lambda C_{h\delta_e} \\ \alpha_e &= (1 - d\varepsilon/d\alpha)\alpha + (2l_e/c)(d\varepsilon/d\alpha \cdot \dot{\alpha} + \dot{\theta}) \\ C_{ma} &= C_{ma}|_{h=0.25} - C_{za}(h - 0.25) \\ q_e &= (1/2)\rho V^2 S_e c_e \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

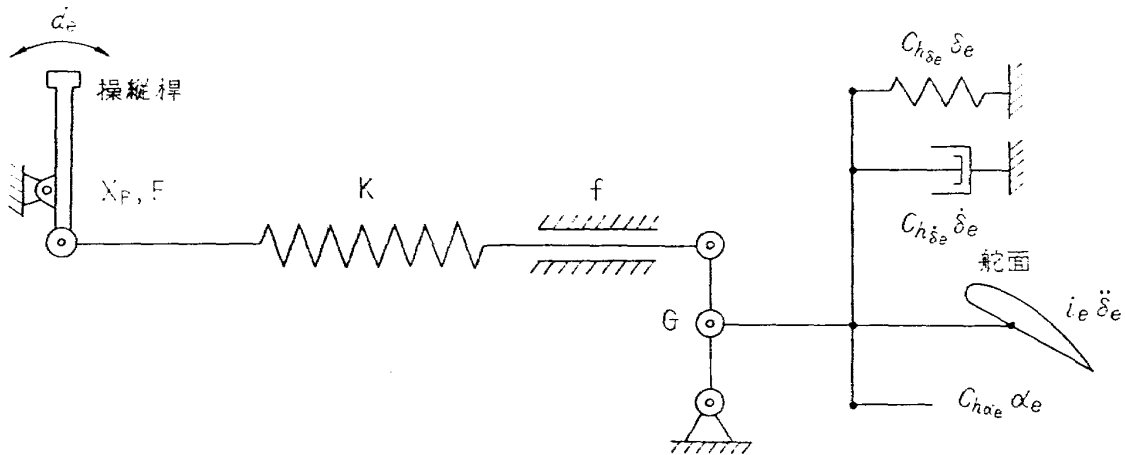


図3 操舵系モデル (1.3, 4) 式

(1) 式はクーロン摩擦項 $f \operatorname{sign} \dot{\delta}_e$ を除き、定数係数の線形系である。また、(1.3, 4) 式で与えた操舵系の方程式は、これをモデル化すると図3に示したものとなり、クーロン摩擦 f は舵面近くに集中していると仮定している。実機においては、クーロン摩擦は操縦桿から舵面にいたる各部分に分布定数的に存在するものと思われるが、本解析を通じて、上に述べた仮定が結果に本質的な影響を及ぼさないことが明らかになった。

2.1.2 解析

(1) 解析の方法

無次元化空力係数はフラップ角 δ_f によって変化する。この変化を含めて線形パラメータとして次の四つを考える。

(i) δ_f (0° , 20° , 40°) および V ($95\text{kt}=49\text{m/s}$, 110kt , 130 , 150 , 180)

(ii) h (0.15 , 0.25 , 0.35)

(iii) C_{hae} (-0.114 , -0.057 , 0 , 0.057 , 0.114)

(iv) λ (0 , 0.3 , 0.6)

(i), (ii), (iv) は人為的に変更可能なものであり、(iii) は信頼すべき空力データが得られないため、実際にありうる範囲を包含して解析の信頼性を増すためにパラメータとした。(i), (ii) は主として機体の運動に関係し、(iii), (iv) は操舵系に関係する。

一方操舵 X_p は

$$X_p = X_{p1} = \bar{X}_{p1} \sin \omega t \quad (3)$$

または

$$X_p = X_{p1} + X_{p2} = \bar{X}_{p1} \sin \omega t + \bar{X}_{p2} \sin 3\omega t \quad (4)$$

とし、操舵角速度は

$$\omega = 0.04 \sim 0.1 \text{ rad/s} \quad (5)$$

の範囲を考える。これは実時間では $V=110\text{kt}$ で

$$\omega = 1.4 \sim 3.5 \text{ rad/s} \quad (5)'$$

に相当し、非線形現象の生じた操舵角速度約 2.6 rad/s (図1参照) 近傍の値である。

(2) 特性根

各パラメータによる動特性の変化をみるために(1)式の特性根を求める。その際、クーロン摩擦 f は基本操舵に対してはダンピング項として働くが、図1(a), (b)に示したように非線形現象は操舵速度最大付近すなわち $f = \text{一定}$ の操舵範囲で生じている。したがって特性根を求めるに際し、クーロン摩擦は無関係としてさしつかえない。

(1) 式で $f=0$ とおき X_p-F 間の伝達関数を求めると

$$\frac{F(s)}{X_p(s)} = \frac{1}{K} \frac{d'(s)}{d(s)} \equiv G(s) \quad (6)$$

を得る。ただし、 s はラプラス演算子である。したがって特性方程式は

$$\Delta(s) = \begin{vmatrix} (2\mu - C_{z\dot{a}})s - C_{z\alpha} & -(2\mu + C_{z\dot{q}})s & 0 \\ -C_{m\dot{a}}s - C_{m\alpha} & i_y s^2 - C_{mq}s & -C_{m\dot{\delta}_e}s - C_{m\delta_e} \\ C_1 s + C_2 & C_3 s & i_e s^2 - C_{h\dot{\delta}_e}s - C_{h\delta_e} + 1/KG^2 q_e \end{vmatrix} = 0 \quad (7)$$

である。ここに (2) 式を考慮して C_1 , C_2 , C_3 は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} C_1 &= -C_{h\alpha e}(2l_e/c)(d\varepsilon/d\alpha) \\ C_2 &= -C_{h\alpha e}(1 - d\varepsilon/d\alpha) \\ C_3 &= -C_{h\alpha e}(2l_e/c) \end{aligned} \quad (8)$$

(6) 式の分子 $d'(s)$ は (7) 式で $K \rightarrow \infty$ としたもので

$$d'(s) = 0 \quad (9)$$

は、いわゆる Stick-Free の場合の特性根を与える。解析モデルである中型輸送機について、その機体定数、空力係数（付表 1 参照）を用いて (7), (9) 式の根の計算結果を図 4 に示す。操舵系の根は δ_f , V , λ により、機体の短周期根は δ_f , h によりそれぞれ変化するが、両者は常にダンピング、固有振動ともに互いに分離している。また (9) 式の根は $C_{h\alpha e} \leq -0.057$, $\lambda \geq 0.6$ (overbalance) で静的不安定根を持つ。図 4(c) に示したのは $\delta_f = 20^\circ$ の場合である。

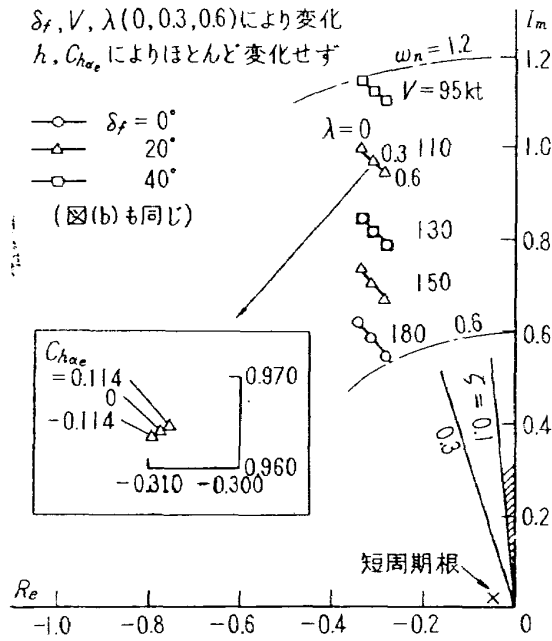
(3) アナログ計算機によるシミュレーション

過渡応答は図 4 に示した特性根より明らかであるが、時間応答、定常応答を把握するため以下の計算を行なった。適当なスケール変換を行なったのちの運動方程式は、たとえばパラメータが (10) 式の値をとるとき (11) 式となる。機体定数、空力係数その他は付表 1 に示した値である。

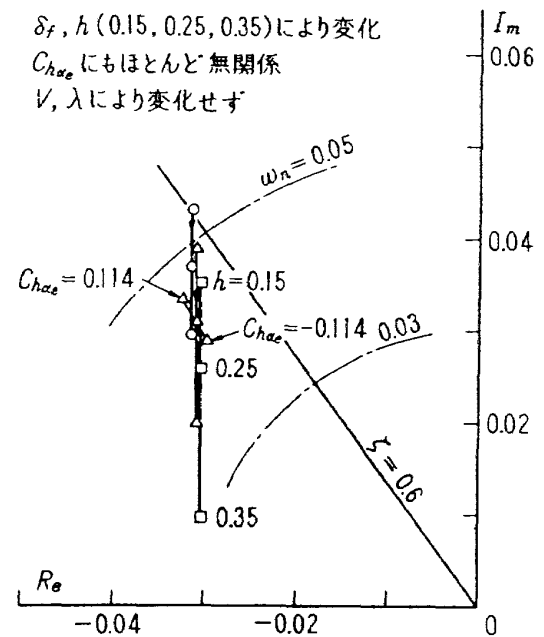
$$\left. \begin{aligned} \delta_f &= 20^\circ, \quad V = 110 \text{kt}, \quad h = 0.25 \\ C_{h\alpha e} &= -0.057, \quad \lambda = 0.3, \quad \omega = 0.1 \text{rad/s} \\ \bar{X}_{p1} &= 0.1 \text{m}, \quad X_p = \bar{X}_{p1} \sin 0.1t \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

$$\left. \begin{aligned} 10\ddot{\alpha} &= -0.259\alpha + 0.960(10\dot{\theta}) \\ 10\ddot{\theta} &= -0.028(10\dot{\theta}) - 0.100\{0.086(10\ddot{\alpha}) + 0.125\alpha + 0.020(10\dot{\delta}_e) + 0.300\delta_e\} \\ 10\ddot{\delta}_e &= -0.617(10\dot{\delta}_e) - 0.769\delta_e - 8.56\text{sign}\dot{\delta}_e \\ &\quad + 5.35(F/5) - \{0.166\alpha + 0.188(10\dot{\theta}) + 0.053(10\ddot{\alpha})\} \\ F/5 &= 88.4\sin 0.1t - 1.77\delta_e \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

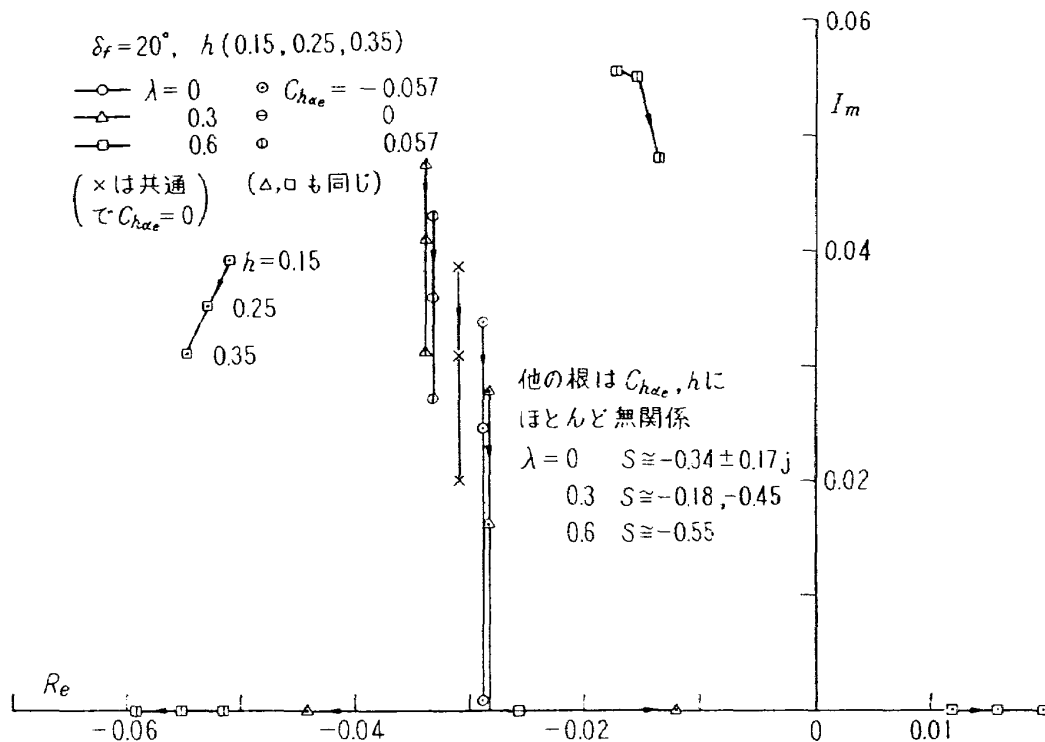
アナログ計算機による (11) 式の演算ブロック図を付図 1(a) に示す。なお、パラメータの値が (10) 式であるときを“標準値”とよび以下特に断わりのあるパラメータ以外はこの標準値をとるものとする。



