

UDC 629. 735

航空宇宙技術研究所資料

TM-87

極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析

池谷光栄・畑山茂樹

1966年 8 月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

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	小橋安次郎, 宮 沢 政 文
FM-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	河 崎 俊 夫, 竹 内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛 田 健 二, 高 橋 宏 義
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	榎 並 敬 之, 山 本 稀 義
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	長 洲 秀 夫
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	毛 利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年 6 月	高 木 廣 治, 斎 藤 秀 夫 石 原 久 蔵
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	石 井 孝 雄
TM-40	国産中型輸送機 Y S-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹 内 和 之, 川 島 矩 郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田 畑 淨 治, 大 坪 孔 治 滝 沢 実 次
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古 関 昌 次, 田 寺 木 一 泉 日 出 夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験結果	1964年12月	大 塚 貞 吉, 鈴 木 邦 男 松 本 宏, 石 井 浅 五 郎 広 木 和 強, 山 中 国 雅 俊 竹 内 和 治, 藤 枝 郭 俊 一 幸 尾 治 朗, 岡 遠 一
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
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	
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年 2 月	平 木 一, 橋 本 登 崇 林 二 識, 吉 永 崇 山 口 富 夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年 2 月	幸 尾 治 朗, 岡 遠 一 照 井 祐 之, 岡 鎌 田 幸 男 中 井 暎 一, 塙 武 敏
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	泉 日 出 夫, 高 島 一 明 原 亘 利, 近 藤 洋 史 板 垣 芳 雄
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年 5 月	
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	
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年 5 月	武 藤 洋 治 郎, 池 田 為 治 坂 元 思 無 邪, 光 山 敏 雄 河 崎 俊 夫, 谷 喬
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	
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 7 月	石 田 誠, 河 野 哲 雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年 7 月	曾 我 国 男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年 8 月	斎 藤 秀 夫, 木 村 友 昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取り入口の実験 (I)	1965年 9 月	近 藤 博, 増 田 惣 平
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 9 月	原 亘 利, 高 島 一 明 関 根 英 夫, 中 正 夫 戸 川 保 子, 矢 沢 健 司 広 末 健 一, 能 村 征 一 塚 野 雄 吉, 能 村 一 実 佐 野 四 郎, 能 村 一 実 別 府 信 宏
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年 9 月	
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江 川 幸 一
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10月	飯 田 宗 四 郎
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10月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪 光 山 敏 雄
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11月	武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎 藤 隆 二, 堀 内 正 司 村 浩 子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機 体 第 一 部, 計 測 部 原 動 機 部
TM-72	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12月	戸 川 隼 人, 石 黒 登 美 子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年 1 月	田 寺 木 一, 泉 日 出 夫

極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析*

池谷 光栄** ・ 畑山 茂樹**

緒 言

特性解析を行なった姿勢制御装置は極小型超音速機に使用されるものであって、その動作目的は、実機が高高度をロケット推進により加速、以後滑空する間、機体を常時水平直線状態に保持せしめることである。本姿勢制御装置は高度保持および方位角保持の二姿勢制御系より構成されており、とくに方位角保持系では、姿勢制御装置は方位角のみを制御、機体にロール角運動のダンピング特性を持たせることによって、姿勢制御装置構成の簡単化が図られている。

姿勢制御装置を含む姿勢制御系の特性は、汎用飛行シミュレータ設備を使用して、線形近似によりあるいはシミュレーション実験的に解析し、実用上の諸問題点の検討を行なった。なおそのために必要な、機体特性、姿勢制御装置構成要素各単体特性および姿勢制御装置高度保持、方位角保持各系統の特性はあらかじめ解析的にあるいは実験的に求めた。

その結果、構成要素の各単体特性にはかなりの非線形性が認められ、とくにサーボアクチュエータのヒステリシスおよび不感帯特性が顕著であって、その効果が姿勢制御系（姿勢制御装置を搭載した極小型超音速機の系）に大きな影響を与えていることが明らかになった。その影響は方位角保持姿勢制御系において著しく、とくに微少入力時の応答特性に問題があり、その原因を明確にして制御系の特性を改善する必要が認められた。

以下第Ⅰ部においては全般にわたる特性解析およびシミュレーション実験の結果について、また第Ⅱ部においては方位角保持姿勢制御の特性が不十分である原因を明らかにするとともに、性能改善方策について述べる。

なお、本姿勢制御装置は防衛庁において試作し、当所においてその特性解析およびシミュレーション実験を行なったものである。

* 昭和41年2月19日受付

** 計測部

第 I 部 姿勢制御装置の特性解析

I.1 姿勢制御装置

1.1 姿勢制御系

姿勢制御系（姿勢制御装置を搭載した極小型超音速機の系）は、実機の飛行状態が、全備状態、高度約 11km、初速度約 $0.7M$ で発進後、ロケット推進によって最高 $2.5M$ まで加速してから滑空、数分間で $0.7M$ まで減速する間、制御系としてこの機体を常時定高度、定方位に保持し、かつ発進時あるいは突風に対して十分安定に飛行を継続できるように機能を果たすことが目的となっている。

1.2 極小型超音速機

制御対象である極小型超音速機は、とくにロール運動に対するダンピング特性を持たせることに考慮が払われ、カナード型式が採用されている。その諸元および機体形状を「付録 A」に示す。

1.3 姿勢制御方式

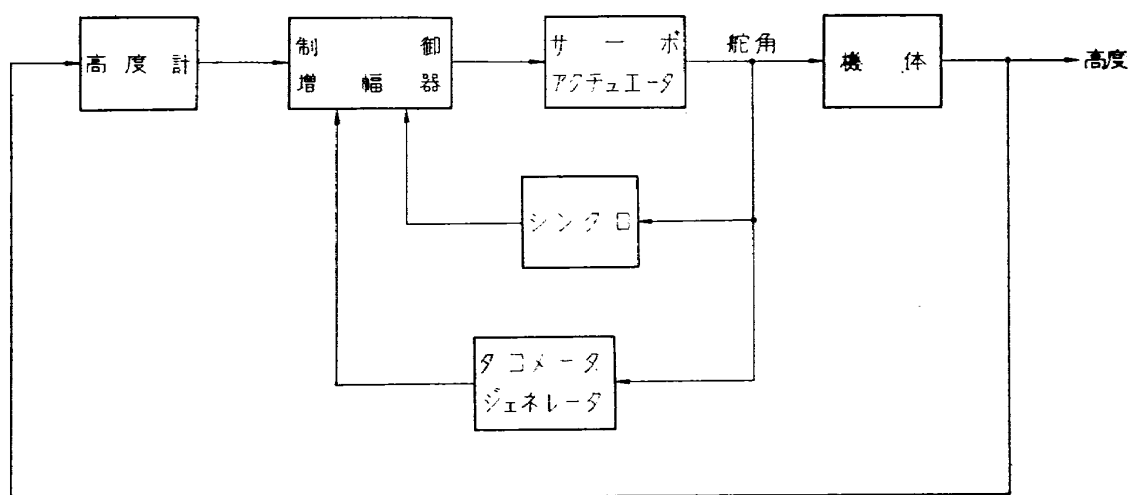
姿勢制御方式は、一定高度を保持するための高度保持姿勢制御系および一定方位を保持するための方位角保持姿勢制御系による二系統姿勢制御方式が採られており、そのブロック線図を図 I.1.1 に示す。

1.4 姿勢制御装置構成要素

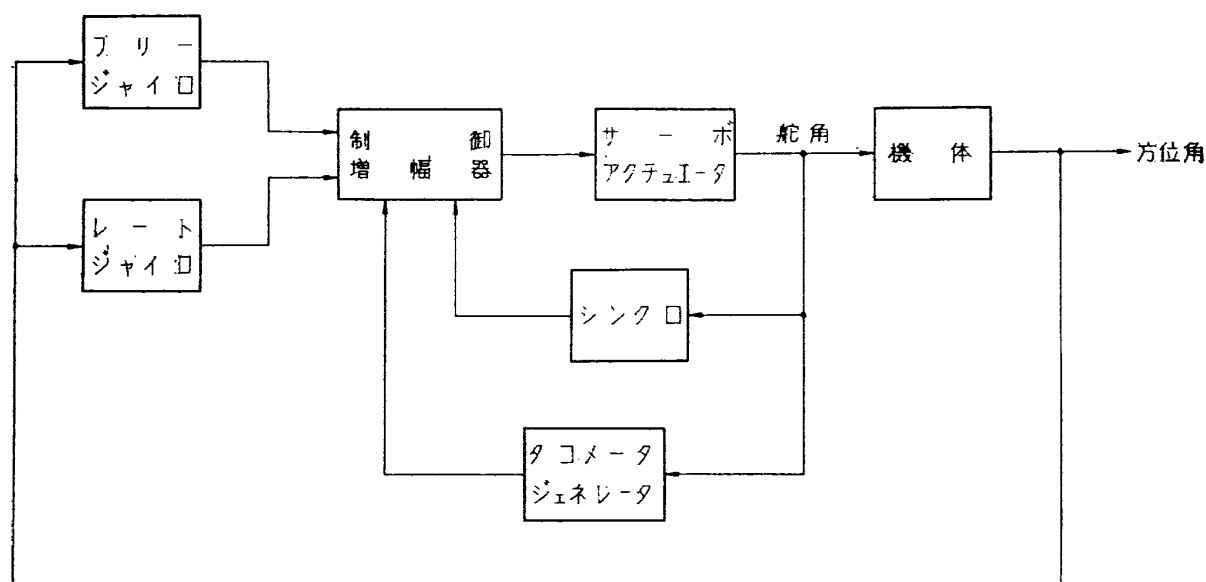
姿勢制御装置構成要素の一覧を表 I.1.1 に示す。

表 I.1.1 姿勢制御装置構成要素

名 称	数量(箇)	外形寸法 (mm)	重量(kg)	備 考
高 度 計	1	143×153×105	0.82	Kollsman 社製，型式 A 35040 00 001
フ リ ー ジ ャ イ ロ	1	103×184×103	1.60	(株)東京計器製造所製，型式 DB2401G
レ ー ト ジ ャ イ ロ	1	36φ × 63	1.09	東京航空計器(株)製，型式 MRG-21
サーボアクチュエータ	2	60φ × 117	0.96	Lear 社製，型式 3170D
制 御 増 幅 器	1	326×70×218	2.75	三 菱 重 工 業 (株) 製
D - A イ ン バ ー タ	1	235×72×220	3.30	同 上
配 線	1 式	—	—	同 上



(a) 高度保持姿勢制御系



(b) 方位角保持姿勢制御系

図 I.1.1 姿勢制御系ブロック線図

I.2 実験装置

実験には汎用飛行シミュレータ設備航空機動特性模擬装置（以下アナログ計算機）およびフライトテーブル装置（以下フライトテーブル）を使用した。第 I.4 節で述べるように、実験解析は縦、横の運動を分離して行なうこととし、機体運動および外乱をアナログ計算機で模擬する外に、高度保持姿勢制御系の解析では高度センサの実験に相当した動的模擬真空槽が未設置のため、高度計機能をもアナログ計算機で模擬することとした。方位角保持姿勢制御系においては、フリージャイロおよびレートジャイロをフライトテーブルに搭載、アナログ計算機出力でフライトテーブルを駆動して必要なセンサ出力を得ている。なおフライトテーブルの動特性は被試験姿勢制御系の特性に比

べて十分高性能を有しており、計測上の問題はない。舵面ヒンジモーメントはトーションバーによる機械方式負荷装置でもって模擬することとした。

実験全般の状況を図 I.2.1 に、センサのフライトテーブル取付け状況を図 I.2.2 に、またサーボアクチュエータの負荷装置取付け状況を図 I.2.3 に示す。