(a) 操舵系の根



(b) 短周期根



(c) 伝達関数の零点 (Stick-Free の場合の特性根)

図4 特性根

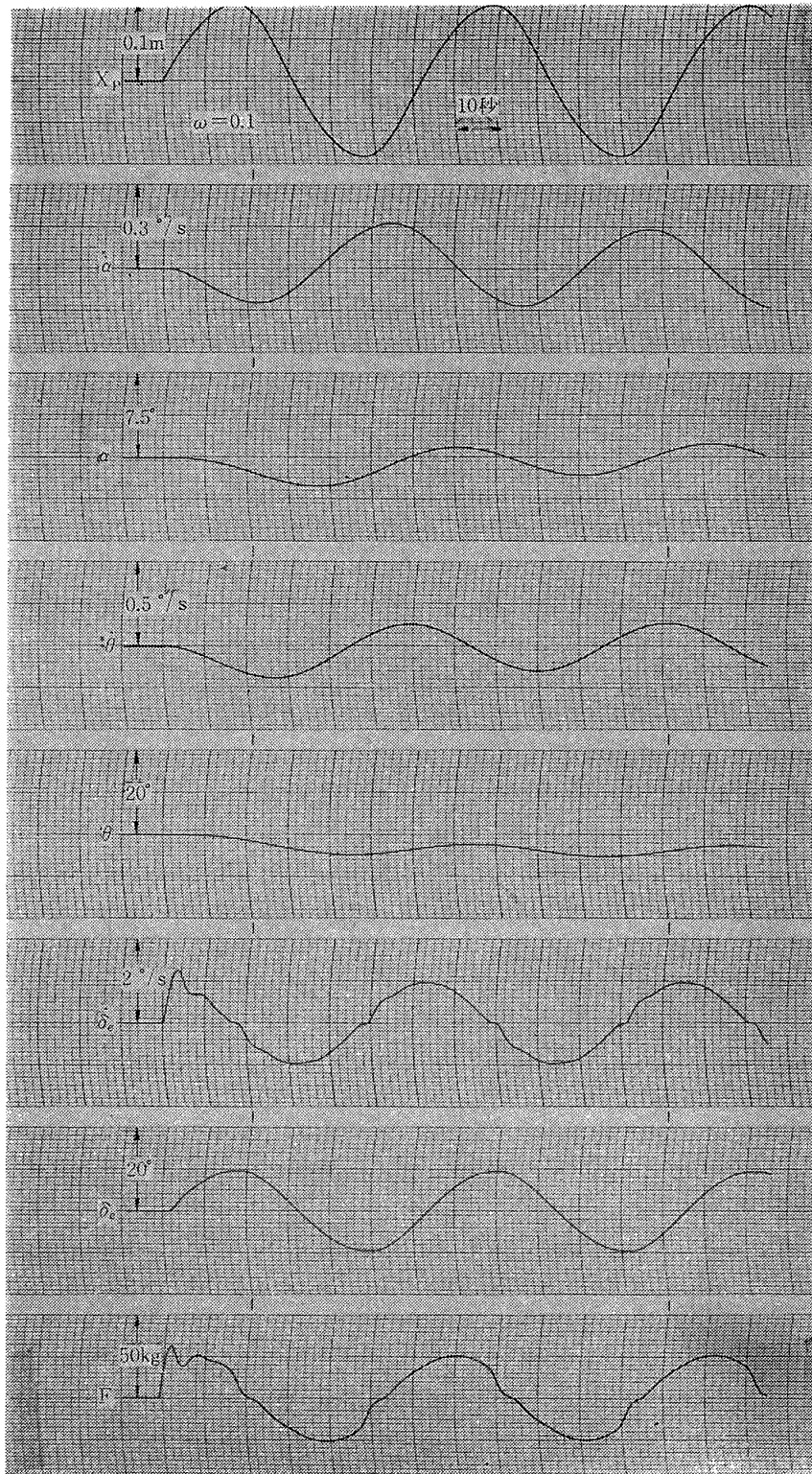


図5 正弦波操舵の場合の応答

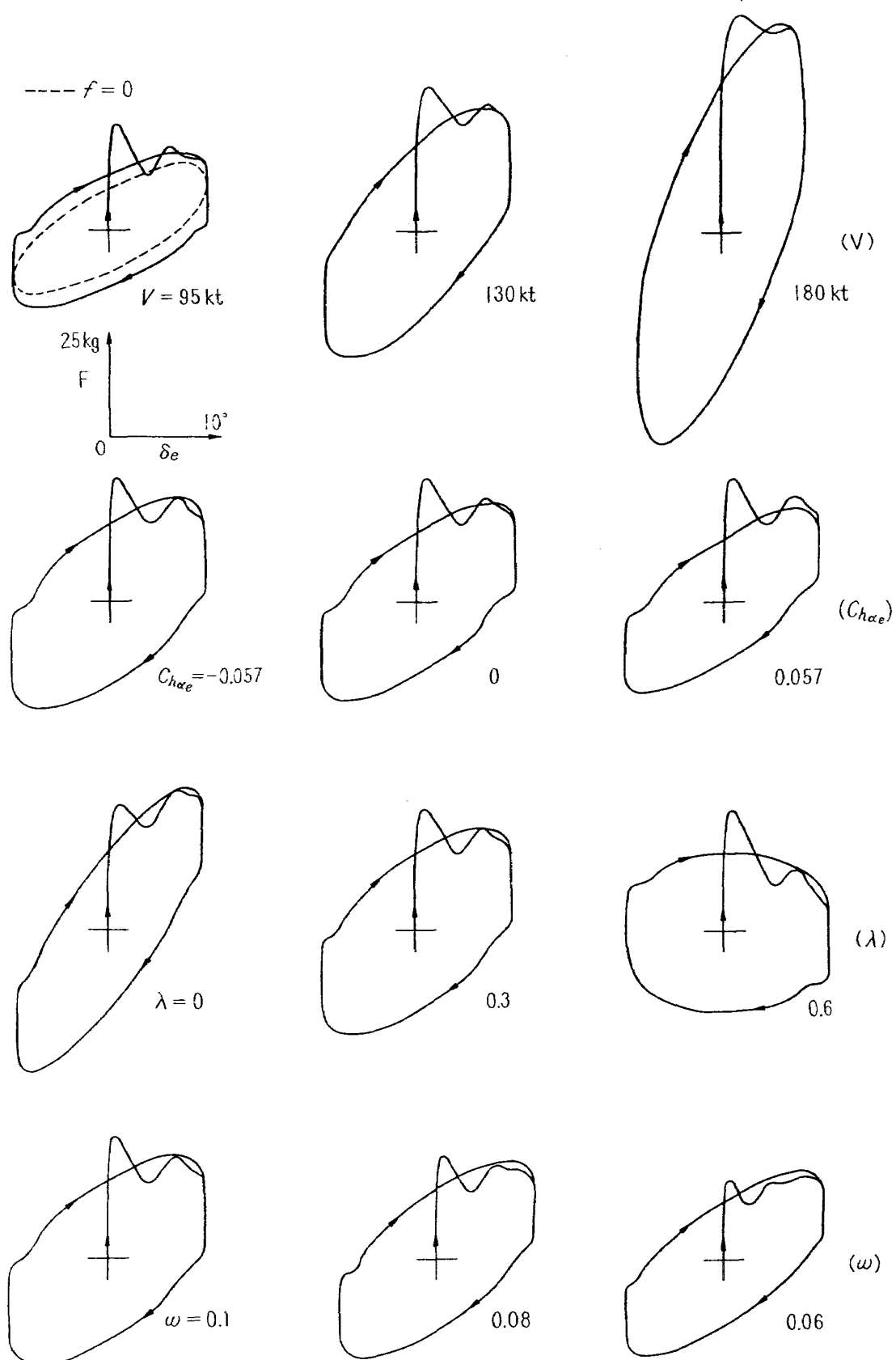


図6 線形パラメータによる操舵力図の変化（変化するパラメータ以外はすべて標準値）

(a) 正弦波操舵の場合 $X_p = \bar{X}_{p1} \sin \omega t$ ($\bar{X}_{p1} = 0.1\text{m}$)

この場合の時間応答の例を図5（9ページ）に示す。これは(11)式に示した、パラメータが標準値のときの時間応答である。パラメータによる操舵力図の変化を過渡応答も含めて図6に示す。ただし、 $\delta_f = 20^\circ$ である。重心位置によっては操舵力図はほとんど変化しない。同図の左上図に点線で示したのは $f = 0$ の場合であり、操舵力図は楕円である。

図6より、クーロン摩擦はその切り換え時点で微小な過渡振動を励起し、同時に全区間で操舵力を $f = 4\text{kg}$ 分だけ増減する以外、操舵力図になんら本質的影響を及ぼさないことが明らかである。

(b) 基本正弦波操舵に3倍波が重畳されている場合 $X_p = \bar{X}_{p1} \sin \omega t - (\bar{X}_{p1}/9) \sin 3\omega t$ ($\bar{X}_{p1} = 0.1\text{m}$) 操舵に高調波が含まれる場合として(4)式で $\bar{X}_{p2} = -\bar{X}_{p1}/9$ とした場合について検討する。

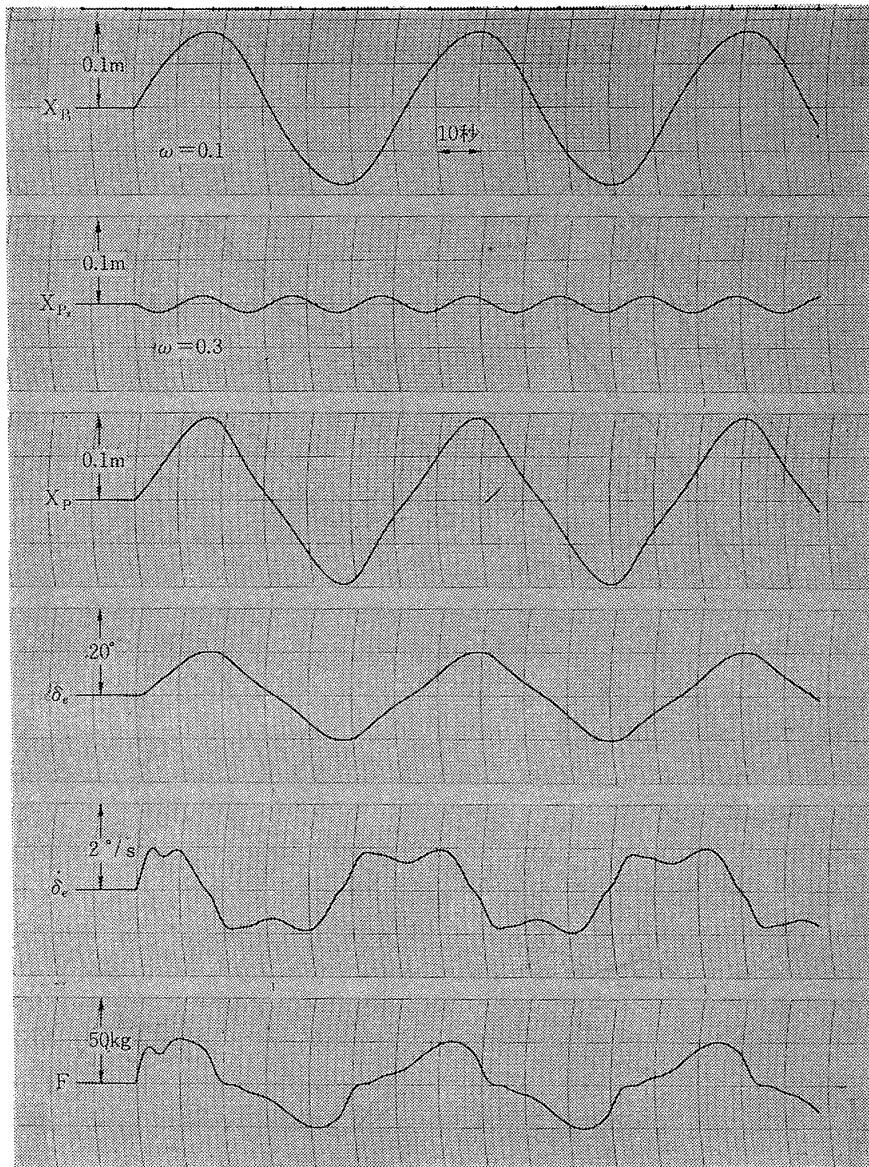


図7 3倍波を含む場合の応答

これは三角波をフーリエ展開しその第一次高調波（3倍波）までをとったものである。操舵としてこれを考慮するのは、①図2に示したように、当面の非線形現象を基本正弦波操舵に含まれる3倍程度の高調波に対する定常振動の重畳とみなすことができる。②図1の操舵波形が三角波状であるなどの理由による。時間応答を図7に操舵力図を図8に示す。図7において、 X_p ないしは δ_e 波形が図1(a)に示した飛行データのそれらときわめて類似している点、および δ_e 波形の歪みが注目される。図8において点線で示したのは、それぞれ基本波、3倍波単独操舵に対する応答で、実線で示したのが合成波に対するものである。パラメータの変化に対しては図6と同じ傾向を示す。なお、同じく3倍波を含む場合でも基本波と3倍波の位相関係が上記と異なるとき、また、純粹の三角波である場合の応答は図7、8に示したものと大きく異なってくる。

2.1.3 解析結果

(1) 線形パラメータの影響

線形パラメータを変化させたときの特性根の変化の様子は図4に示したとおりである。たとえば

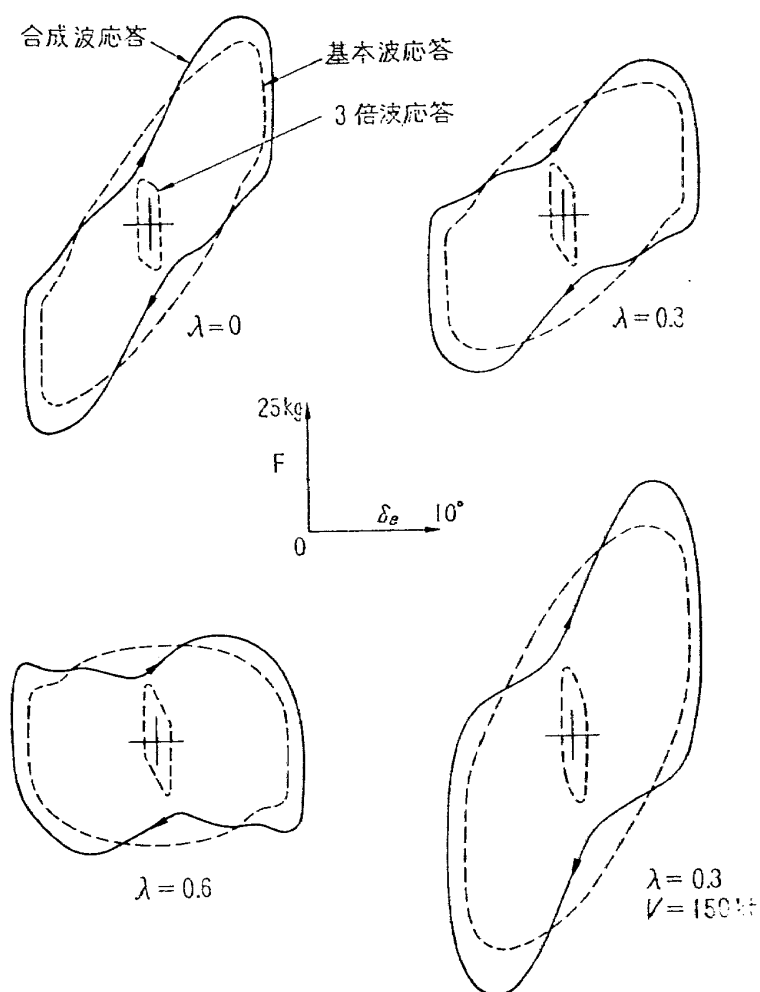


図8 3倍波を含む操舵に対する操舵力図

V の変化は(2)および(7)式より主として操舵系の剛性, したがってその固有振動数を

$$-C_{hae}(> 0) + (1/V^2)(2/\rho S c_e K G^2) \quad (12)$$

に従って変化させる。しかし, 図6に現われた V の変化による操舵力図の変化は, この特性根の変化に対応したものではなく, 定常特性すなわち伝達関数 $G(s)$ ((6)式)の周波数特性の変化による。パラメータが標準値のときのゲイン $|G|$ および位相 $\angle G$ を図9に示す。 V を大きくすると操舵力が増大するのは物理的に自明のことで, これは低周波域でのゲインの増加を意味する(矢印)。

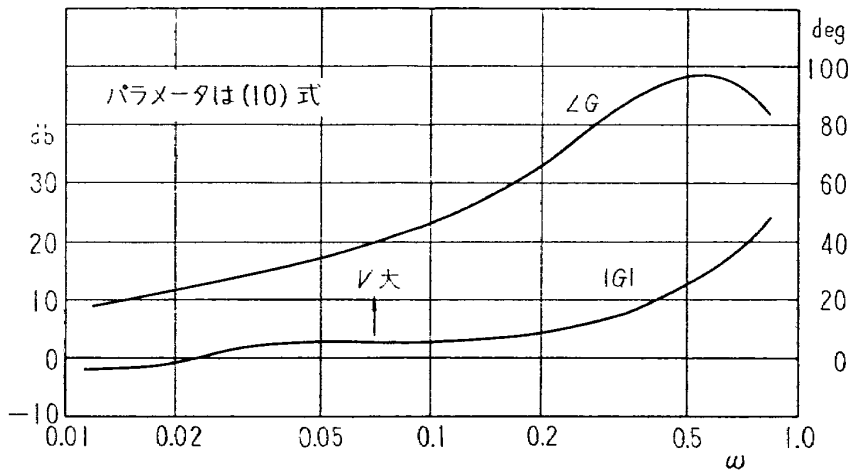


図9 周波数特性 ((6)式)

また, C_{hae} の変化は特性根にはほとんど影響しないにもかかわらず, 伝達関数の零点 (図4(c))を変化させる結果, δ_e 対 F の位相関係を変え操舵力図はかなり変化する。

(2) 非線形現象に関する考察

(a) 正弦波操舵の場合: 図6に示したように図1のような非線形現象は生じない。しかし, クーロン摩擦の存在により, 系の固有振動としてこのような非線形現象が生ずる可能性はある。アナログ計算機によりこうした現象が生ずる減衰比と固有振動数の種々の組合せについて調べた結果, それらが(13), (14)式に示す範囲に存在するとき非線形現象が生ずることがわかった。

$$\zeta \cong 0.1 \quad (13)$$

$$\omega = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} \cong \omega_n = (0.04 \sim 0.1) \times 3 \quad (14)$$

図4(a), (b)より, 解析モデルとしている機体の場合は,

$$\text{操舵系の根: } \zeta \cong 0.3, \omega_n \cong 0.6 \sim 1.2 \quad (15)$$

$$\text{短周期の根: } \zeta > 0.6, \omega_n \cong 0.03 \sim 0.05 \quad (16)$$

であり, パラメータの可変範囲内には(13), (14)式を満足する固有根は存在しない。両式を満足

する範囲を図4(a)に斜面で示した。

この範囲に固有根を存在させるには、操舵系のパラメータを大幅に変更する必要がある。たとえば、ケーブル剛性を0.15倍 ($K \rightarrow$ 大, 0.003m/kg) に、空力減衰を0.08倍にそれぞれ悪くし、かつクーロン摩擦を5倍 (20kg) にすると、 $\zeta \cong 0.05$, $\omega_n \cong 0.47$ になり、操舵力図も図10のように非線形現象を示すものとなる。これは操舵機構のいかんによっては、不満足な操舵力特性の生ずる可能性を示すものといえよう。しかし、このようなパラメータの変更、その結果として生じた操舵力の大きさ ($F_{\max} \cong 100\text{kg}$) は実際に即さないものであり、当面の機体については、非線形現象はこのような固有振動によるものではないと判定できる。

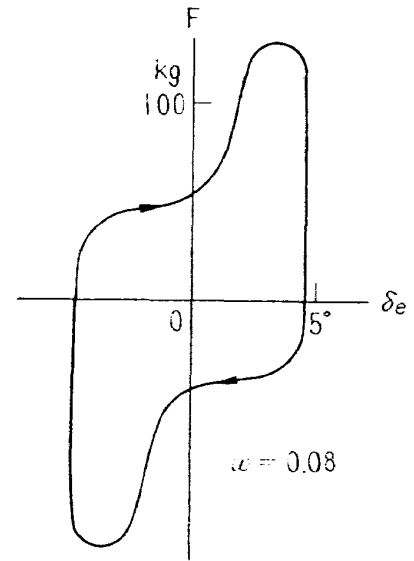


図10 固有振動による非線形現象の発生

(b) 操舵が3倍波を含む場合：図7、8に示したように3倍波に対応した定常振動の重畳により非線形現象が生じている。これは操舵系統が満足なものであっても、操舵のいかんによってはパイロットの誘導振動として非線形現象が生ずる可能性を示す。しかし、パイロットが3倍波を含むような操舵を行なう傾向があるかどうかは別の問題であり、これについては2.3節で検討する。なお3倍波の寄与の度合は $G(s)$ のゲイン特性による。たとえば、パラメータが標準値のとき、図9より $20\log(|G|\omega=0.3/|G|\omega=0.1)=4.5\text{db}$ であり、操舵振幅比に比べ3倍波の寄与は大きい。

2.2 非線形性を考慮した場合

2.2.1 空力的非線形性の導入

操舵系に非線形性を導入する。一般的には機械的なものと空力的なものの2種が考えられるが、前節のクーロン摩擦を含む系の解析結果より、当面の非線形現象は機械的なものではないと考えられる。したがって、ここではヒンジモーメント係数が空力的非線形性をもつ場合について検討する。ただし、以下述べる種々の非線形性の詳細な試験データはなく*、その妥当性については別に空気力学的立場から検討されなければならない。本節の解析は空力的非線形性を想定、導入して非線形現象の解明を計り、結果として空力的情報を推定しようとするものである。こうしたアプローチが可能なのが、シミュレーション解析の有効な一面であろう。

さてヒンジモーメント H_e は

$$H_e = C_{he}(\delta_e, \dot{\delta}_e, \alpha, \theta, d\epsilon/d\alpha, \dots) \quad (17)$$