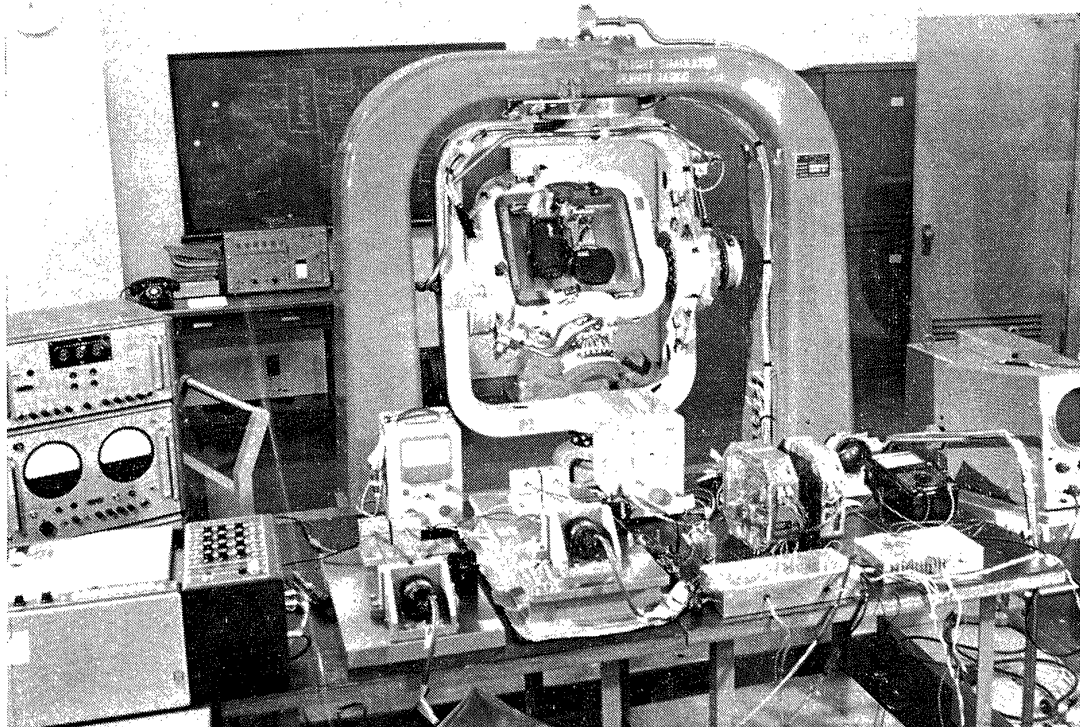


図 I.2.1 姿勢制御系のシミュレーション実験

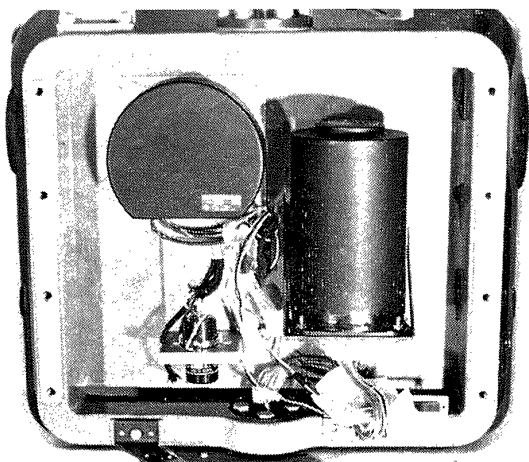


図 I.2.2 センサのフライトテーブル取付け状況
フリージャイロ(左), レートジャイロ
(右)を示す。

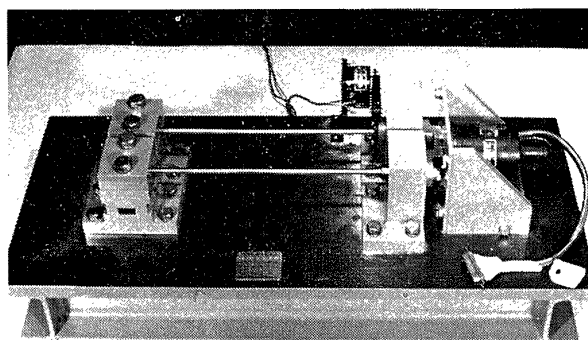


図 I.2.3 サーボアクチュエータの負荷装置（トー
ションバー方式）取付け状況

I.3 記 号

記号を以下のように定める。ただし、ゴシック文字はラプラス変換を、添字はトリム状態を表わすものとする。なお本節では第Ⅱ部および付録で使用するものを含めて規定する。

記 号	定 義	単 位
A	: 定数	[rad]
B	: サーボアクチュエータ等価バックラッシュ	[rad]
C_D	: 抗力係数	$\left[\frac{\text{抗 力}}{q_0 S_r} \right]$
C_{D_0}	: 定常飛行状態における抗力係数	
C_{D_u}	$= \frac{\partial C_D}{\partial u}$	
C_{D_α}	$= \frac{\partial C_D}{\partial \alpha}$	
$C_{D_{\delta_e}}$	$= \frac{\partial C_D}{\partial \delta_e}$	
C_L	: 揚力係数	$\left[\frac{\text{揚 力}}{q_0 S_r} \right]$
C_{L_0}	: 定常飛行状態における揚力係数	
C_{L_q}	$= \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{l_r q}{2V} \right)}$	
C_{L_u}	$= \frac{\partial C_L}{\partial u}$	
C_{L_α}	$= \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	$= \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{l_r \dot{\alpha}}{2V} \right)}$	
$C_{L_{\delta_e}}$	$= \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e}$	
C_l	: 横揺れモーメント係数	$\left[\frac{\text{横揺れモーメント}}{q_0 S_r l_r} \right]$
C_{l_p}	$= \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{l_r p}{2V} \right)}$	

記 号	定 義	単 位
C_{l_r}	$= \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{l_r r}{2V} \right)}$	
C_{l_β}	$= \frac{\partial C_l}{\partial \beta}$	
$C_{l_{\delta_r}}$	$= \frac{\partial C_l}{\partial \delta_r}$	
C_m	: 縦揺れモーメント係数	$\left[\frac{\text{縦揺れモーメント}}{q_0 S_r l_r} \right]$
C_{m_0}	: 定常飛行状態における縦揺れモーメント係数	
C_{m_q}	$= \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{l_r q}{2V} \right)}$	
C_{m_u}	$= \frac{\partial C_m}{\partial u}$	
C_{m_α}	$= \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$	
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	$= \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{l_r \dot{\alpha}}{2V} \right)}$	
$C_{m_{\delta_e}}$	$= \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e}$	
C_n	: 偏揺れモーメント係数	$\left[\frac{\text{偏揺れモーメント}}{q_0 S_r l_r} \right]$
C_{n_p}	$= \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{l_r p}{2V} \right)}$	
C_{n_r}	$= \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{l_r r}{2V} \right)}$	
C_{n_β}	$= \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$	
$C_{n_{\delta_r}}$	$= \frac{\partial C_n}{\partial \delta_r}$	
C_Y	: 横力係数	$\left[\frac{\text{横 力}}{q_0 S_r} \right]$

記 号	定 義	単 位
$C_{Y\beta}$	$= \frac{\partial C_Y}{\partial \beta}$	
$C_{Y\delta_r}$	$= \frac{\partial C_Y}{\partial \delta_r}$	
D	$= \frac{d}{dt}$	
HM	: 空力ヒンジモーメント	[kg m]
I	: トルク軸まわりのレートジャイロジンバル系慣性能率	[kg m s ²]
I_X	$= I_{X0}\cos^2\eta + I_{Z0}\sin^2\eta$	[kg m s ²]
I_{X0}	: X軸まわりの機体慣性モーメント	[kg m s ²]
I_{XZ}	$= (I_{Z0} - I_{X0}) \sin\eta \cos\eta$	[kg m s ²]
I_{Y0}	: Y軸まわりの機体慣性モーメント	[kg m s ²]
I_Z	$= I_{X0}\sin^2\eta + I_{Z0}\cos^2\eta$	[kg m s ²]
I_{Z0}	: Z軸まわりの機体慣性モーメント	[kg m s ²]
J_C	: θ_C 軸まわりのパウダクラッチ慣性能率	[kg m s ²]
J_e	: ヒンジ位置における水平舵面慣性能率	[kg m s ²]
J_{θ_C}	: θ_C 軸まわりの減速歯車列 (B) の慣性能率	[kg m s ²]
J_r	: ヒンジ位置における垂直舵面慣性能率	[kg m s ²]
K_C	: パウダクラッチ定数	[kg m/V]
K_{GD}	: 減速歯車列 (B) の減速比	
K_{RG}	: レートジャイロ定数	[V/rad/s]
K'_{RG}	: レートジャイロ定数	[kg m V/rad/s]
K_{SY}	: シンクロ定数	[V/rad]
K_{VG}	: タコメータジェネレータ定数	[V/rad/s]
K_1K_S	: 高度信号系統定数	
K_2K_S	: 高度保持信号系舵角信号フィードバック定数	
K_3K_S	: 高度保持信号系舵角速度信号フィードバック定数	
K_4K_S	: 方位角信号系統定数	
K_5K_S	: 方位角速度信号系統定数	
K_6K_S	: 方位角保持信号系舵角信号フィードバック定数	
K_7K_S	: 方位角保持信号系舵角速度信号フィードバック定数	
M	: サーボアクチュエータ等価静止摩擦トルク	[kg m]

記 号	定 義	単 位
M	: マッハ数	
N_B	: バックラッシュの伝達関数	
P	: 周期	[s]
S_r	: 基準面積	[m ²]
T_A	: サーボアクチュエータの出力軸トルク	[kg m]
T_{Ae}	: 高度保持系統アクチュエータの出力トルク	[kg m]
T_{Ar}	: 方位角保持系統アクチュエータの出力トルク	[kg m]
T_C	: パウダクラッチの出力軸トルク	[kg m]
T_G	: パウダクラッチ時定数	[s]
T_h	: 推力	[kg]
$T_{1/2}$: 半減時間	[s]
T_2	: 倍増時間	[s]
V	: 飛行速度	[m/s]
ΔV	: 飛行速度変化分	[m/s]
V_{ALT}	: 高度計出力電圧	[V]
V_C	: パウダクラッチ入力電圧	[V]
V_{FG}	: フリージャイロ出力電圧	[V]
V_{FGG}	: フリージャイロカップリング出力電圧	[V]
V_{FGD}	: フリージャイロドリフト出力電圧	[V]
V_{RG}	: レートジャイロ出力電圧	[V]
V_{SY}	: シンクロ出力電圧	[V]
V_{VG}	: タコメータジェネレータ出力電圧	[V]
V_{Oa}	: 高度保持信号系統出力電圧	[V]
V_{Ob}	: 方位角保持信号系統出力電圧	[V]
V_1	= V_{ALT}	[V]
V_2	= $6V_{SY}$	[V]
V_3	= $6V_{VG}$	[V]
V_4	: 復調器出力電圧	[V]
V_5	: 位相進み補償回路出力電圧	[V]
V_6	= V_{FG}	[V]
V_7	= V_{RG}	[V]

記 号	定 義	単 位
V_3	$= V_{sr}$ (特性改善前)	[V]
	$= 6V_{sr}$ (特性改善後)	[V]
V_9	$= V_{rg}$ (特性改善前)	[V]
	$= 6V_{rg}$ (特性改善後)	[V]
W	: 機体重量	[kg]
X_{cg}	: 重心位置	[m]
Z	: 高度保持姿勢制御系高度変化	[m]
Z_0	: 設定高度 (基準高度 11km)	[m]
(X, Y, Z)	: 機体軸基準直交座標系	
b	: レートジャイロのばね定数	[kg m]
c	: レートジャイロのダンピング定数	[kg m s]
f	: 周波数	[c/s]
h	: 高度	[m または km]
l_r	: 基準長	[m]
m	: 機体質量	[kg s ² /m]
p	: 横揺れ角速度	[rad/s]
q	: 縦揺れ角速度	[rad/s]
r	: 偏揺れ角速度	[rad/s]
q_0	: 動圧	[kg/m ²]
s	: ラプラス演算子	[1/s]
t	: 時間	[s]
u	$= \frac{\Delta V}{V}$	
v	: 横正弦波突風振幅	[m/s]
v_g	: 横突風	[m/s]
w	: 縦正弦波突風振幅	[m/s]
w_g	: 縦突風	[m/s]
y	: 横方向への変位	[m]
z	: 高度偏差	[m]
Ψ	: 方位角保持姿勢制御系方位角変化	[rad]
Ψ_0	: 設定方位角 (基準方位角零度)	[rad]
α	: 迎え角	[rad]

記 号	定 義	単 位
β	: 横滑り角	[rad]
γ	: 径路角	[rad]
δ_e	: 水平舵面の舵角	[rad または deg]
δ_r	: 垂直舵面の舵角	[rad または deg]
ζ	: ダンピング係数	
η	: 飛行方向と X 軸のなす角	[rad]
θ	: 姿勢角 (ピッチ角)	[rad または deg]
θ_A	: サーボアクチュエータの出力軸回転角	[rad]
θ_G	: パウダクラッチの出力軸回転角	[rad]
λ	: 式 (II.3.3) の非振動根	[1/s]
λ_1, λ_2	: 式 (I.6.4) の非振動根	[1/s]
ρ	: 空気密度	[kg s ² /m ⁴]
σ	: 式 (I.6.4) あるいは式 (II.3.3) の振動根実部	[1/s]
φ	: 横揺れ角 (ロール角)	[rad または deg]
ϕ	: 方位角 (ヨー角)	[rad または deg]
ω	: 式 (I.5.4) の角速度, または式 (I.6.4), (II.3.3) の振動根虚部	[rad/s]
ω_n	: 固有振動数	[rad/s]

I.4 運 動 方 程 式

4.1 機体運動方程式

機体運動の解析は安定軸基準, 線形運動方程式によることとし, 線形化のために以下の仮定を行なう。

- (a) 与えられた飛行条件における質量, 慣性能率, 重心位置, スラストは一定とする。
- (b) 各変数はトリム状態の基準位置からの微小変化のみを考える。
- (c) 縦運動, 横運動間のクロスカップリングは無視する。

上記仮定のもとで, 任意径路角において定常飛行中の機体が微小攪乱を受けた後の運動は, 以下に示す運動方程式で与えられる。なお, 微小攪乱後の飛行姿勢およびトルクとヒンジモーメントの関係を図 I.4.1, I.4.2 に示す。ただし各変数は矢印の向きを正とする。

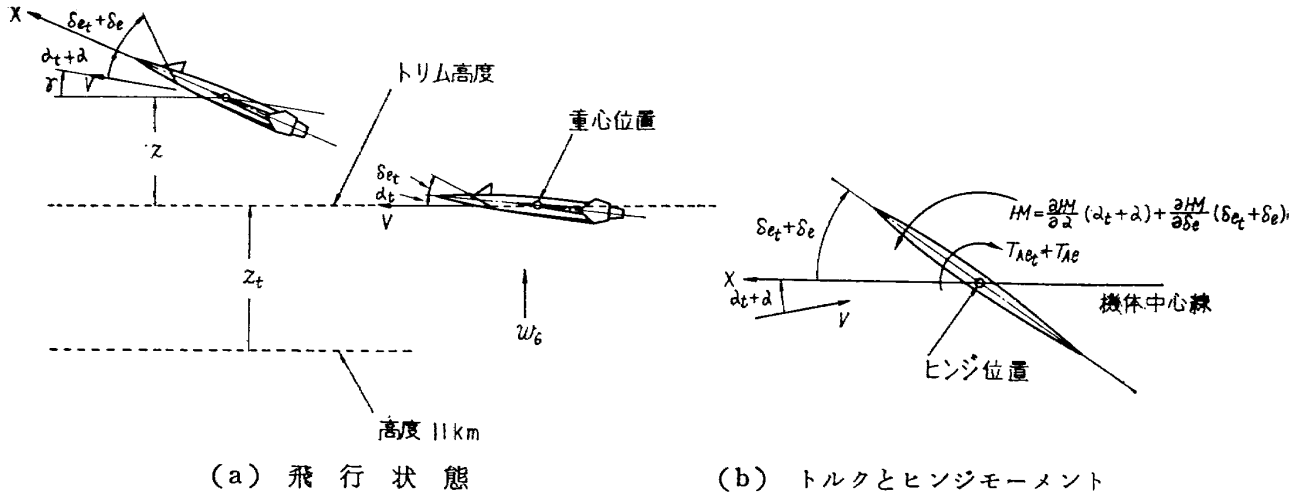


図 I.4.1 飛行状態およびトルクとヒンジモーメント (縦運動)

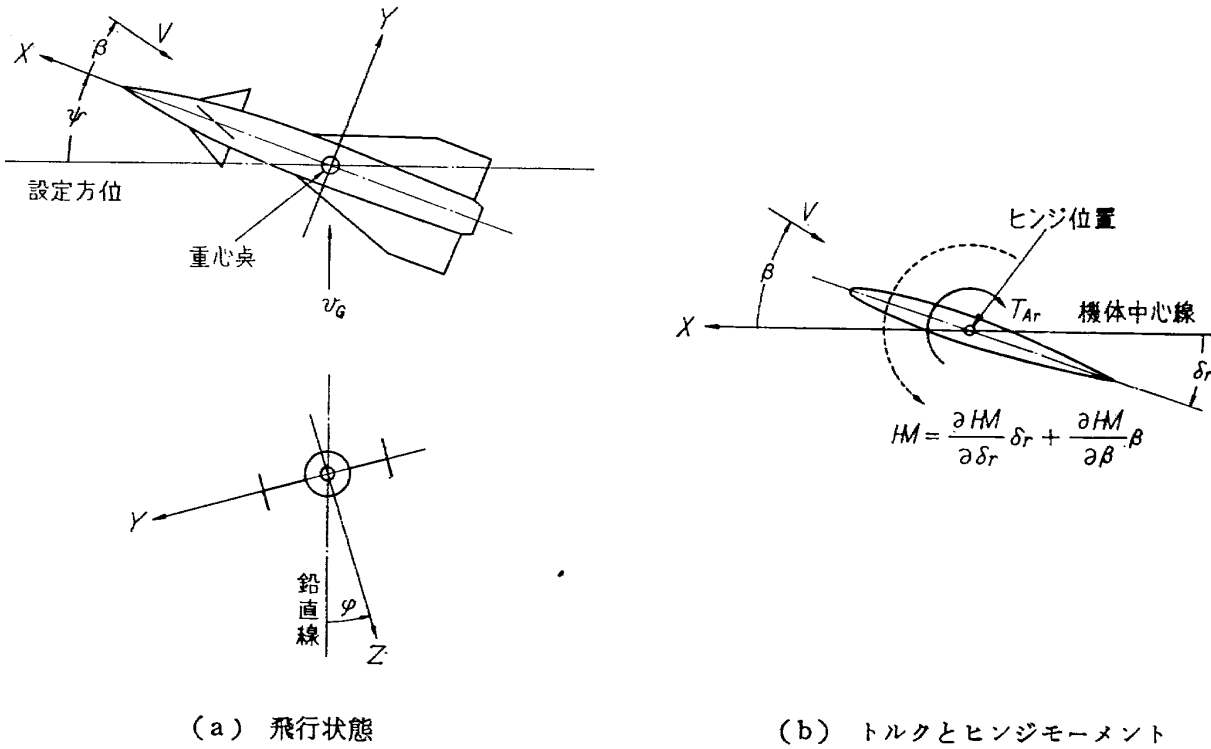


図 I.4.2 飛行状態およびトルクとヒンジモーメント (横運動)

4.1.1 運動方程式 (縦運動)

$$\begin{aligned}
 & (\lambda D + C_{D_u} + 2C_D)u + (C_{D_\alpha} + \frac{T_h}{q_0 S_r} \sin \alpha_t - C_L)\alpha + C_L \theta \\
 & = -C_{D_{\delta_e}} \delta_e - \frac{1}{V} C_{D_a} w_a
 \end{aligned} \tag{I.4.1}$$

$$\begin{aligned}
 & (C_{L_u} + 2C_L)u + (\lambda D + C_{L_\alpha} + \frac{T_h}{q_0 S_r} + \mu_1 C_{L_\alpha} D - C_L \tan \gamma_0)\alpha + (-\lambda D + \mu_1 C_{L_q} D + C_L \tan \gamma_0)\theta \\
 & = -C_{L_{\delta_e}} \delta_e - \frac{1}{V} (C_{L_a} + \mu_1 C_{L_\alpha} D) w_a
 \end{aligned} \tag{I.4.2}$$

$$C_{m_u}u + (C_{m_\alpha} + \mu_1 C_{m_\alpha} D)\alpha + (-\nu_r D^2 + \mu_1 C_{m_q} D)\theta$$

$$= -C_{m_{\delta_e}}\delta_e - \frac{1}{V}(C_{m_\alpha} + \mu_1 C_{m_\alpha} D)w_G \quad (I.4.3)$$

$$\theta - \alpha - \gamma = 0 \quad (I.4.4)$$

$$Dz - V\gamma = 0 \quad (I.4.5)$$

ただし,

$$\lambda = \frac{mV}{q_0 S_r}$$

$$\mu_1 = \frac{l_r}{2V}$$

$$\nu_r = \frac{I_r}{q_0 S_r l_r}$$

4.1.2 運動方程式 (横運動)

$$(2K_X \tau^2 D^2 - \frac{1}{2} C_{l_p} \tau D)\varphi + (2K_{XZ} \tau^2 D^2 - \frac{1}{2} C_{l_r} \tau D)\psi + (-C_{l_\beta} \mu_2)\beta$$

$$= \mu_2 C_{l_{\delta_r}} \delta_r - \mu_2 C_{l_\beta} \frac{1}{V} v_G \quad (I.4.6)$$

$$(2K_{YZ} \tau^2 D^2 - \frac{1}{2} C_{n_p} \tau D)\varphi + (2K_Z \tau^2 D^2 - \frac{1}{2} C_{n_r} \tau D)\psi + (-C_{n_\beta} \mu_2)\beta$$

$$= \mu_2 C_{n_{\delta_r}} \delta_r - \mu_2 C_{n_\beta} \frac{1}{V} v_G \quad (I.4.7)$$

$$-C_L \varphi + (2\tau D - C_L \tan \gamma_0)\psi + (2\tau D - C_{Y_\beta})\beta$$

$$= C_{Y_{\delta_r}} - C_{Y_\beta} \frac{1}{V} v_G \quad (I.4.8)$$

$$Dy - V(\psi + \beta) = 0 \quad (I.4.9)$$

ただし,

$$K_X^2 = \frac{I_X}{m l_r^2}$$

$$K_Z^2 = -\frac{I_Z}{m l_r^2}$$

$$K_{XZ} = \frac{I_{XZ}}{m l_r^2}$$

$$\mu_2 = \frac{m}{\rho S_r l_r}$$

$$\tau = \frac{m}{\rho S_r V}$$

4.1.3 トリム条件

$$0 = \frac{W}{q_0 S_r} \cos \gamma_0 - \frac{T_h}{q_0 S_r} \sin \alpha_t + C_{L_0} + C_{L_u} u_t + C_{L_\alpha} \alpha_t + C_{L_{\delta_e}} \delta_{e_t} \quad (\text{I.4.10})$$

$$0 = -\frac{W}{q_0 S_r} \sin \gamma_0 + \frac{T_h}{q_0 S_r} \cos \alpha_t + C_{D_0} + C_{D_u} u_t + C_{D_\alpha} \alpha_t + C_{D_{\delta_e}} \delta_{e_t} \quad (\text{I.4.11})$$

$$0 = C_{m_0} + C_{m_u} u_t + C_{m_\alpha} \alpha_t + C_{m_{\delta_e}} \delta_{e_t} \quad (\text{I.4.12})$$

4.2 制御舵面運動方程式

ヒンジモーメント係数を一定と仮定すれば、制御舵面の運動は一般に以下に示す運動方程式で与えられる。

4.2.1 水平舵面運動方程式

$$I_e \frac{d^2 \delta_e}{dt^2} = T_{Ae} - \frac{\partial H}{\partial \delta_e} \delta_e - \frac{\partial H}{\partial \alpha} \left\{ \frac{\alpha}{\delta_e}(t) \delta_e + \frac{\alpha}{w_a}(t) w_a + \frac{w_a}{V} \right\} \quad (\text{I.4.13})$$

4.2.2 垂直舵面運動方程式

$$J_r \frac{d^2 \delta_r}{dt^2} = T_{Ar} - \frac{\partial H}{\partial \delta_r} \delta_r - \frac{\partial H}{\partial \beta} \left\{ \frac{\beta}{\delta_r}(t) \delta_r + \frac{\beta}{v_a}(t) v_a + \frac{v_a}{V} \right\} \quad (\text{I.4.14})$$

4.3 空力微係数およびヒンジモーメント係数

実験に用いた各規定飛行速度における空力微係数およびヒンジモーメント係数は計算値および風洞試験計測値によった。その一覧を「付録 B」に示す。

4.4 機体伝達関数

初期条件を零として、式 (I.4.1)～(I.4.9) をラプラス変換、連立して解けば、操舵応答および突風応答各伝達関数が得られる。その一般形および各係数値の一覧を「付録 C」に示す。

4.5 機体安定性

縦運動および横運動の安定性を表わす特性方程式はつぎに示す式で表わされる。

$$\begin{aligned} f_X(s) &= (s^2 + 2\zeta_L \omega_{nL} s + \omega_{nL}^2)(s^2 + 2\zeta_s \omega_{ns} s + \omega_{ns}^2) \\ &= 0 \quad (\text{飛行速度} < 1M) \end{aligned} \quad (\text{I.4.14 a})$$

$$\begin{aligned} f_X(s) &= (s + \mu_1)(s + \mu_2)(s^2 + 2\zeta_s \omega_{ns} s + \omega_{ns}^2) \\ &= 0 \quad (\text{飛行速度} > 1M) \end{aligned} \quad (\text{I.4.14 b})$$

$$\begin{aligned} f_Y(s) &= s(s + \lambda_1)(s + \lambda_2)(s^2 + 2\zeta_D \omega_{nD} s + \omega_{nD}^2) \\ &= 0 \end{aligned} \quad (\text{I.4.15})$$

表 I.4.1 機体運動の安定性 (縦運動)

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
長 周 期 モ ー ド	σ または μ_1, μ_2 (1/s)	-0.00695	+0.00379 -0.0312	+0.0193 -0.0491	-0.00279 -0.0494	+0.0820 -0.0990	-0.0155	-0.0103	-0.0281
	ω (rad/s)	0.0718	—	—	—	—	0.0825	0.0721	0.195
	$T_{1/2}$ または T_2 (s)	99.3	182.1 22.1	35.8 14.1	247.3 14.0	8.41 6.97	44.5	67.2	24.5
	P (s)	87.5	—	—	—	—	76.1	87.1	32.2
	w_{nL} (rad/s)	0.0721	—	—	—	—	0.0839	0.0728	0.179
	ζ_L	0.0964	—	—	—	—	0.185	0.141	0.143
	σ (1/s)	-1.17	-2.52	-2.35	-2.21	-2.02	-1.66	-1.21	-1.26
短 周 期 モ ー ド	ω (rad/s)	3.93	14.6	8.14	6.96	6.02	4.57	3.97	2.75
	$T_{1/2}$ (s)	0.592	0.276	0.295	0.313	0.343	0.418	0.572	0.548
	P (s)	1.60	0.431	0.772	0.903	1.04	1.37	1.58	2.29
	w_{nS} (rad/s)	4.10	14.8	8.47	7.30	6.36	4.86	4.15	3.02
	ζ_S	0.285	0.170	0.277	0.303	0.318	0.341	0.292	0.418

表 I.4.2 機体運動の安定性 (横運動)

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
ローリング モ ー ド	λ_1 (1/s)	-0.909	-3.01	-2.44	-1.71	-1.36	-0.988	-1.05
	$T_{1/2}$ (s)	0.759	0.229	0.283	0.404	0.508	0.698	0.658
スパイラル モ ー ド	λ_2 (1/s)	-0.0519	0.0125	0.0122	0.0205	0.0117	0.00821	-0.130
	$T_{1/2}$ または T_2 (s)	13.3	55.4	56.5	33.6	59.2	84.0	5.32
ダ ッ チ ロ ー ル モ ー ド	σ (1/s)	-0.235	-1.34	-1.06	-0.686	-0.512	-0.270	-0.331
	ω (rad/s)	3.64	14.2	12.0	8.26	5.48	3.69	3.97
	$T_{1/2}$ (s)	2.94	0.517	0.648	1.01	1.35	2.55	2.08
	P (s)	1.73	0.442	0.524	0.760	1.15	1.70	1.58
	w_{nD} (rad/s)	3.65	14.3	12.0	8.29	5.51	3.70	3.99
	ζ_D	0.0643	0.0934	0.0887	0.0827	0.0930	0.0730	0.0830