*正弦波操舵の場合の線形係数の推定に関する文献としては、3)、4)などがある。

と一般的に表わされる。ここでは (17) 式を (1.3) 式と類似の (18) 式に見かけ上線形展開し、モーメント係数が (18)' 式のように一変数関数の非線形性をもつと仮定する。

$$H_e = C_{h\delta e} \delta_e + C_{h\dot{\delta}e} \dot{\delta}_e + C_{h\alpha e} \alpha_e \quad (18)^*$$

$$\left. \begin{aligned} C_{h\delta e} &= C_{h\delta e}(\delta_e) \\ C_{h\dot{\delta}e} &= C_{h\dot{\delta}e}(\alpha_e) \\ \dots\dots\dots \end{aligned} \right\} \quad (18)'$$

(18)' 式右辺の () 内の δ_e , α_e のような変数を非線形独立変数と呼ぶことにする。

以下、(18) 式のモーメント係数のうち、いずれか一つのみが非線形である単純な場合のシミュレーション例を述べる。ただし、非線形の大きさなど具体的数値は省略する。

2.2.2 アナログ計算機によるシミュレーション解析

アナログ計算機の非線形部分の回路を付図 1(b) に $C_{h\dot{\delta}e}(\alpha_e) \dot{\delta}_e$ の場合につき示す。なお、計算例はすべて線形パラメータが標準値の場合である。

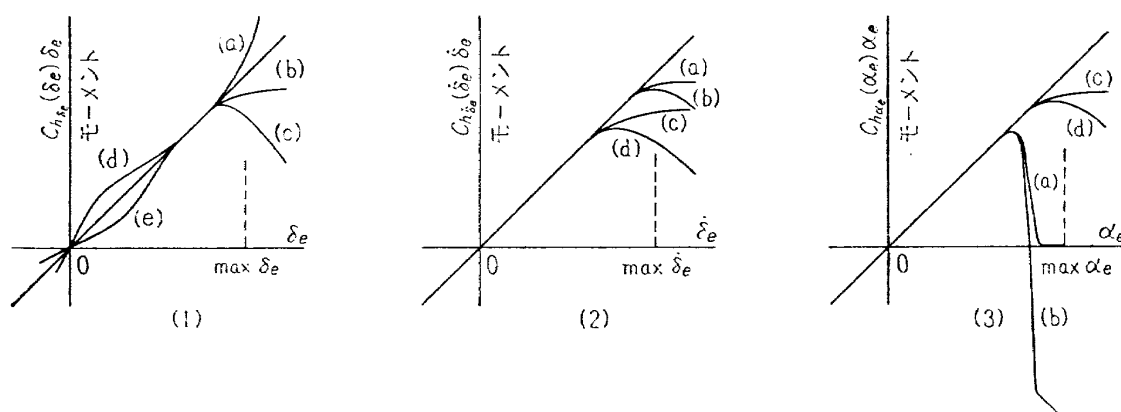


図11 非線形特性

(1) $C_{h\delta e}$ のみ非線形の場合

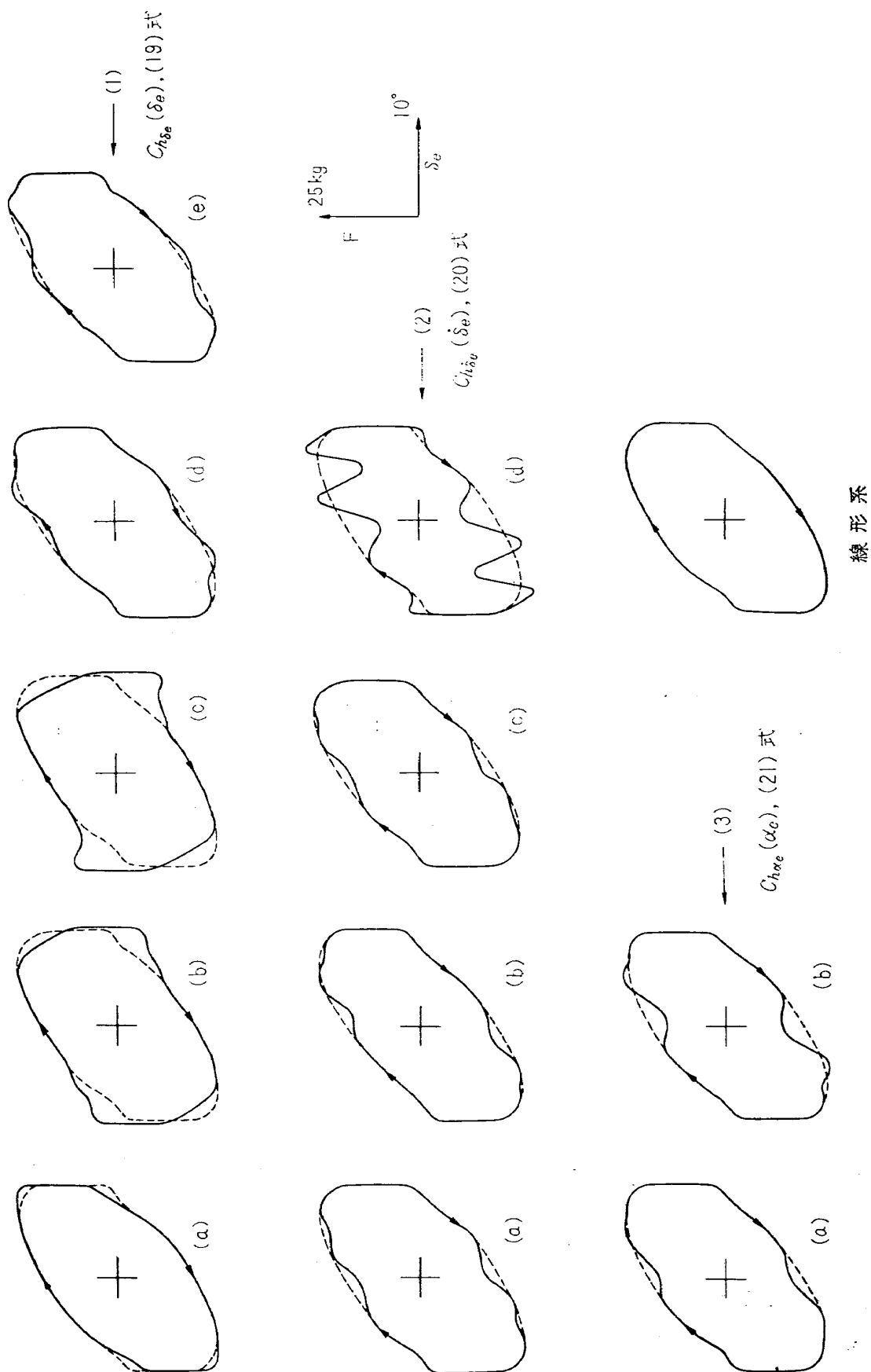
$C_{h\delta e}$ のみ非線形の場合として、 $C_{h\delta e}$ が δ_e の関数であるときのヒンジモーメントの式を (19) 式に示す。

$$H_e = \underline{C_{h\delta e}(\delta_e)} \delta_e + C_{h\dot{\delta}e} \dot{\delta}_e + C_{h\alpha e} \alpha_e \quad (19)$$

非線形項は第一項のアンダーラインを施した項である (以下同じ)。非線形 ヒンジモーメント $\underline{C_{h\delta e}(\delta_e)} \delta_e$ の形は 図11(1)(a)~(e)などが考えられる。(a)は舵角大なところで一般に現われる傾向であり⁵⁾, (b), (c)は失速を示す。また(e)は Frice-Aileron に似た傾向である⁶⁾。計算例を操舵力図で図12(1)(a)~(e)に示す。

(2) $C_{h\dot{\delta}e}$ のみ非線形の場合

*本節のみモーメント係数の符号は他節と異なる。

12図 種々の非線形性による操舵力図の変化 ($\omega=0.1$: 点線は線形の場合)

非線形独立変数が $\dot{\delta}_e$ の場合のヒンジモーメントの式を (20) 式に示す。

$$H_e = C_{h\delta e}\delta_e + C_{h\dot{\delta}e}(\dot{\delta}_e)\dot{\delta}_e + C_{hae}\alpha_e \quad (20)$$

考えられる非線形ヒンジモーメント $C_{h\dot{\delta}e}(\dot{\delta}_e)\dot{\delta}_e$ の形を図11(2)に、これら各々についての計算例を図12(2)(a)～(d)に示す。

(3) C_{hae} のみ非線形の場合

非線形独立変数が α_e の場合のヒンジモーメントの式を (21) 式に示す。

$$H_e = C_{h\delta e}\delta_e + C_{h\dot{\delta}e}\dot{\delta}_e + C_{hae}(\alpha_e)\alpha_e \quad (21)$$

この場合は図11(3)(a), (b)のように極端な非線形性を考えないと操舵力図にはなんら見るべき変化が生じない。計算例を図12(3)(a), (b)に示す。なおこの非線形性は (2) 式より吹き降り角の迎え角による変化 $d\varepsilon/d\alpha$, 機体運動 α , $\dot{\alpha}$, $\dot{\theta}$ に関係しており, (c), (d) 程度ではなんら影響がないことは, これらの操舵力に対する影響が小さいことを示している。

以上示した諸例は非線形モーメント係数の独立変数が, 係数の微分変数そのものである場合であった。しかし, 非線形独立変数として何を選ぶかは別の問題であり, したがって, 図11に示した各非線形性の独立変数 (横座標) を種々取り替えた場合の解析も当然必要である。ところが, 各変数間の位相関係を考慮すると, 上記の解析結果を, 非線形独立変数が他の量の場合に容易に適用できる。いま $\omega=0.1$, 0.06 の場合につき, 線形方程式解より各変数をベクトル表示すれば図13のようになり, $\omega=0.1$ のとき $\dot{\delta}_e$ と α_e は同位相である。したがって位相関係のみに関する限り, $\omega=0.1$

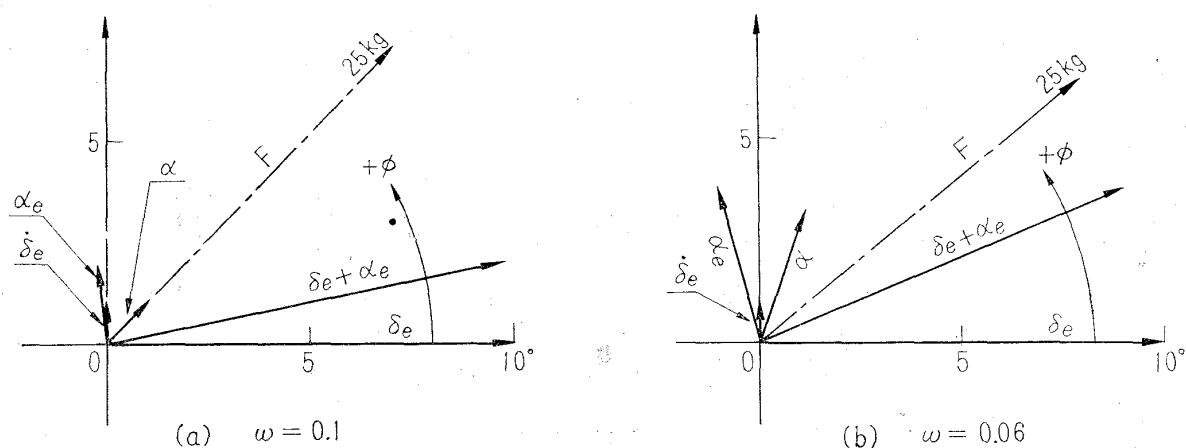


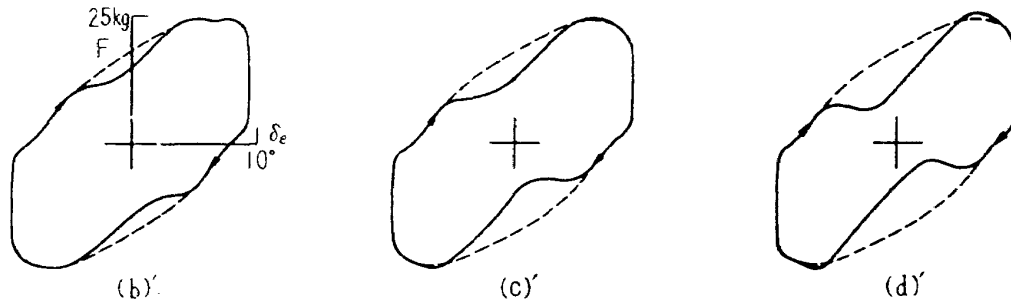
図13 各変数のベクトル表示 ($\dot{\delta}_e$: °/s)