各飛行速度における機体の安定性を表 I.4.1, I.4.2 に示す。ただし同表各記号間の関係として、

(a) 式 (I.4.14), (I.4.15) に現われる根の実部を σ , 虚部を ω で表わす。

$$(b) \quad T_{\frac{1}{2}} = \frac{\ln 2}{\zeta \omega_n} \quad (\text{振動根の場合})$$

$$= \frac{\ln 2}{\Gamma} \quad (\Gamma = \mu \text{ または } \lambda \text{ とした場合})$$

$$P = \frac{2\pi}{\omega}$$

$$\omega_n = \sqrt{\sigma^2 + \omega^2}$$

$$\zeta = \frac{\sigma}{\omega_n}$$

I.5 姿勢制御装置構成要素の単体特性

姿勢制御装置を構成する各単体要素の特性はつぎのとおりである。なお各要素の機能ブロック図および詳細規格は「付録 D」に示す。

5.1 高度計

本高度計は気圧変化をダイヤフラム変位に変換、交流ポテンショメータにより検出する。その入出力特性を図 I.5.1 に示す。同図より、

$$V_{ALT} = 0.0034z \quad (\text{I.5.1})$$

5.2 フリージャイロ

5.2.2 入出力特性

本ジャイロは方位角偏差検出に限っており、その偏差を交流ポテンショメータにより検出する。その入出力特性を図 I.5.2 に示す。同図より、

$$V_{FG} = 4.86\psi \quad (\text{I.5.2})$$

5.2.2 カップリング特性およびドリフト特性

フリージャイロは主として製作誤差、取付け誤差あるいは地球自転により、カップリング出力、ドリフト出力を生ずるから、前もってその影響を検討しておく必要がある。

(1) カップリング特性

本ジャイロのカップリング特性を図 I.5.3 に、使用符号を表 I.5.1 に示す。カップリング出力を生ずる原因の内、製作誤差（直交度公差 5/1000 以内）に起因するものは十分無視できるから、同図には取付け誤差に起因するもののみが現われたものと考えて良い。本実験における取付け状況（図 I.2.2 参照）では以下に述べる特徴が認められる。

(a) ロール角を零に保ち、方位角を任意に規定してピッチ角を変化すれば、正のピッチングによる影響はほとんど認められないが、負の場合にはその影響が現われる（表 I.5.1, 条件 No.1～7）。

(b) ピッチ角を零に、方位角を規定してロール角を変化するときにはその影響はほとんど認められない（同上, 条件 No.8～14）。

(c) ロール角を大きく、方位角を規定してピッチ角を変化すれば、正負いずれの場合にも顕著な影響が現われる（同上, 条件 No.15～21）。

実機が縦突風を受ければピッチ角最大約 10° のステップ変化をするから、表 I.5.1, 条件 No.21 を例にとれば、

$$V_{FGC} = -0.007 \quad (\text{I.5.3})$$

方位角換算約 -1° であって、姿勢制御系はこの値に相当する方位角 ステップ 入力を受けること

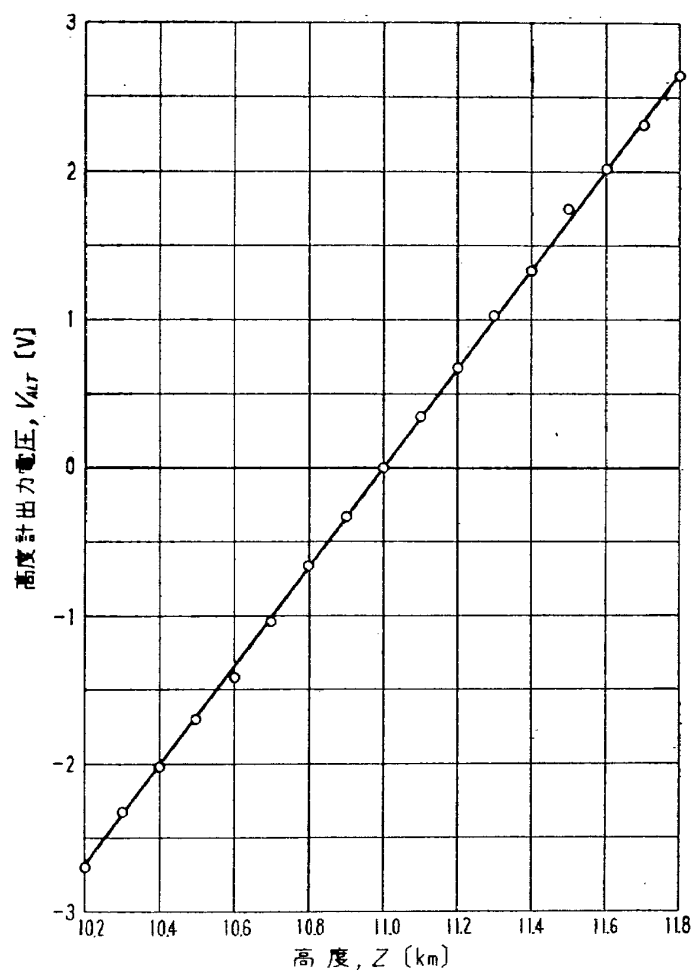


図 I.5.1 高度計入出力特性

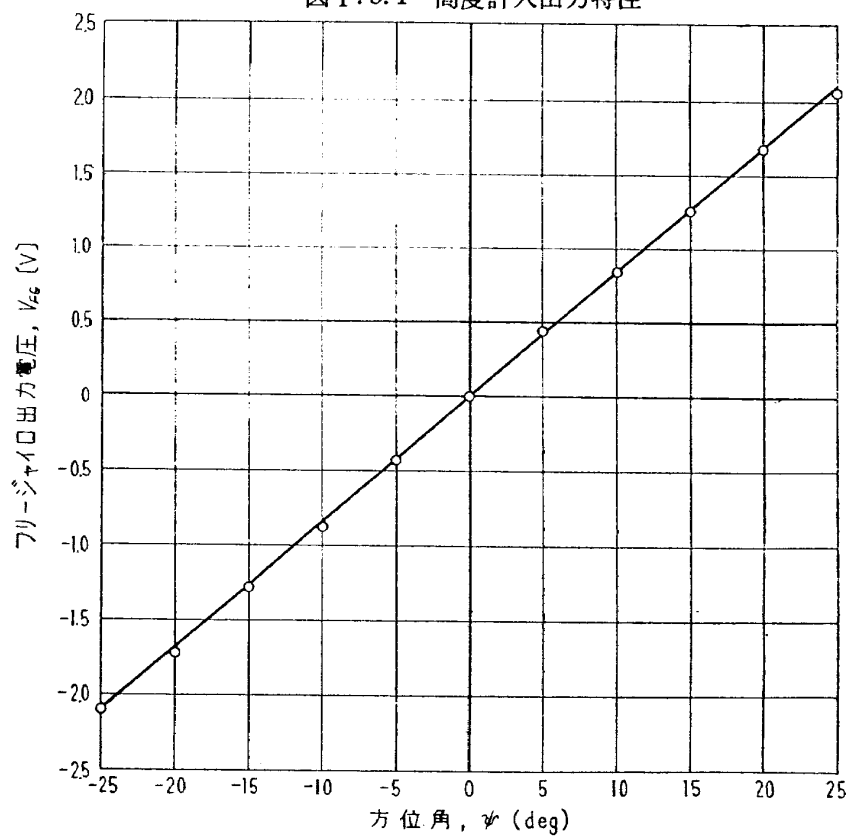


図 I.5.2 フリースジャイロ入出力特性

になる。したがって図 I.5.3 より、 -10° のピッチングが起これば方位角は -16° に変化することが予想される。

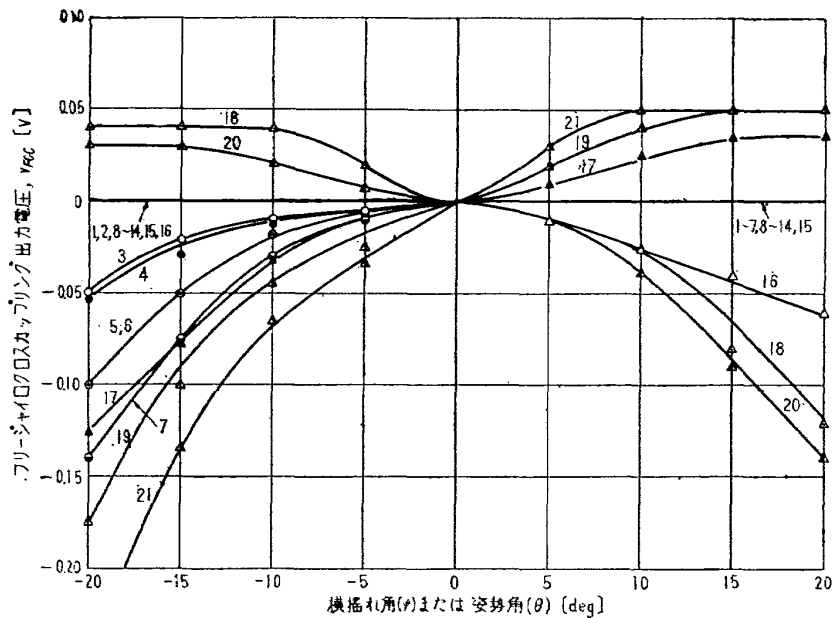


図 I.5.3 フリージャイロカップリング特性

表 I.5.1 図 I.5.3 に現われる符号

No.	ϕ	φ	符号	No.	ϕ	θ	符号	No.	ϕ	φ	符号
1	0	0	—	8	0	0	—	15	0	20	—
2	5	0	—	9	5	0	—	16	5	20	—△—
3	-5	0	—○—	10	-5	0	—	17	-5	20	—▲—
4	10	0	—●—	11	10	0	—	18	10	20	—△—
5	-10	0	—⊙—	12	-10	0	—	19	-10	20	—△—
6	15	0	—⊙—	13	15	0	—	20	15	20	—▲—
7	-15	0	—●—	14	-15	0	—	21	-15	20	—▲—

(2) ドリフト特性

本ジャイロのドリフト特性を図 I.5.4 に示す。その特性は主として製作誤差（軸受部摩擦トルク 10 dyne cm のオーダー）に起因するものと考えられる。同図より飛行開始（アンケーシング）後 5 分間経過（想定飛行時間 約 100 秒）時における、ドリフトによる設定方位からのずれは、約 7° であることが予想される。

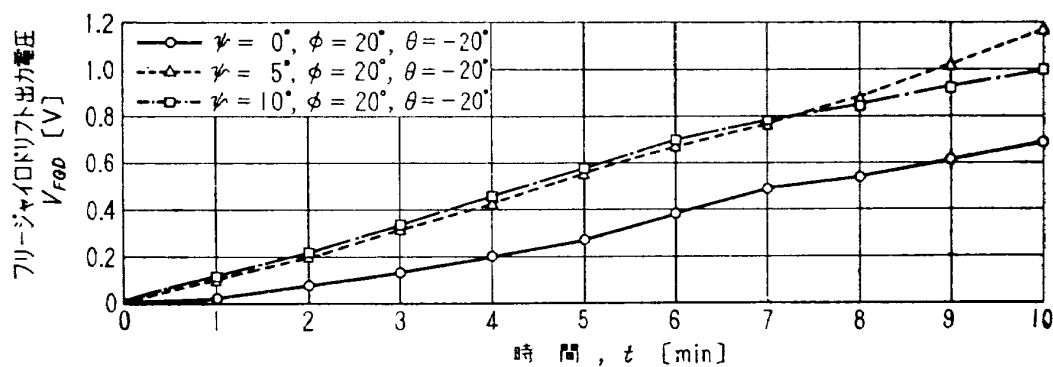


図 I.5.4 フリージャイロドリフト特性

5.3 レートジャイロ

5.3.1 入出力特性

本ジャイロは極小型の試作品であって、運動角速度を振り角変位に変換、マイクロシンで検出後同期整流、出力は直流として得られる。その正弦波入力、 $\psi = A \sin \omega t$ に対する入出力特性を図 I.5.5 に示す。同図より、

$$K_{RG} = 0.77 \quad (\omega \geq 0.063 \text{ rad/s}) \quad (\text{I.5.4 a})$$

$$= 0 \quad (\omega < 0.063 \text{ rad/s}) \quad (\text{I.5.4 b})$$

ただし、

$$A = 0.122$$

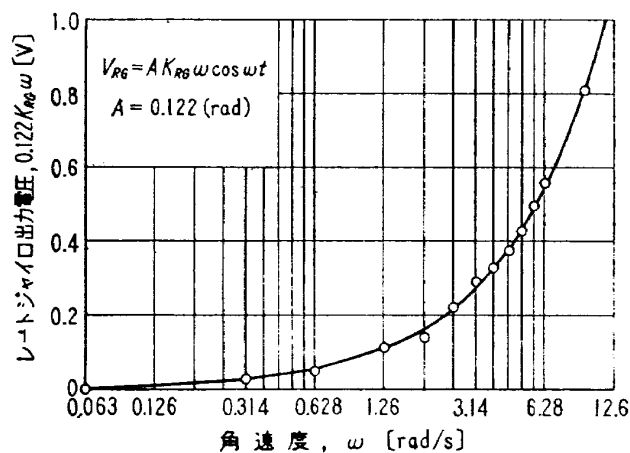


図 I.5.5 レートジャイロ入出力特性

5.3.2 周波数応答特性

本ジャイロの周波数応答特性を図 I.5.6 に示す。同図より、本ジャイロは周波数が 0.03 c/s よりも高ければ良好な微分特性を与えるが、0.01 c/s に低下すれば $-\infty$ になることがわかる。

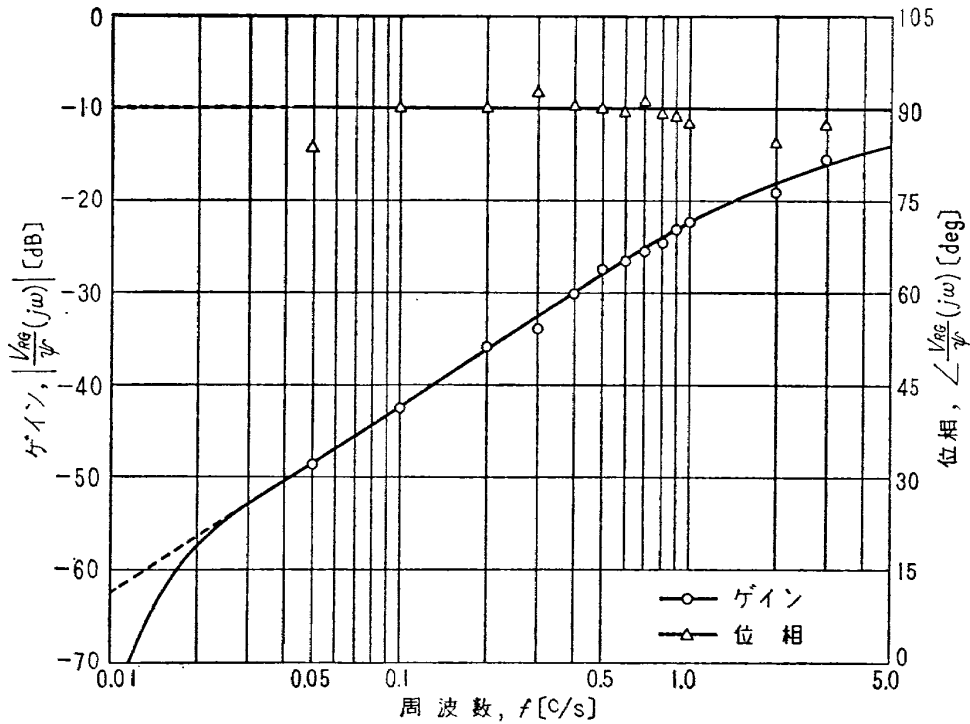
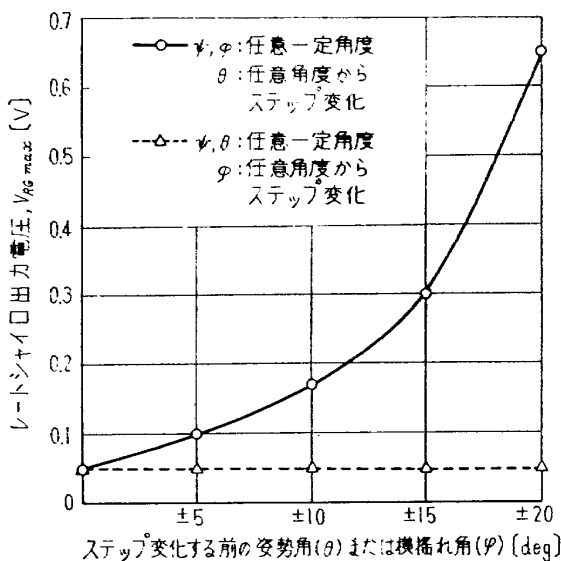


図 I.5.6 レートジャイロ周波数応答特性

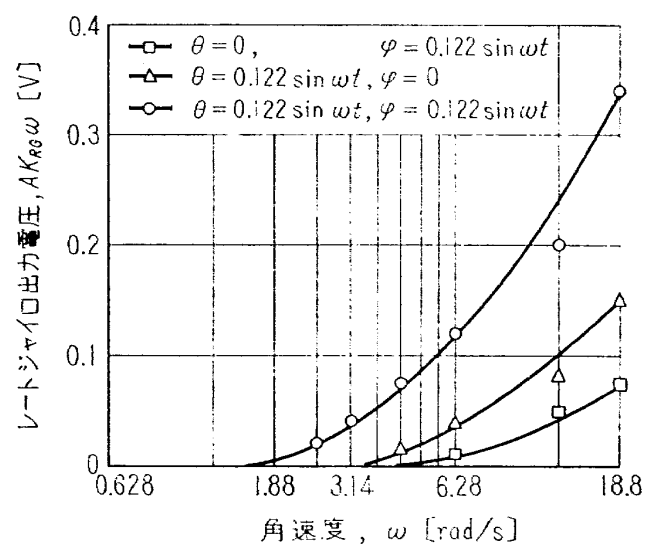
5.3.3 カップリング特性

レートジャイロにおいてもカップリング特性を考慮しておく必要がある。本ジャイロを方位角速度検出に使用（図 I.2.2 参照）したときのカップリング特性を図 I.5.7 に示す。その特徴は以下のとおりである。

(a) 方位角，ピッチ角を任意に規定してロール角をステップ的に変化すればば微小な一定値出



(a) レートジャイロカップリング特性



(b) 正弦波変化に対するカップリング特性

図 I.5.7 レートジャイロカップリング特性

力が現われ、また方位角、ロール角を規定してピッチ角を変化すればロール角の増加にともなって放物線的に出力が増大する（図 I.5.7(a)）。

(b) ロール角あるいはピッチ角が正弦波的に変化すれば、角速度 $\omega > 0.63\text{rad/s}$ の高周波領域においてカップリングの影響が現われ、とくにピッチングによる効果が大きい（図 I.5.7(b)）。

機体が任意の角運動をしているときに、縦方向の突風を受けて、ピッチ角がステップ的に変化した状態を仮定すれば、前者の影響によりこの瞬間のロール角が大きいほど強いパルスの出力を生じて方位角保持姿勢制御系の外乱入力となり横運動を乱す結果となる。なお機体の横運動に現われる最高角速度は約 0.3rad/s である（表 I.4.1 参照）から後者の影響は十分無視できる。

5.4 サーボアクチュエータ

姿勢制御装置に使用したサーボアクチュエータ（以下アクチュエータ）は、パウダ（磁気粉末）クラッチを使用することにより極めて小形化した特注規格品であって、定方向、定速度のモータ出力を2組の同一構造トルク伝達機構を介し、内蔵パウダクラッチを入力信号の大きさ、極性に応じて励磁することによって、任意方向、任意大きさの回転出力として取出せるようになっている。そのトルク伝達機構原理図を図 I.5.8 に示す。なおアクチュエータにはフィードバック用として、出力角変位検出用シンクロ、同角速度検出用タコメータジェネレータを内蔵している。

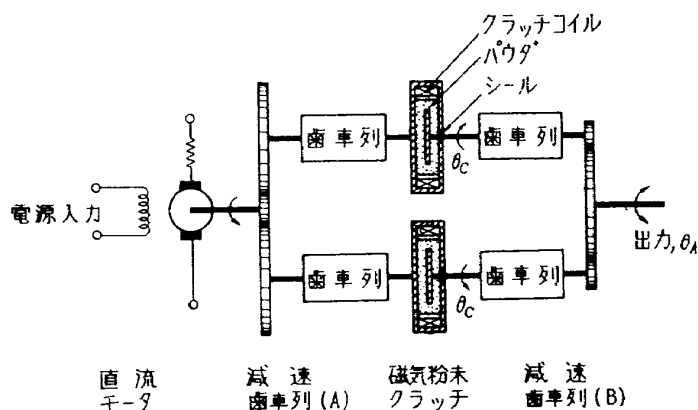


図 I.5.8 サーボアクチュエータトルク伝達機構原理図

5.4.1 トルク伝達機構の解析

クラッチ機構の入出力関係はそのダンピング効果を無視すれば下記伝達関数で表わされる。

$$\frac{\theta_c}{V_c}(s) = \frac{K_c}{J_c s^2 (1 + T_c s)} \quad (I.5.5)$$

クラッチ出力とアクチュエータ出力間の等価回路は図 I.5.9 のように表わすことができる。同図より、モータの駆動トルクはクラッチ出力軸トルク T_c の存在によりクラッチ出力軸 θ_c には過渡的トルクとして伝達されるが、このトルクは等価静止摩擦トルク M を越えると始めて中間出力

軸 θ_A' に角変位を伝える。 θ_A' の回転はさらにある等価バックラッシュ $|b| \leq B$ なる角変位後アクチュエータ出力軸 θ_A に変位を伝達する。したがって、アクチュエータの動作には典型的な静摩擦特性およびヒステリシス特性が現われることが予想される。これら特性の特徴として、 M が大きいほど定常偏差は広範囲のランダムな値をとって位置再現性を悪化し、 B が大きいほどゲインが低下して位相遅れが大きくなることがあげられる。

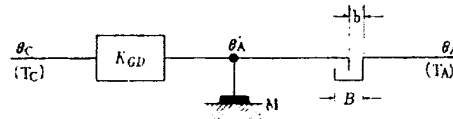


図 1.5.9 減速歯車(B)列等価回路

つぎにアクチュエータの出力軸トルクを考える。クラッチ駆動側はモータにより常時定速回転を続けているが、制御信号が零であればトルクは出力側には伝達されない。入力信号が加わればその大きさに関してパウダが磁化され、クラッチ面およびパウダ間に吸引力が働く。 T_c は磁界強度の関数としてのパウダの剪断応力、クラッチ面の面積および平均有効半径の積であって、その大きさが入力信号に比例する。したがって式 (1.5.5) より、 T_c はクラッチ入力電圧 V_c に対し、減速歯車列慣性能率 $J_{\theta\theta_c}$ を含めて式で表わされる。

$$\frac{T_c}{V_c}(s) = \frac{K_c}{1 + T_c s} \quad (1.5.6)$$

また、 T_c 、 T_A の関係は動摩擦係数を無視すれば、 $T_c > M$ なるときには、

$$\frac{T_A}{T_c}(s) = K_{GD} N_B \quad (1.5.7)$$

したがって、

$$\frac{T_A}{V_c}(s) = \frac{K_c K_{GD} N_B}{1 + T_c s} \quad (\text{ただし } T_c > M) \quad (1.5.8)$$

5.4.2 特性

(1) 静特性

アクチュエータの静特性を実測の結果、前項で予想したようにかなりの非線形特性が現われた。その詳細については次節第 2 項で述べる。

(2) アクチュエータ入出力特性

$M = 0$ 、 $B = 0$ 、 $K_c = \text{一定}$ と仮定して、式 (1.5.8) よりアクチュエータの入出力特性を線形近似、以下に示す値に規定する。

$$\frac{T_A}{V_c}(s) = \frac{0.10}{1 + 0.03s} \quad (1.5.9)$$

(3) トランスデューサ入出力特性

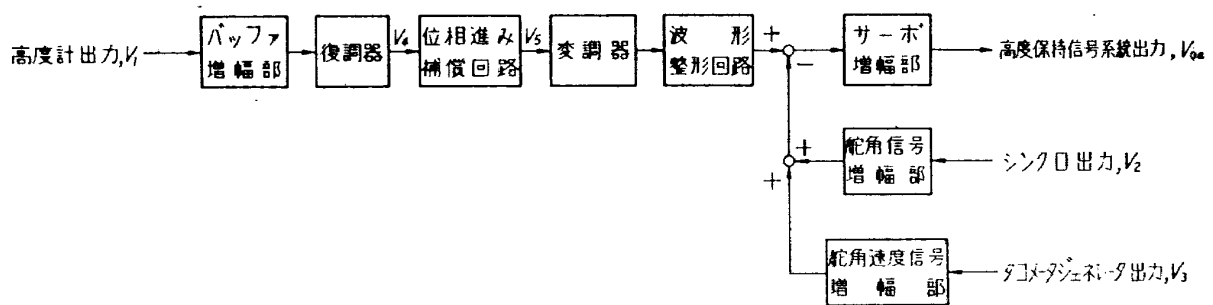
内蔵シンクロおよびタコメータジェネレータの入出力特性を以下に示す値に規定する。

$$\begin{aligned}\frac{V_{SY}}{\theta_A}(s) &= K_{SY} \\ &= 5.0\end{aligned}\quad (\text{I.5.10})$$

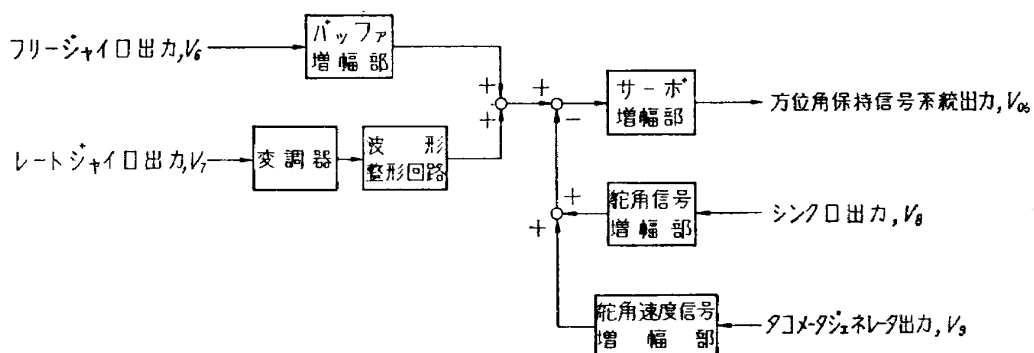
$$\begin{aligned}\frac{V_{VG}}{\theta_A}(s) &= K_{VG}s \\ &= 0.776s\end{aligned}\quad (\text{I.5.11})$$

5.5 制御増幅器

本制御増幅器は高度保持、方位角保持の二信号系統に大別され、それぞれ高度計あるいはフリージャイロ、レートジャイロより入力を受けて増幅、その出力でもってアクチュエータを駆動する。とくにサーボ増幅部には分割型全波位相検出回路を採用、アクチュエータの非線形特性に対し、フィードバック回路にダイオードを用いて、その二乗特性により低入力レベル時に高ゲインを持たせている。制御増幅器の信号ブロック線図を図 I.5.10 に示す。