の場合, たとえば (20), (21) 式をそれぞれ

$$H_e = C_{h\delta e}\delta_e + C_{h\dot{\delta}e}(\alpha_e)\dot{\delta}_e + C_{hae}\alpha_e \quad (20)'$$

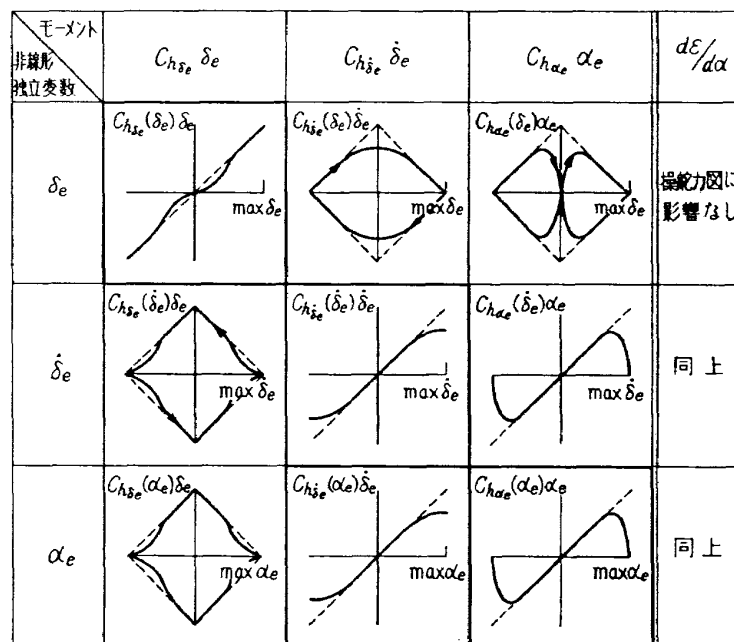
$$H_e = C_{h\delta e}\delta_e + C_{h\dot{\delta}e}\dot{\delta}_e + C_{hae}(\dot{\delta}_e)\alpha_e \quad (21)'$$

と各々の非線形独立変数を取り換え, かつ定性的に前と同じ非線形性を用いて同様の結果が生ずる

図14 $C_{h\delta e}(\alpha_e)$, (20)'式, による操舵力図

はずである。(20)'式に図11(2)の独立変数 δ_e を α_e に変更した非線形性を用いた計算結果を図14に示す。これは図12(2)と同じ性質のものであり、非線形現象が同様に現われているが、図12(2)(d)のような振動は発生しない。

さて非線形独立変数を取り換える際、位相関係のほかには各変数間の振幅の相対的大小が問題になるが、それ以前に図11の横座標に記した $\max \alpha_e$, $\max \delta_e$ といった値自体が問題である。 α_e についていえば、図13より $\omega=0.1$ では $\max \alpha_e=2^\circ$ であり、この程度の迎え角で失速などの非線形現象が生ずることは普通には考えられない。しかしこの値は(2)式で与えられたとおり、舵面まわりの流れを定常的な吹き降し角変化 $d\epsilon/d\alpha$ で表わした場合の結果であり、実際にはプロペラのスリップ・ストリームによる吹き降し流も存在する⁷⁾。しかもこの流れは一般に非定常流であり、かつスパン方向に一様でないため、舵面が部分的に失速することは十分考えられる。このような観点により以上の解析を行なった。図1(b)と類似の非線形現象は図12(1)の一部を除きすべての場合に生じている。

図15 非線形現象を生ずる空力非線形性のモデル化 ($\omega=0.1$)

2.2.3 解析結果

図15に示したのは、 $\omega=0.1$ の場合、図1(b)と類似の操舵力図を生ずる典型的な非線形性を、図13(a)の位相関係を考慮してその非線形独立変数を種々変えた場分の非線形モーメント・パターンであり、縦列の三つのモーメントは操舵力特性に関し同じ効果を持つ。たとえば中央列の三つは同じ非線形効果をもつ減衰モーメントを、上から順にそれぞれ非線形独立変数が δ_e , $\dot{\delta}_e$, α_e の場合に付き求めたものである。2.2.2 で示した計算例は図中太ワクで囲んだものである。

以上示した非線形解析例は、非線形係数が一変数関数でかつ一つのモーメント係数に限られた場合である。実際には非線形係数が二つ以上、たとえば、

$$H_e = C_{h\delta e}(\delta_e)\delta_e + C_{h\dot{\delta}e}(\dot{\delta}_e)\dot{\delta}_e + C_{h\alpha e}\alpha_e \quad (22)$$

であるとか、非線形係数が多変数関数、たとえば

$$C_{h\alpha e} = C_{h\alpha e}(\alpha_e, \delta_e) \quad (23)$$

などという場合が考えられる。(図15のうち $C_{h\dot{\delta}e}(\delta_e)$, $C_{h\alpha e}(\delta_e)$ などは事実上二変数関数である。)

(22), (23) 式などに基づく解析を試みるのも無意味ではない。しかし、次節で述べるように定性的には(22) 式の場合の非線形効果はほぼ(19), (20) 式の場合のそれらの重ね合わせになり、別途の解析は不要と考えられる。一方(23) 式の場合は解析が一層複雑になり、具体的な空力データがない限り有効な解析は行ないがたい。

2.3 可動模擬操縦席によるシミュレーション

本節では可動模擬操縦席(以下 C/P と略記)を用いて実際に操舵を行ない、下記2点について検討する。

(a) 2.1 節で操舵に3倍高調波が含まれる場合非線形現象が生じた。これに関連しパイロットの操舵傾向を把握する。

(b) 2.2 節での空力非線形性による非線形現象を再現する。

2.3.1 シミュレーション

運動方程式は(1) 式を実時間に関するものに変換する(以下本節では時間はすべて実時間である)。

付図2に C/P の操舵力付加機構の系統図、周波数特性を示す^{8), 9)}。系統図のうち二重ワクで囲んだ部分がアナログ計算機(以下 A/C と略記)の計算回路であり、その静的ゲインを $K_{A/C}$ として操舵力伝達特性を求めると近似的に(A) 式の形になる。操舵力は概念的には

$$A/C : X_p(C/P) \rightarrow (1) \text{式} \rightarrow F(A/C)$$

$$C/P : F(A/C) \rightarrow (A) \text{式} \rightarrow F(\text{パイロット})$$

の系統をたどりパイロットに伝えられる。

さて、A/C, C/P を結合してのシミュレーション上、下記二点について若干の検討を要する。

(a) 付図2に示した C/P の操舵力伝達特性

(b) A/C での操舵系運動方程式：(1.3,4)式

(a)について：通常の機体運動のシミュレーションでは理想的と考えてさしつかえないが、操舵関係特に人力操舵のそのシミュレーションでは問題となる。まず周波数特性が $\omega > 10 \text{ rad/s}$ で悪化する。しかし目下考える周波数範囲が3倍波を含めて $\omega \leq 1 \sim 10 \text{ rad/s}$ ($V=110 \text{ kt}$, (5)'式参照) であるので、この点は一応問題にならない。図中点線で示したのは、(6)式で示した機体一操舵系の周波数特性(図9)を実時間の ω に関し書き直したものである。問題は系統図中結合部 K_L で示した機械的機構である。すなわち、実測してみると C/P にはケーブルの伸びおよびクーロン摩擦がだいたい実機と同程度の大きさで存在している。

(b)について：したがって A/C での計算式(1.3)式右辺のクーロン摩擦 f を除き、かつケーブルの伸びを表わす(1.4)式をはぶいてシミュレーションを行なうのが妥当である。なお A/C 側に(1.4)式も含めた場合は、上記ケーブルの伸びに関し不適當であるほかに、パイロットが手離しをしても常に Stick-Fix の状態をシミュレートすることになる点注意が必要である。これらのことから(1.4)式を含めるのは二重の意味で不適當である。

以上の考察に基づき A/C での計算式を(24), (25)式に示す。時間は実時間である。

$$\frac{W}{g} V(\ddot{\theta} - \ddot{\alpha}) + \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(C_{za} \alpha + C_{za} \frac{c}{2V} \dot{\alpha} + C_{zq} \frac{c}{2V} \dot{\theta} \right) = 0 \quad (24.1)$$

$$I_x \ddot{\theta} - \frac{1}{2} \rho V^2 S c \left(C_{ma} \alpha + C_{ma} \frac{c}{2V} \dot{\alpha} + C_{mq} \frac{c}{2V} \dot{\theta} + C_{m\delta e} \delta_e + C_{m\dot{\delta} e} \frac{c}{2V} \dot{\delta}_e \right) = 0 \quad (24.2)$$

$$I_{lev} \ddot{\delta}_e - \frac{1}{2} \rho V^2 S c c_e \left(C_{h\delta e} \delta_e + C_{h\dot{\delta} e} \frac{c}{2V} \dot{\delta}_e + C_{h\alpha e} \alpha_e \right) = \frac{F}{G} \quad (24.3)$$

ただし

$$\alpha_e = (1 - d\varepsilon/d\alpha) \alpha + (l_e/V) (d\varepsilon/d\alpha \cdot \dot{\alpha} + \dot{\theta}) \quad (25)$$

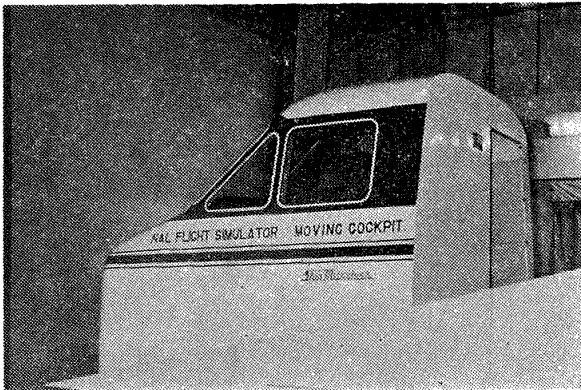
である。

演算ブロックのうち付図1(a)と異なる部分、すなわち(24.3)式の演算ブロック図のみを付図1(c)に示す。この回路は基本的には微分回路で、もちろん不完全微分であるが、考えている周波数範囲では十分満足な動作をするように時定数を選んである。なお、図には示していないが、増幅された高周波成分を除去するため、信号 $\dot{\delta}_e$, $\ddot{\delta}_e$ は低域フィルターを通して用いる。

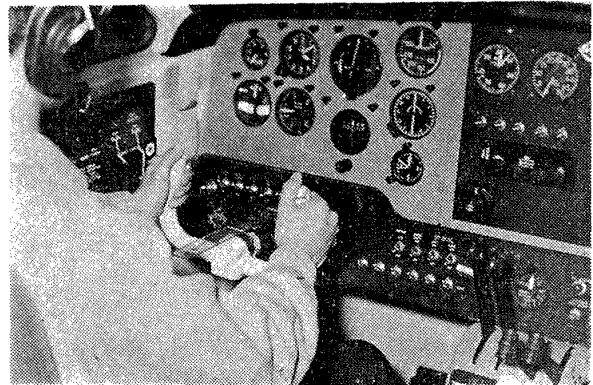
実在の物理系では(24.3)式は強制力 F による δ_e の励振運動と解釈されるが、付図1(c)に示したとおり、シミュレーションとしては $\ddot{\delta}_e$, $\dot{\delta}_e$ などにより操舵力 F が発生すると考える。すなわち、(24.3)式はもはや振動方程式ではなく単に加算演算を表わす。この見地から前節で述べた非線形性の影響を直観的に理解することができる。(18)式を導くにあたり見かけ上線形化と言った