(a) 高度保持信号系統

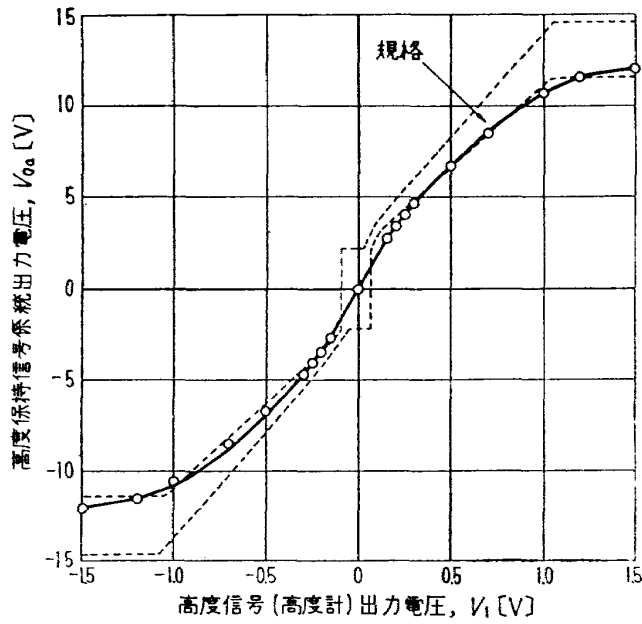


(b) 方位角保持信号系統

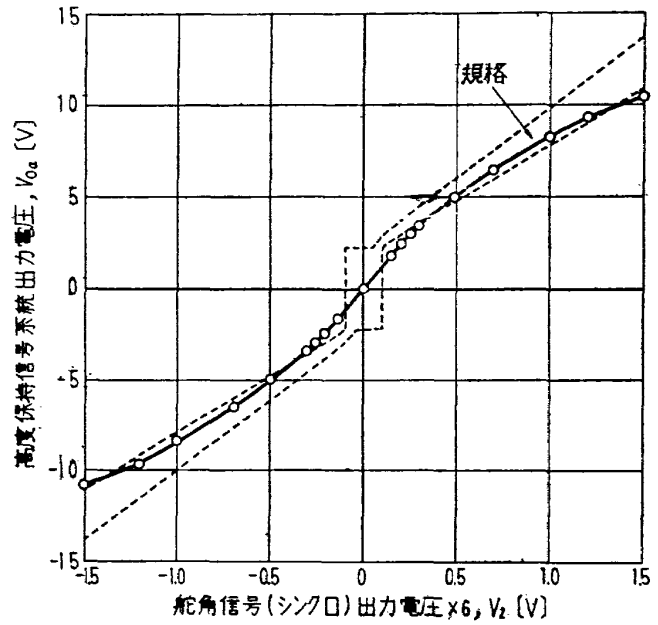
図 I.5.10 制御増幅器信号ブロック線図

5.5.1 高度保持信号系統入出力特性

高度保持信号系統の入出力特性を図 I.5.11 に示す。ただし、図中破線規定部は仕様規格である。同図より微小入力範囲特性を直線近似、各ゲインを以下の値に規定する。

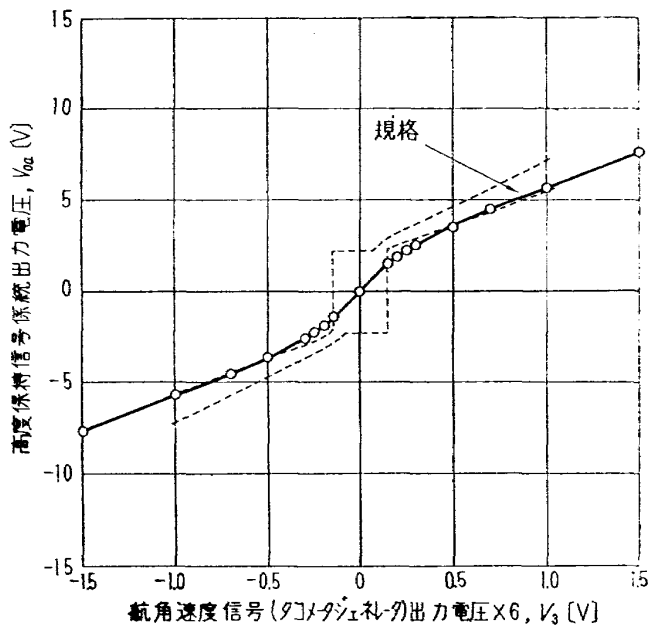


(a) 高度信号（高度計）系統入出力特性



(b) 舵角信号（シンクロ）フィードバック系統入出力特性

図 I.5.11 制御増幅器入出力特性（高度保持系統）



(c) 舵角速度信号（タコメータジェネレータ）フィードバック系統入出力特性

図 I.5.11 （つづき）

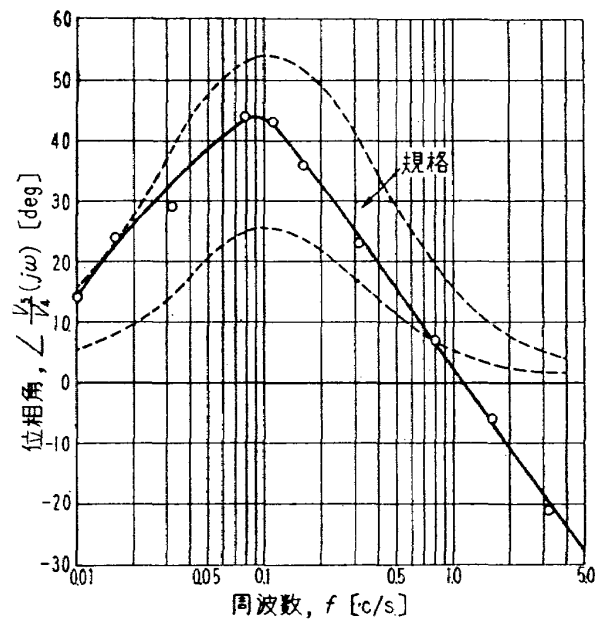


図 I.5.12 高度偏差信号位相進み補償回路周波数応答特性

$$\begin{aligned}\frac{V_{Oa}}{V_1}(s) &= K_1 K_s \\ &= 17.0\end{aligned}\quad (\text{I.5.12})$$

$$\begin{aligned}\frac{V_{Oa}}{V_2}(s) &= K_2 K_s \\ &= 11.3\end{aligned}\quad (\text{I.5.13})$$

$$\begin{aligned}\frac{V_{Oa}}{V_3}(s) &= K_3 K_s \\ &= 8.6\end{aligned}\quad (\text{I.5.14})$$

本信号系統には位相進み回路を内蔵，その特性を図 I.5.12 に示す。伝達関数は下式で規定する。

$$\frac{V_5}{V_4}(s) = \frac{1}{5} \frac{1+3.3s}{1+0.66s} \quad (\text{I.5.15})$$

5.5.2 方位角保持信号系統入出力特性

方位角保持信号系統の入出力特性を図 I.5.13 に示す。ただし，図中破線規定部は仕様規格である。同図より微小入力範囲特性を直線近似，各ゲインを以下の値に規定する。

$$\begin{aligned}\frac{V_{Ob}}{V_6}(s) &= K_4 K_s \\ &= 3.0\end{aligned}\quad (\text{I.5.16})$$

$$\begin{aligned}\frac{V_{Ob}}{V_7}(s) &= K_5 K_s \\ &= 50\end{aligned}\quad (\text{I.5.17})$$

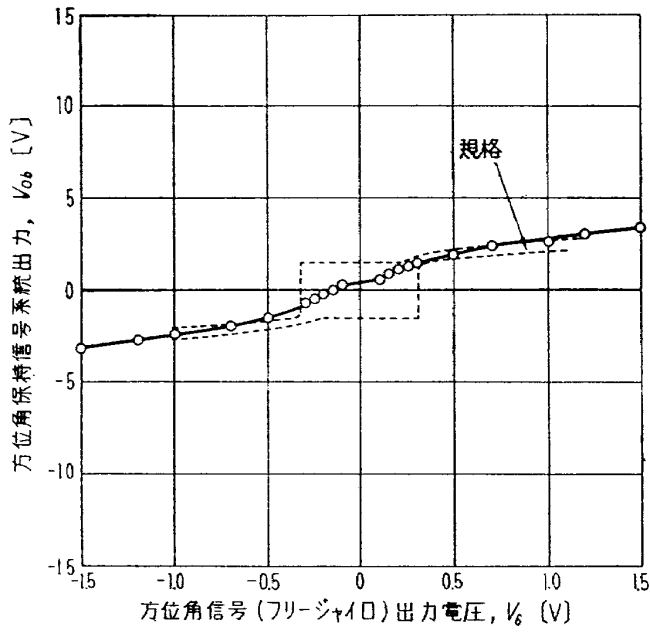
$$\begin{aligned}\frac{V_{Ob}}{V_8}(s) &= K_6 K_s \\ &= 9.0\end{aligned}\quad (\text{I.5.18})$$

$$\begin{aligned}\frac{V_{Ob}}{V_9}(s) &= K_7 K_s \\ &= 7.0\end{aligned}\quad (\text{I.5.19})$$

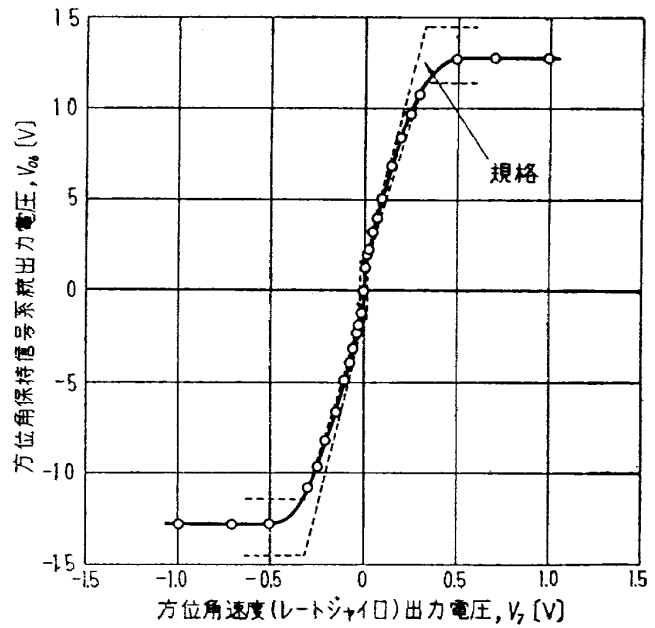
図 I.5.13(a) は入力としてフリージャイロ偏差信号を加えた 制御増幅器の出力特性を示すものであって，同図より本信号系統はそのゲインが低く，立上がり特性が良くないことがわかる。

5.6 D - A インバータ

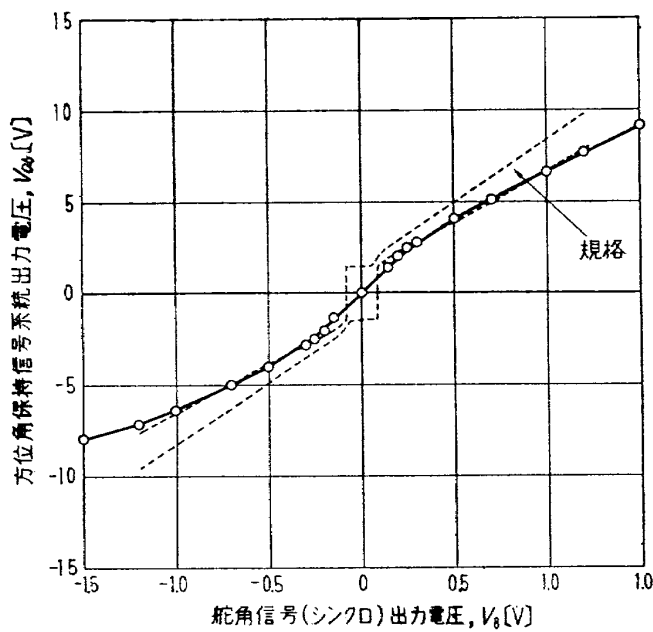
D - A インバータは機上直流電源を受けて姿勢制御装置に必要な交，直各種電源に変換せしめる。その詳細記述は省略する。



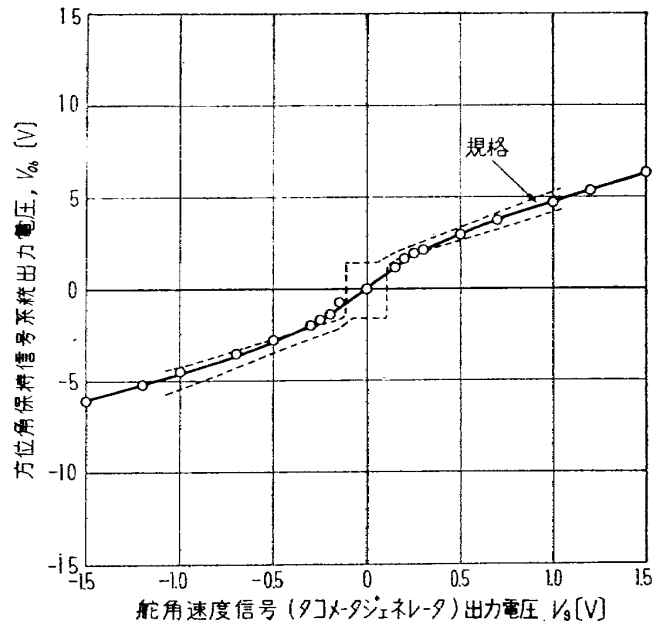
(a) 方位角信号 (フリージャイロ) 系統
入出力特性



(b) 方位角角速度信号 (レートジャイロ)
系統入出力特性



(c) 舵角信号 (シンクロ) フィードバック
系統入出力特性



(d) 舵角速度信号 (タコメータジェネレータ)
フィードバック系統入出力特性

図 I.5.13 制御増幅器入出力特性 (方位角保持系統)

I.6 姿勢制御装置の特性および姿勢制御系の線形近似による特性解析

6.1 ブロック線図

姿勢制御系のブロック線図を図 I.6.1, I.6.2 に示す。両図は第 I.4 節, 第 I.5 節において明らかにした機体特性, 構成要素単体特性を, 線形とみなすことができる範囲内, あるいは線形近似手法によって記述した。実際は各特性に種々の非線形性が存在するが, その影響を無視しても高度保持姿勢制御系の特性は線形近似により十分満足に表わされる。以下本節第 2 項において姿勢制御装置各系統の特性について, また第 3 項以降において線形近似により解析した姿勢制御系の特性について述べる。

6.2 姿勢制御装置高度保持および方位角保持各系統の特性

6.2.1 静特性

高度偏差入力に対する舵角応答の静特性を図 I.6.3 に, 方位角偏差入力に対するものを図 I.6.4 に示す。両図に認められる非線形特性は, 制御増幅器, アクチュエータの両特性と出力機構のバックラッシュが総合されたものであるが, 構造的に考えれば出力機構のバックラッシュは前者に比べて十分無視できる。その特徴は以下のとおりである。