のもこのゆえで、操舵力 F は慣性力、減衰力などの線形結合であると解釈される。

C/P での操舵実験にあっては操舵力の付加はもちろんであるが、パイロットに対するその他の情報として (i) C/P 本体駆動による機体運動, (ii) 模擬視界による水平線の移動, (iii) 昇降計, の三つを与えた。また操舵振幅が目下の問題には本質的な影響を及ぼす点を考慮し、操縦桿に平行に $\pm 10\text{cm}$ の目印を付したもののさしを取りつけた。図16(a)に C/P 外観, (b)に内部を示す。



(a) 操縦席外観



(b) 操縦席内部

図16 模擬操縦席装置

2.3.2 シミュレーション結果

実際に操舵を行なう前に (24) 式によるシミュレーションの妥当性をみることにする。図 1 (b)の飛行データ δ_e を調和解析すると次式を得る。

$$\begin{aligned} \delta_e \cong & 10\cos\omega t + 0.68\cos 2\omega t + 0.48\cos 3\omega t - 0.16\cos 4\omega t - 0.34\cos 5\omega t \\ & - \sin\omega t + 0.13\sin 2\omega t + 0.11\sin 3\omega t + 0.07\sin 4\omega t - 0.07\sin 5\omega t \end{aligned} \quad (26)$$

ここに $\omega = 2.6\text{rad/s}$, 振幅の単位は「度」である。これを (24) 式に用いた場合の時間応答を図17 (a)に、操舵力図を(b)示す。(26) 式では3倍波の振幅が相対的に大きいとは言えないが、図17(a)において δ_e , $\dot{\delta}_e$ の波形が 図 7 に示した基本波に3倍波が加わった場合のそれらときわめて類似していることがわかる。同時に非線形現象は図 7 および図17(a)の場合とも δ_e の中立点近傍における波形の歪したがって復元モーメントの歪み, および $\dot{\delta}_e$ 最大したがって減衰モーメントの最大値近傍における減少などにより生じていることが明らかである。これは前述のとおり操舵力は復元力などの線形結合と解釈することから言えることである。一方これらの波形の歪みを 2.2 節の非線形性に結びつけば、それぞれ図11(1)(e)および(2), すなわち図15に示したものに対応する。ただし両非線形性が操舵力図に与える影響は、図12に示したように両者とも非線形現象を発生させるが、若干異なっている。

以上により当面の現象はそれを非線形現象とするならば (22) 式に示したような非線形係数が二つ以上の場合と考えられる。

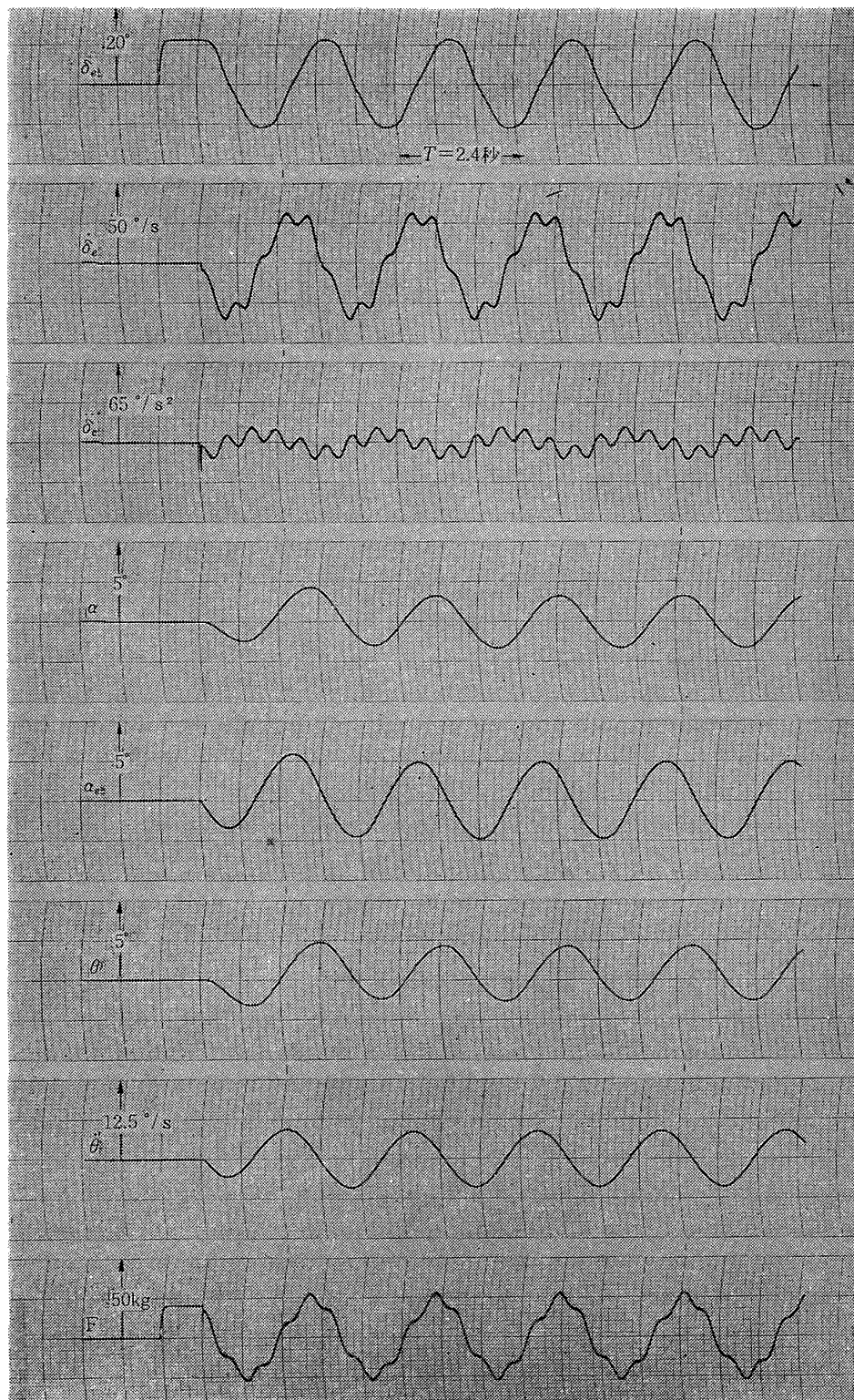


図17(a) 調和解析により得た応答

次に、実際に操舵を行なったシミュレーション結果の一例を図18, 19および図20に示す。図18および図20(a)は線形の場合の時間応答とその操舵力図である。図18の操舵波形を見ると、まず正確な正弦波状操舵は不可能であることがわかる。しかし非線形現象を誘発するような3倍波などの高調波は含まれていない。これについては被験者（パイロット）数名について同様の操舵試験を行ない、すべて図18と同傾向の結果を得た。また、操舵速度 $\dot{\delta}_e$ の波形が δ_e , α_e に比べ正弦波から大きく異なり、ピークを持たないならかな波形であることは、非線形独立変数として $\dot{\delta}_e$ をとることに対し否定的な材料である。

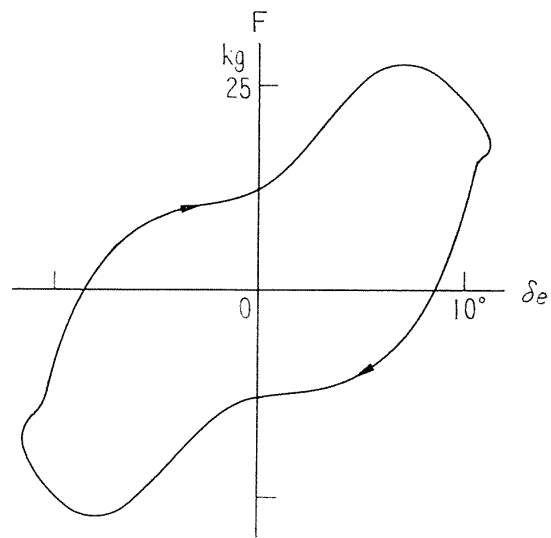


図17(b) 調和解析により得た応答の操舵力図

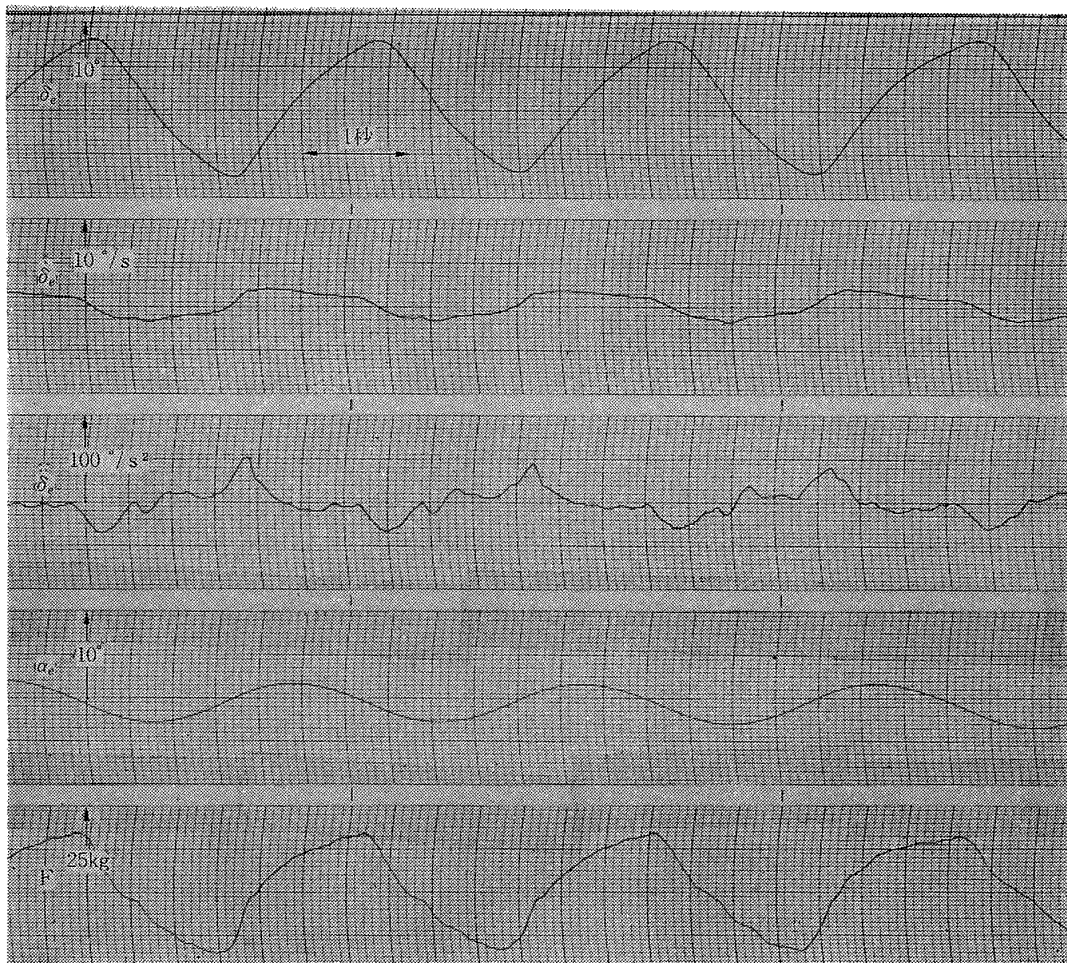


図18 パイロットによる操舵（線形）

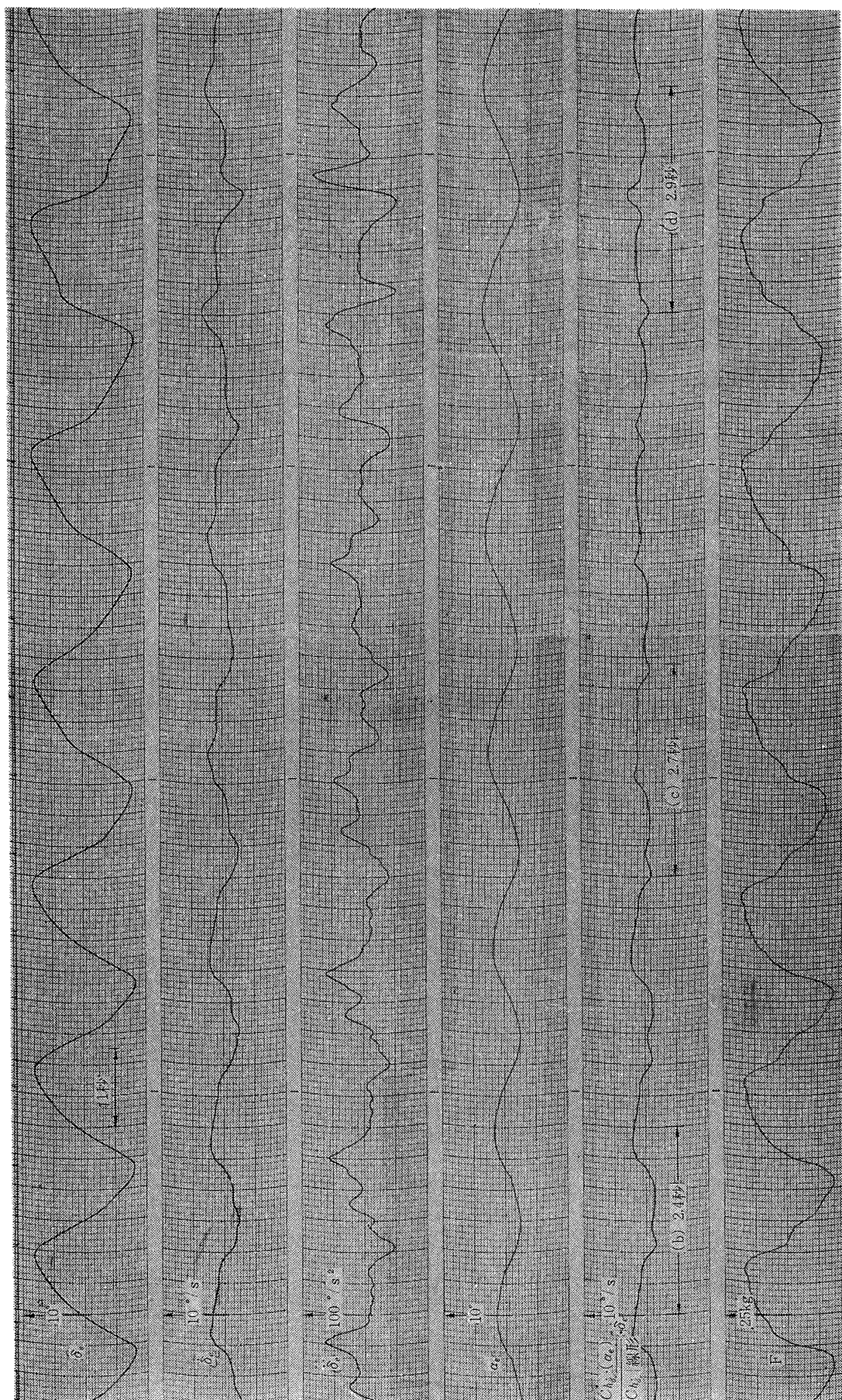


図19 パイロットによる操舵（非線形）

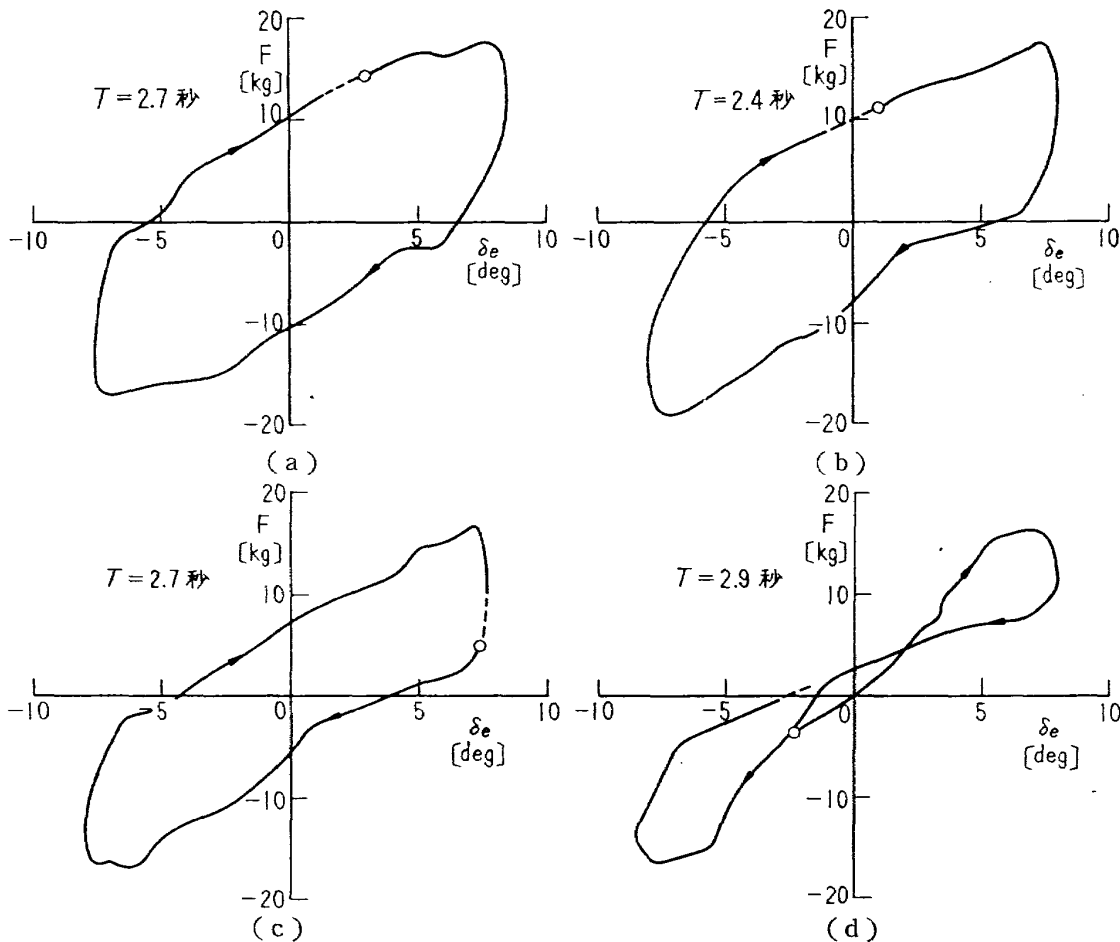


図20 パイロットによる操舵力図

図19および図20(b), (c), (d)は(20)'式の非線形性を導入したときの時間応答とそれに対応した操舵力図である(図14参照)。(b), (c), (d)ともに α_e による $C_{hi\alpha}$ の失速は $\alpha_e > 2^\circ$ でおこるよう同一の非線形性を設定したもので、操舵周期が異なる。これらすべてに非線形現象が生じているが、操舵周期の大小により非線形効果はかなり相違している。この差違は言うまでもなく操舵周期の大小により、ほぼ正弦波状である非線形独立変数 α_e の振幅が異なっているためである。(d)の場合は操舵を続行することはきわめて困難であった。

なお、図20(b)~(d)は(a)と比較して非線形現象の発生は明らかであるが、図1(b)に示したような衝撃的なものとはなっていない。この理由は、図20(b)~(d)のシミュレーションで仮定した非線形性が比較的なだらかな失速特性であったからであり、失速レートを変えると非線形現象の生じかたは異なってくる。

3. 結 論

以上のシミュレーションを含めた解析により明らかになったことは次のとおりである。

(1) 一般的な操舵力特性として、線形パラメータによる操舵力図の変化の模様を明らかにした。

(図6参照)。

(2) 非線形操舵力現象に関し

(a) 操舵系にクーロン摩擦があるとき、減衰のきわめて悪い力学系の場合にのみ固有振動として生ずる可能性がある(図10参照)。

(b) 操舵系が理想的な場合でも理論上は操舵に対する定常振動として生ずる可能性があるが、実際上はパイロットが非線形現象を誘発するような操舵を行なうとは考えられない(図18, 20(a)参照)。

(c) 操舵系が空力的非線形力学系であるとき生ずる。その場合の各種非線形性の影響につき明らかにした(図12, 15参照)。

(3) 特に図1に示した機体の場合、非線形現象の発生、伝達過程は次のように考えられる。まずパイロットが正弦波状に操舵を試みると、舵面に働く空力非線形性(復元モーメントおよび減衰モーメントの非線形性, 図7, 17(a)参照)により非線形操舵力が生ずる。この非線形操舵力はケーブル、操縦桿を通してパイロットに伝達され、その結果パイロットの操舵波形も乱れ、非線形現象をいっそう顕著にする。この時点での操舵波形はあたかも基本正弦波操舵に3倍波が重畳されたような波形となる。

あ と が き

本解析にあたり日本航空機製造株式会社技術部次長および多くの方々に多大のご教示をしていただいた。また、当所計測部樋口部長、村上技官に種々のご指導をいただき、人間工学研究室のご協力をいただいた。深く感謝いたします。

文 献

- 1) C. D. Perkins & R. E. Hage; Airplane performance, Stability and Control (1949) pp. 274-281, John Wiley & Sons INC.
- 2) 松浦陽恵他; 汎用飛行シミュレータ設備の計画と構造, 航技研報告 TR-70 (1965)
- 3) C. S. Sinnott; Hinge Moment Derivatives for an Oscillatory Control, ARC R & M 2923 (1955)
- 4) W. P. Jones; Wind Tunnel Interference Effect on Measurement of Aerodynamic Coefficients for Oscillating Airfoils, ARC R & M 2786 (1958)
- 5) U. S. A. F.; Stability and Control Datam
- 6) B. Etkin; Dynamics of Flight (1958) pp. 34-37, 90, John Wiley & Sons, INC.
- 7) 1) pp. 231-242
- 8) 2) pp. 97-101
- 9) 小林信夫; Flow Control Servo Valve による Force Control について, 第7回自動制御連合講演会前刷 (1964)