(1) ヒステリシス特性

図 I.6.3, I.6.4 とともにヒステリシス特性が顕著に現われているが, 制御増幅器特性 (図 I.5.11(a), I.5.13(a) 参照) より推して, そのゲインを高めればヒステリシス特性に基づく非線形効果は減少できることがわかる。

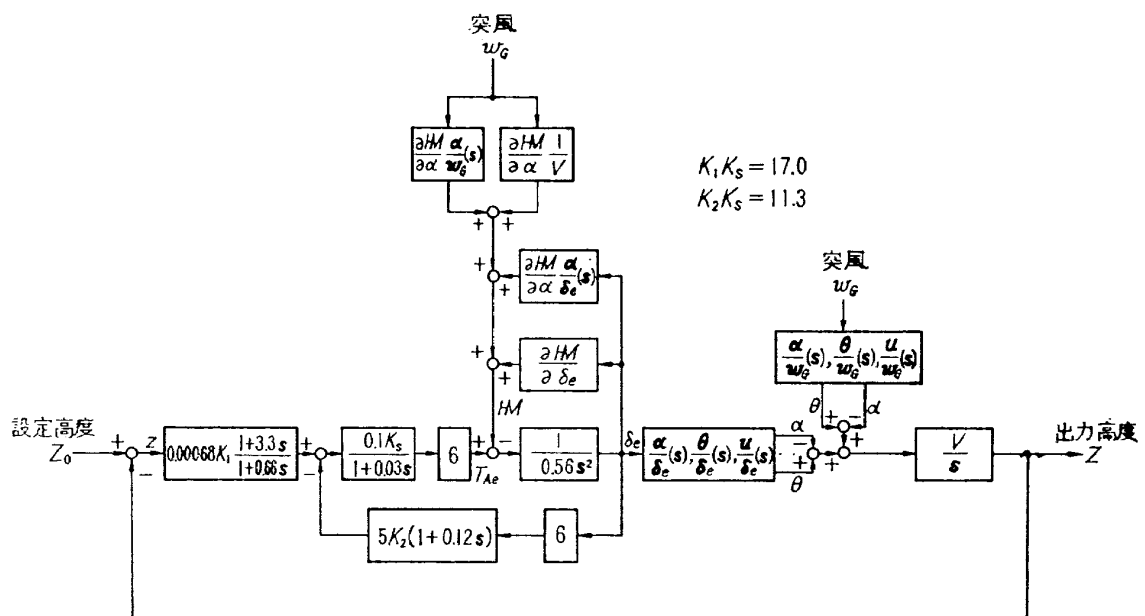


図 I.6.1 姿勢制御系ブロック線図 (高度保持系)

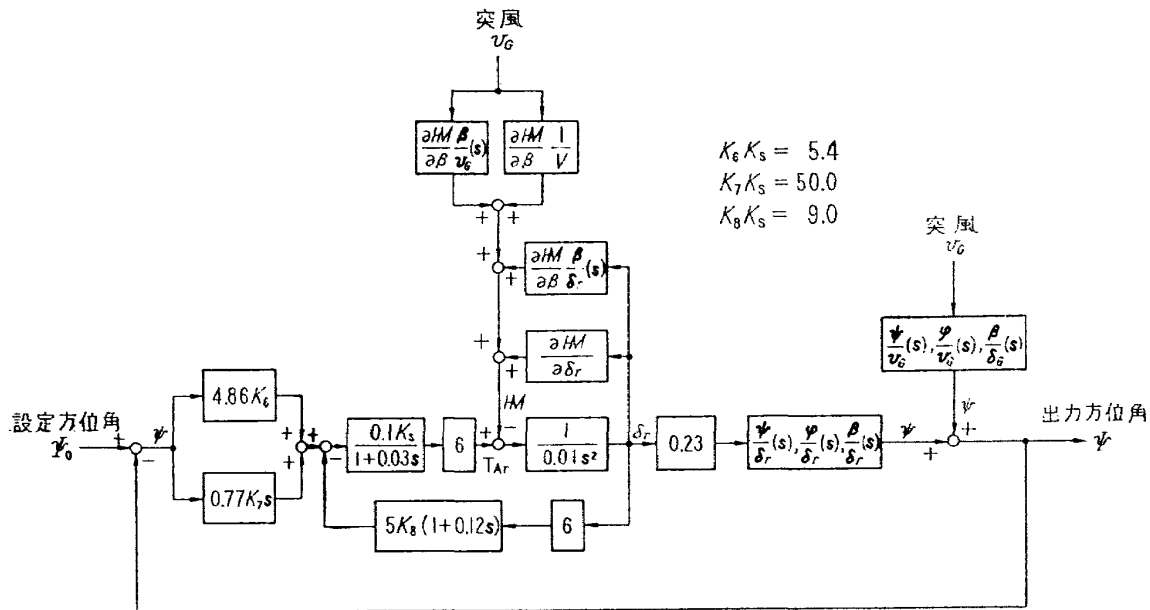
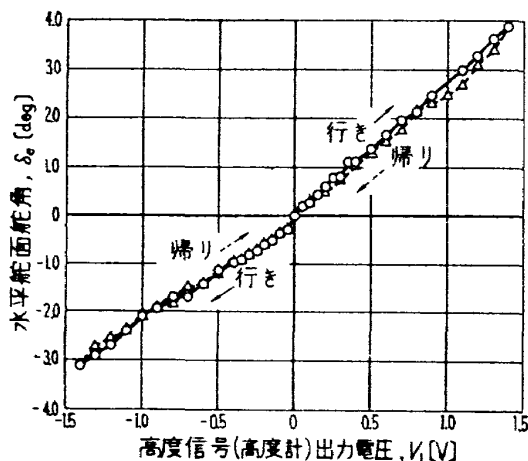
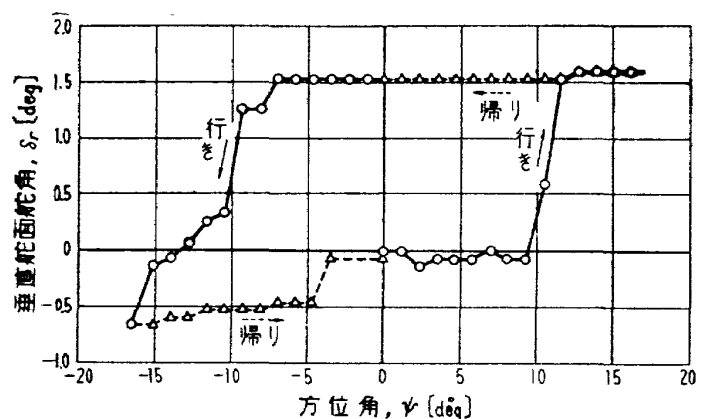


図 1.6.2 姿勢制御系ブロック線図 (方位角保持系)

図 1.6.3 姿勢制御装置特性
(高度保持系統)図 1.6.4 姿勢制御装置静特性
(方位角保持系統)

(2) 不感帯特性

両図を比較すれば不感帯特性に顕著な相違が認められる。さきにアクチュエータの出力トルクは制御信号に比例するものと考えた(前節 4.2 項)が、本実験に使用したアクチュエータは一般に微小入力に対する特性が良くない。したがって不感帯の幅を小さくするには制御増幅器の立上り特性を改善する必要がある。

(3) 位置再現性の不良

静的な位置再現性が良くないが、これはパウダクラッチの残留磁気不等、静止摩擦トルクなどに原因するものと考えられる。制御増幅器のゲインを高めればこのばらつきは小さくなる。

(4) 非対称性

正逆回転に対して非対称性が現われている原因は、アクチュエータトルク伝達機構の特性不均一によるものであるから、系のゲインなどを故意に不平衡にして調整する必要がある。

(5) 経時変化

実験を繰り返せばアクチュエータ特性が徐々に変化する現象が認められる。この現象の直接原因は時間経過にともなう温度変化によるものであって、クラッチ入力軸がモータで常時駆動される結果、クラッチ間隙を埋めるパウダ間に滑りによる摩擦熱が発生、そのために磁路の磁気特性に変化を生ずることによる。したがってさきに式 (I.5.8) において一定と考えたクラッチ定数は、時間関数と考えることが妥当である。ただし上記の特性変化は緩慢である (付図 D.9 参照) から、姿勢制御装置を実用する上で問題となるおそれはない。

6.2.2 周波数応答特性

(1) 高度保持系統周波数応答特性

高度保持系統の周波数応答特性を図 I.6.5 に、その応答波形を図 I.6.6 に示す。偏差信号は制御増幅器の位相進み回路で補償されるから、周波数の増加にともなってゲインが増大する (図 I.5.12 参照)。したがって周波数が高くなれば十分線形波形とみなすことができるが、0.1 c/s 以下の低周波領域においては非線形特性が強調される。なお負荷の有無による相違はほとんど認められない (図 I.6.5)。また、図 I.6.6 に認められるスティックアンドスリップ現象は静止摩擦トルクに起因するものと考えられる。

高度保持系統周波数応答の線形近似式は図 I.6.1 より、

$$\frac{\partial_e}{Z}(s) = \frac{0.0069(1+3.3s)}{(1+0.66s)(0.017s^3+0.56s^2+(0.03\Delta H(s)+24)s+\Delta H(s)+203)} \quad (\text{I.6.1})$$

ただし、

$$w_G = 0$$

$$\Delta H(s) = \frac{\partial H}{\partial \delta_e} + \frac{\partial H}{\partial \alpha} \frac{\alpha}{\delta_e}(s)$$

上式において、 $\Delta H \cong \frac{\partial H}{\partial \delta_e} = 15.5$ (飛行速度 $2.5M$ における値)、 $s = j\omega$ として求めた計算結果を図 I.6.5 に示した。計算値と実験結果とは良く一致しており、高度保持系統伝達関数は線形近似による式 (I.6.1) でもって十分に近似可能である。

(2) 方位角保持系統周波数応答特性

方位角保持系統は、静特性を表わす図 I.6.4 から考察されるように、その特性を大幅に改善しなければ実用に供することが困難である。したがって、本系統の特性改善方法、詳細特性解析などについては第 II 部に一括、説明を加えることとし、以後第 I 部における実験解析に関して本系統は除外する。