付表および付図

付表1 機体定数および空力係数他

機体定数他

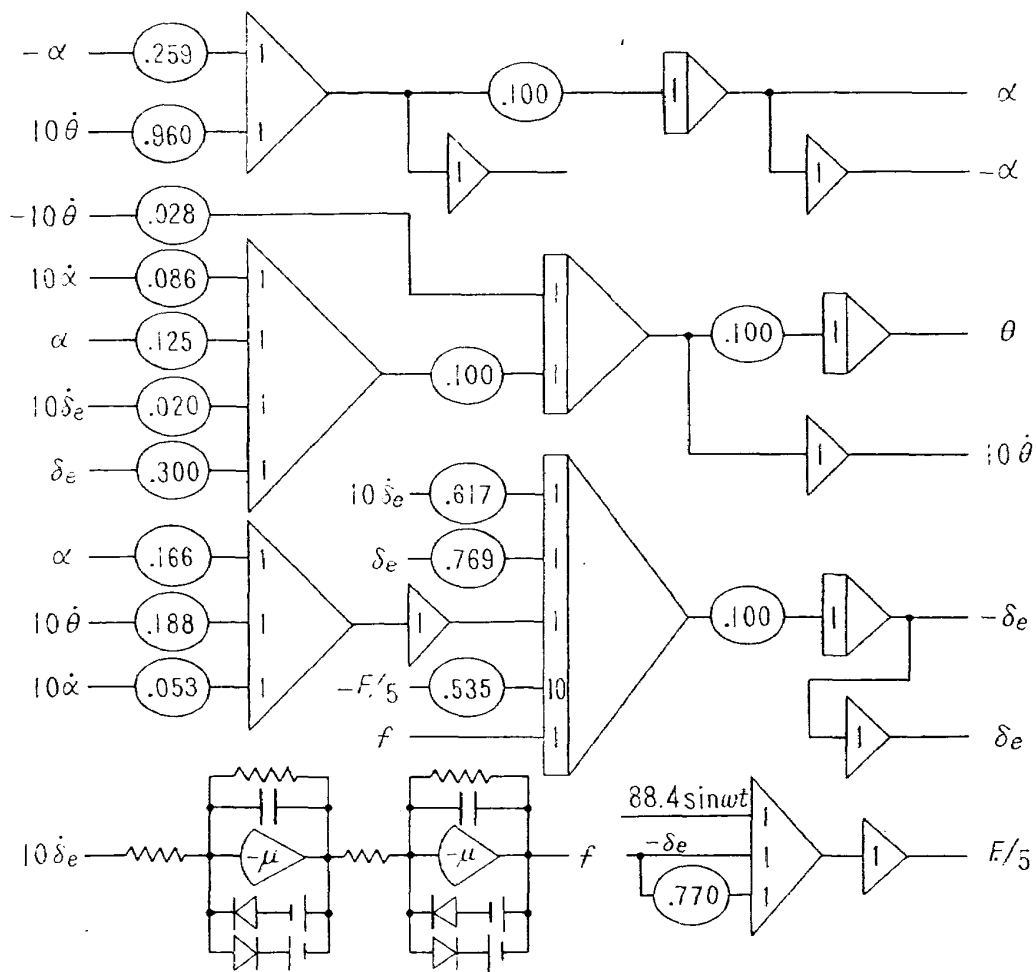
記号	数値
c	3.204m
c_e	0.557m
f	4kg
g	9.8m/s ²
G	1.83 l/m
I_Y	53,670kg・m・s ²
I_{elev}	0.29×2kg・m・s ²
K	0.00043m/kg
l_c	12.966m
S	94.8m ²
S_e	2.67×2m ²
W	22,800kg
ρ	0.125kg・s ² /m ⁴

空力係数

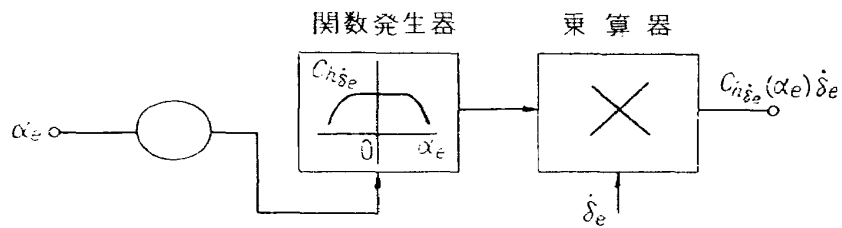
δ_f	0°	20°	40°
C_{mq}	-34.8	-30.8	-29.0
$C_{m\alpha} _{h=-.25}$	-1.87	-1.38	-1.03
$C_{m\alpha}$	-9.50	-9.52	-9.31
C_{zq}	-8.64	-7.65	-7.20
$C_{z\alpha}$	-5.68	-6.42	-6.59
$C_{z\alpha}$	-2.36	-2.36	-2.31
$d\varepsilon/d\alpha$	0.154	0.282	0.351

$$\left. \begin{aligned}
 C_{h\delta e} &= -0.172 \\
 C_{h\delta e} &= -0.823 \\
 C_{h\delta t} &= -0.258 \\
 C_{h\delta t} &= -0.213
 \end{aligned} \right\} \lambda=0$$

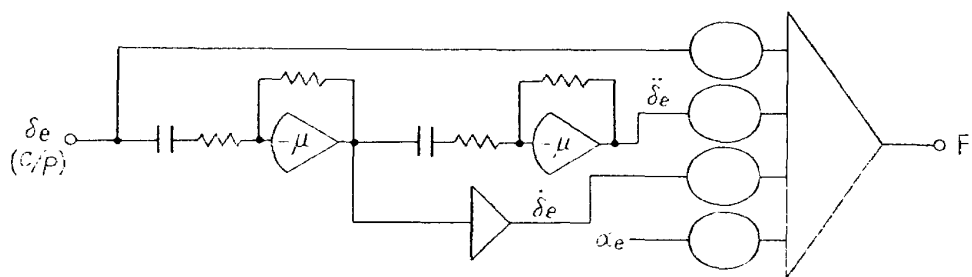
$$\begin{aligned}
 C_{m\delta e} &= -1.645 \\
 C_{m\delta e} &= -1.800
 \end{aligned}$$



(a) (11)式の演算ブロック図

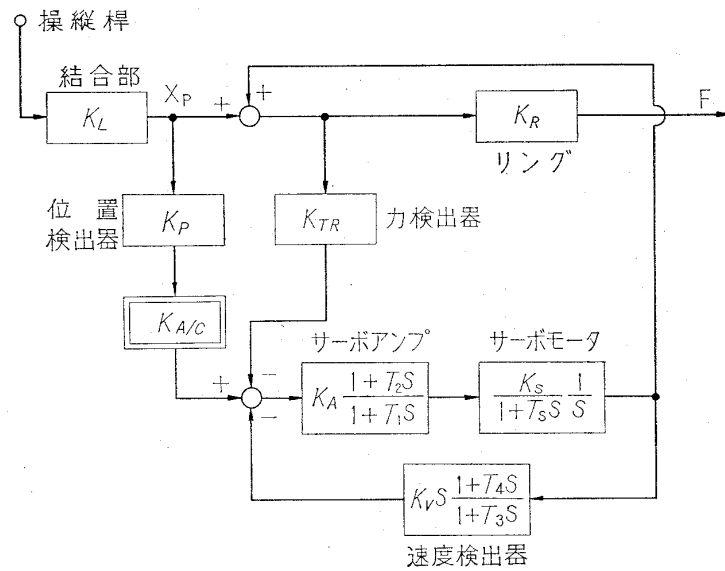


(b) 非線形モーメントの発生

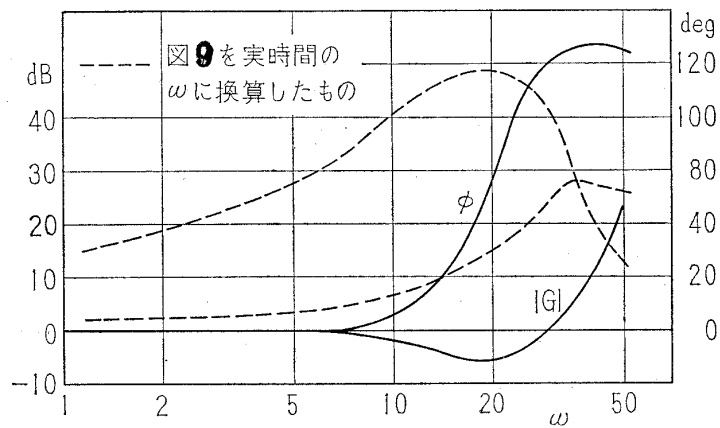


(c) C/Pシミュレーション ((24.3)式) のための演算ブロック図

付図1 演算ブロック図



$$\frac{F}{X_p}(s) \cong K_R \frac{(s+a')(s^2+2\zeta'\omega'_n s + \omega'^2_n)}{(s+a)(s^2+2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)} \quad (A)$$



付図2 模擬操縦席装置：操舵力付加機構の系統図および周波数特性

<p>NAL TM-78 航空宇宙技術研究所 昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析</p> <p>1966年3月 29ページ</p>	<p>I. 堀川勇壮 森 幹彦 中野佳直</p> <p>II. NAL TM-78 III. 629.13.014</p>	<p>NAL TM-78 航空宇宙技術研究所 昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析</p> <p>1966年3月 29ページ</p>	<p>I. 堀川勇壮 森 幹彦 中野佳直</p> <p>II. NAL TM-78 III. 629.13.014</p>
<p>昇降舵操縦桿を正弦波状に操舵する場合について、操縦系統、操舵翼面に働く空力諸特性が舵角—操舵力特性に与える影響を、当所の飛行シミュレータを用いて検討した。特に、操舵力こう配の急変を伴う非線形操舵力現象についてシミュレーション解析を行ない、そうした現象の発生する種々の要因を明らかにした。</p>		<p>昇降舵操縦桿を正弦波状に操舵する場合について、操縦系統、操舵翼面に働く空力諸特性が舵角—操舵力特性に与える影響を、当所の飛行シミュレータを用いて検討した。特に、操舵力こう配の急変を伴う非線形操舵力現象についてシミュレーション解析を行ない、そうした現象の発生する種々の要因を明らかにした。</p>	
<p>NAL TM-78 航空宇宙技術研究所 昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析</p> <p>1966年3月 29ページ</p>	<p>I. 堀川勇壮 森 幹彦 中野佳直</p> <p>II. NAL TM-78 III. 629.13.014</p>	<p>NAL TM-78 航空宇宙技術研究所 昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析</p> <p>1966年3月 29ページ</p>	<p>I. 堀川勇壮 森 幹彦 中野佳直</p> <p>II. NAL TM-78 III. 629.13.014</p>
<p>昇降舵操縦桿を正弦波状に操舵する場合について、操縦系統、操舵翼面に働く空力諸特性が舵角—操舵力特性に与える影響を、当所の飛行シミュレータを用いて検討した。特に、操舵力こう配の急変を伴う非線形操舵力現象についてシミュレーション解析を行ない、そうした現象の発生する種々の要因を明らかにした。</p>		<p>昇降舵操縦桿を正弦波状に操舵する場合について、操縦系統、操舵翼面に働く空力諸特性が舵角—操舵力特性に与える影響を、当所の飛行シミュレータを用いて検討した。特に、操舵力こう配の急変を伴う非線形操舵力現象についてシミュレーション解析を行ない、そうした現象の発生する種々の要因を明らかにした。</p>	

TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡鎌田一男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	井井映夫, 田幸武
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	中井日出夫, 高島明史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム—数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	泉谷亘利, 近藤洋
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	板垣芳雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年5月	坂元思無邪, 光山敏雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年5月	河崎俊夫, 谷
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年7月	石田誠, 河野哲雄
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年7月	曾我男
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	近藤博, 増田惣平
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年9月	原亘利, 高島明夫
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年9月	関根英夫, 中
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年9月	戸川保子, 矢沢健司
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年10月	広末健雄, 田村征一
TM-66	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年10月	塚野雄四郎, 能村
TM-67	可動アイアンバードの構造および機能	1965年10月	別府信宏, 江川幸一
TM-68	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年10月	飯田宗四郎
TM-69	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪
TM-70	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1965年11月	光山敏雄, 宮地敏雄
TM-71	高マッハ数風洞の消音装置について	1965年12月	武内澄夫, 堀内正司
TM-72	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1965年12月	星谷昌二, 計測部
TM-73	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1965年12月	斎藤隆, 石黒登美子
TM-74		1965年12月	中村浩子, 田寺木一
TM-75		1966年1月	機体第一部, 泉日出夫
TM-76		1966年2月	原動機部, 宮地敏雄
TM-77		1966年2月	戸川隼人, 清水福寿
		1966年2月	吉永崇一
		1966年3月	小川敏一
			田畑浄治, 桜井善雄
			三浦雅男

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料78号

昭和41年3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)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10