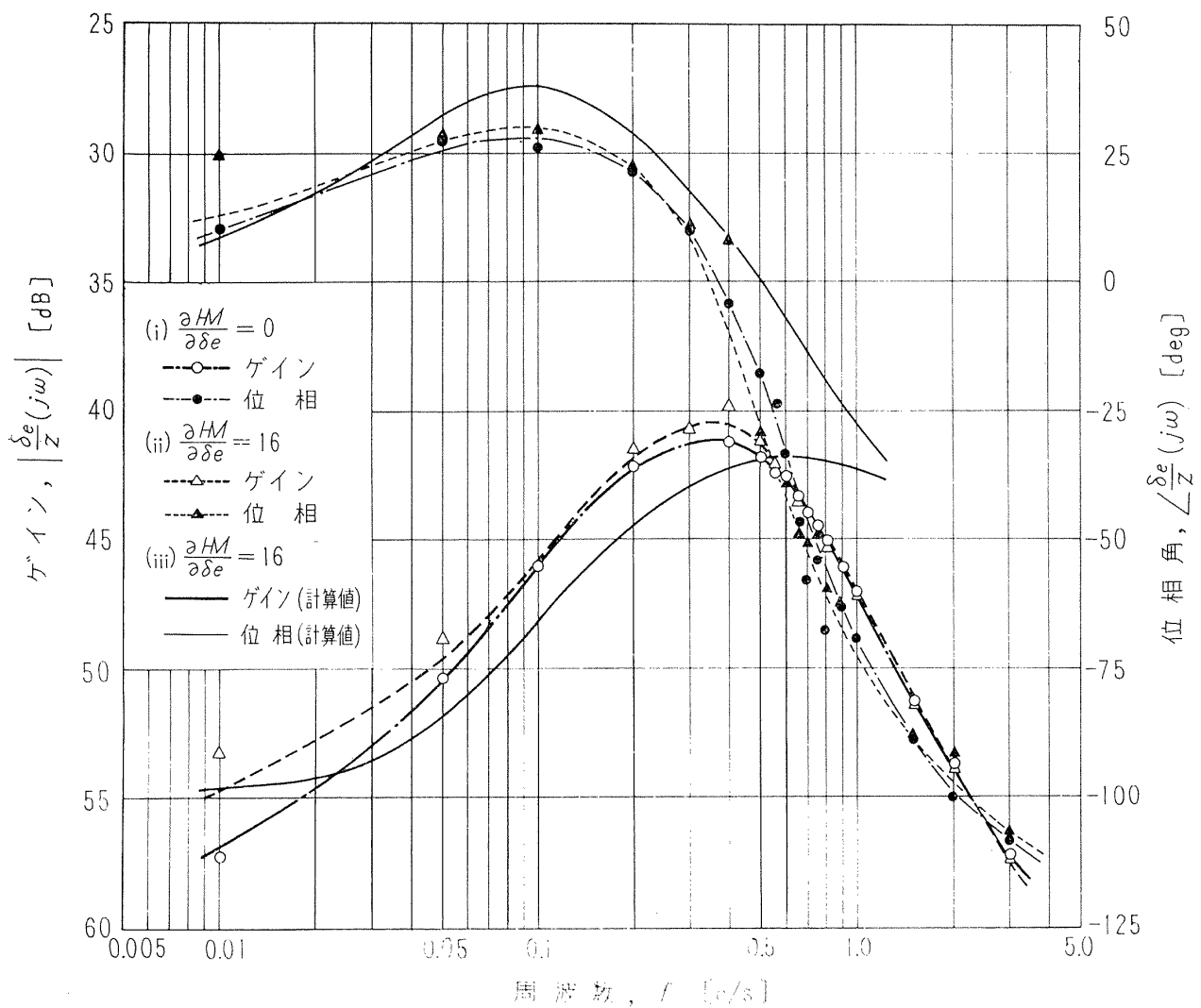


図 I.6.5 姿勢制御装置周波数応答特性（高度保持系統）

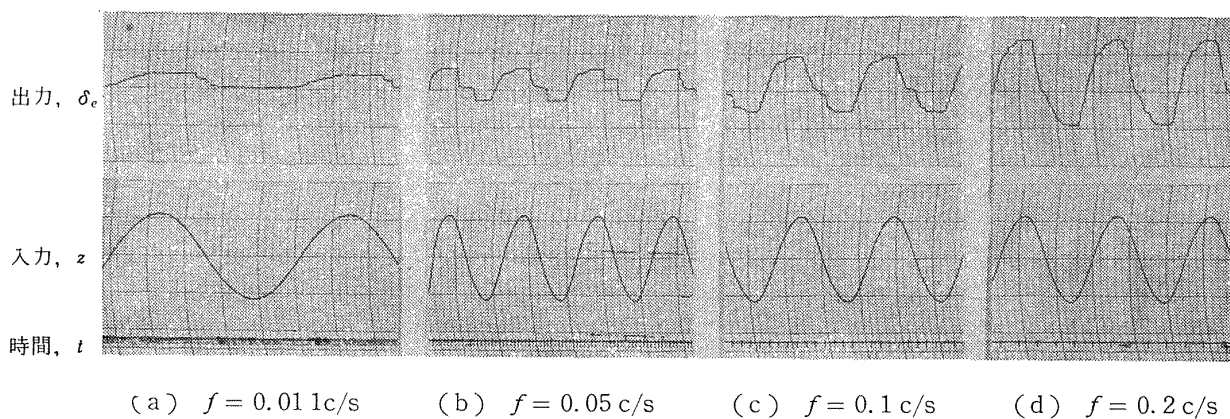


図 I.6.6 姿勢制御装置周波数応答波形（高度保持系統）（無負荷）

タイムマークは1秒を表わす。

6.3 高度保持姿勢制御系の線形近似による特性解析

高度保持姿勢制御系において、縦突風が舵角ヒンジモーメントにおよぼす影響は僅少であるから、その関係項を無視して解析を行なう。

本制御系の伝達関数は図 I.6.1 より、第 I.4 節、付録 C の諸式および式 (I.7.1) を用いて以下に示す式で表わされる。

$$\frac{Z}{Z_0}(s) = \frac{0.0069V}{F_X(s)}(1+3.3s)\{-D_4s^3+(C_3-C_4)s^2+(B_3-B_4)s+A_3-A_4\} \quad (\text{I.6.2})$$

$$\begin{aligned} \frac{Z}{w_g}(s) = & \frac{V}{F_X(s)}(1+0.66s)\{0.017s^3+0.56s^2+(0.03\Delta H(s)+24)s+\Delta H(s)+203\} \\ & \times \{-E_7s^4+(D_6-D_7)s^3+(C_6-C_7)s^2+(B_6-B_7)s+A_6-A_7\} \end{aligned} \quad (\text{I.6.3})$$

ただし、

$$\begin{aligned} F_X(s) = & sf_X(s)(1+0.66s)\{0.017s^3+0.56s^2+(0.03\Delta H(s)+24)s+\Delta H(s)+203\} \\ & +0.0069V(1+3.3s)\{-D_4s^3+(C_3-C_4)s^2+(B_3-B_4)s+A_3-A_4\} \\ f_X(s) = & A_1+B_1s+C_1s^2+D_1s^3+s^4 \end{aligned}$$

本制御系の安定性はつぎの特性方程式から判別することができる。

$$\begin{aligned} F_X(s) &= \sum_{i=0}^9 n_i s^i \\ &\cong \sum_{i=0}^6 n_i s^i \quad (1 \text{ よりも小さい根に対して}) \end{aligned} \quad (\text{I.6.4})$$

ただし、

$$\Delta H(s) \cong \frac{\partial H}{\partial \delta_e}$$

n_i : 定数

各飛行速度における本制御系の長周期モードを表 I.6.1 に示す。同表より本制御系は地上回収時飛行速度 $0.2M$ の場合を除けば安定であることが示される。ただし地上回収速度における解析は高度計ゲインとして高度 11 km における値を使用した。

つぎに高度および定常突風として単位ステップ関数を考える。式 (I.6.2), (I.6.3) に最終値定理を適用することにより、制御法は以下に示す定数 η_1 , η_2 で表わすことができる。

$$\begin{aligned} \eta_1 &= \lim_{s \rightarrow 0} \left[s \frac{Z}{Z_0}(s) \frac{1}{s} \right] \\ &= 1 \end{aligned} \quad (\text{I.6.5})$$

$$\begin{aligned} \eta_2 &= \lim_{s \rightarrow 0} \left[s \frac{Z}{w_g}(s) \frac{1}{s} \right] \\ &= \frac{(\Delta H(0)+203)(A_6-A_7)}{0.0069(A_3-A_4)} \end{aligned} \quad (\text{I.6.6})$$

表 I.6.1 姿勢制御系長周期モード（高度保持系）

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
非振動値	λ_1 (1/s)	-0.00223	-0.0270	-0.0360	-0.0514	-0.0336	-0.0154	-0.00572	0.00184
	$T_{1/2}$ または T_2 (s)	311	25.7	19.3	13.5	20.6	45.6	121	377
非振動根	λ_2 (1/s)	-1.43	-1.33	-1.09	-1.26	-1.33	-1.39	-1.43	-1.42
	$T_{1/2}$ (s)	0.485	0.521	0.636	0.550	0.521	0.499	0.485	0.488
振動根	σ (1/s)	-0.0187	-0.0747	-0.267 -0.351	-0.0922	-0.0545	-0.0405	-0.0211	-0.0318
	ω (rad/s)	0.125	0.237	—	0.266	0.204	0.183	0.128	0.201
	$T_{1/2}$ (s)	37.2	9.29	2.60 1.97	7.52	12.7	16.3	32.9	21.7
	P (s)	50.3	31.4	—	23.6	30.8	34.3	49.1	31.3
	ω_n (rad/s)	0.126	0.248	—	0.282	0.211	0.187	0.130	0.203
	ζ	0.148	0.301	—	0.327	0.258	0.227	0.162	0.157

したがって、前者より本制御系は高度ステップに対しては定常位置偏差を生じないこと、また後者より定常突風に対しては入力 η_2 倍の偏差を生ずることが示される。各飛行速度における η_2 の値を表 I.6.2 に示す。

表 I.6.2 定常突風に対する姿勢制御系定常偏差（高度保持系）

飛行速度 (M)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7
η_2	-0.00145	-0.0000760	-0.000827	-6.961	0.000497	0.00121
$2\eta_2$	-0.0291	-0.00152	-0.0165	-139.2	0.00994	0.0241

6.4 トリム高度

一定速度でもって水平直線飛行を続ける定常トリム状態を考えれば、この状態ではある舵角を取って迎え角はトリム値に保持される。したがってトリム舵角を必要とすることより、一般に零ではないトリム高度を生ずることになる。このときのトリム迎え角などは式 (I.4.10)～(I.4.12) により決定される(付表 B.1 参照)。

定常トリム状態においては図 I.6.1 より下式を得る。

$$z_t = \frac{1}{0.00694} \left(\frac{\partial H}{\partial \alpha} \alpha_t + \frac{\partial H}{\partial \delta_e} \delta_{e_t} + 203 \delta_{e_t} \right) \quad (\text{I.6.7})$$

上式より求めた各飛行速度におけるトリム高度を図 I.6.7 に示す。

6.5 発進特性

全備状態の機体が初速度 $0.7M$ でもって設定高度、設定方位に水平発進するものと仮定すれば、発進直後の機体運動は $0.7M$ (全備) における定常トリム状態を基準とし、初期条件を与えて図 I.6.1 より解析的に求めることはできるが、姿勢制御系の運動は飛行速度に比べてきわめて緩慢

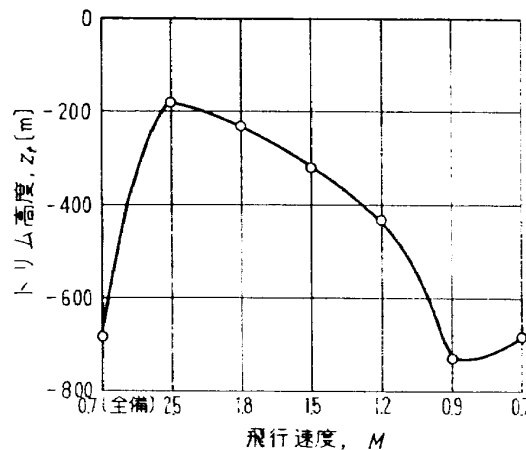


図 I.6.7 トリム高度

な運動であるから、このような解析の有用性は少ない。なお発進時のトリム高度に対するステップ応答であると考えれば、シミュレーション実験によって近似発進特性は推測できる。高度ステップ入力に対するシミュレーション実験については次節で述べることとする。

I.7 高度保持姿勢制御系のシミュレーション実験および検討

7.1 実験方法

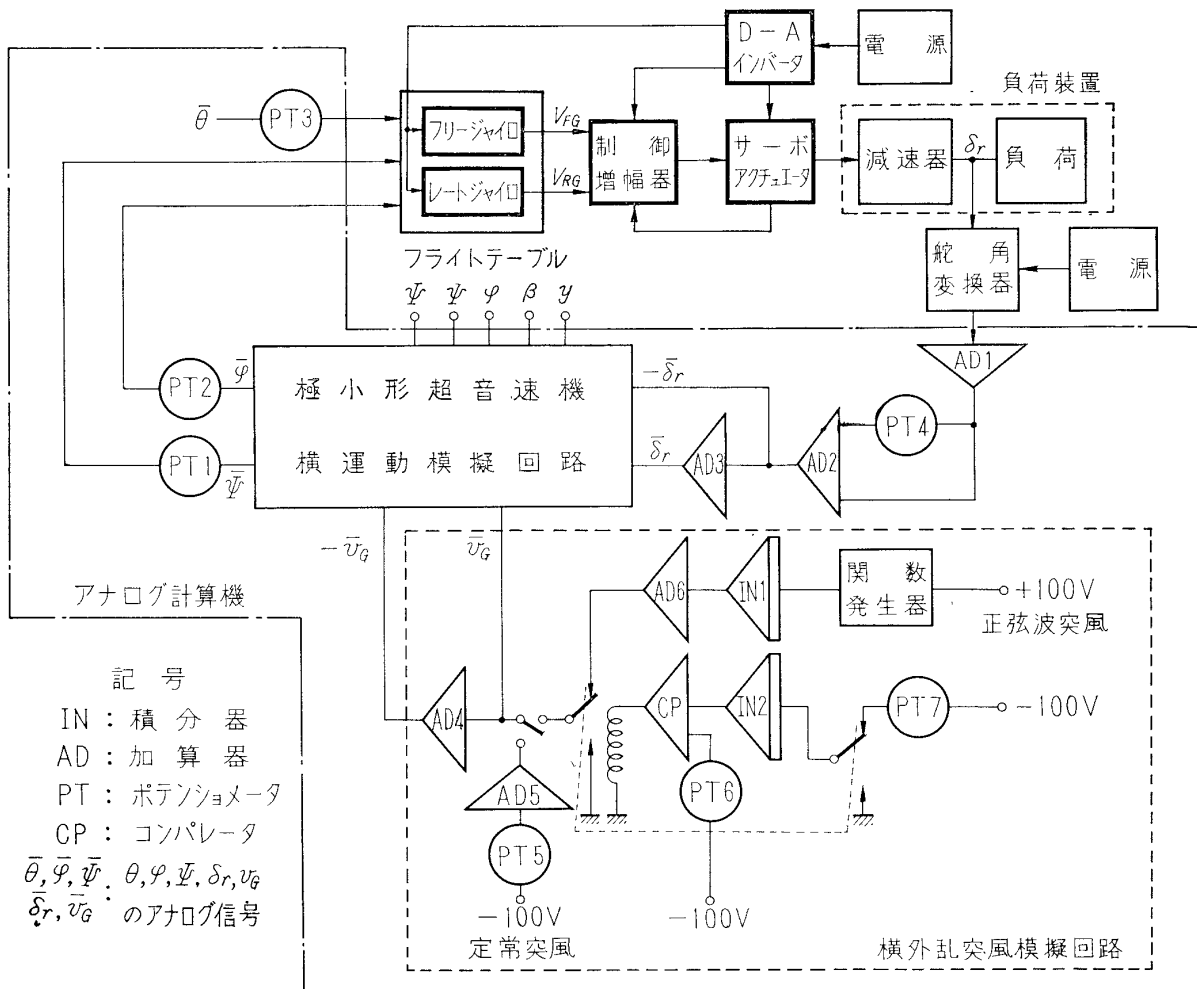
第 I.2 節で述べた実験設備を使用して高度保持姿勢制御系のシミュレーション実験を行なった。そのシミュレーション回路図を図 I.7.1 に示す。図中、太実線で記入した各ブロックは実験に使用した姿勢制御装置構成のハードウェア各単体を表わす。既述のように、実験設備の関係上、高度計はアナログ計算機、変調器により構成し、模擬した。なお負荷装置に設けた減速器はアクチュエータ出力を舵面に伝える減速比 6 : 1 の歯車機構である。機体の縦運動は式 (I.4.1) ~ (I.4.5) より模擬構成される (図 I.7.1 (b))。なお運動方程式は安定軸基準によっているから、姿勢制御系はトリム状態から入力を受けることになる。その入力の本実験では高度ステップおよび縦突風を加えることとし、突風としては定常突風および 1 周期の正弦波突風を考えた。また実験範囲は規定各飛行速度における安定性および運動性の解析に限ることとした。その種類を表 I.7.1 に示す。

表 I.7.1 実験の種類（高度保持系）

項 目		入 力						
設定高度	$[Z_0]$ (m)	100, 200, 300, 400, 500						
縦外乱突風 (w_G) [m/s]	定常突風 (w_G)	10, 20						
	正弦波突風 (w_G)*	W	5	5	5	10	10	10
		ω	0.2	0.4	0.6	0.2	0.4	0.6

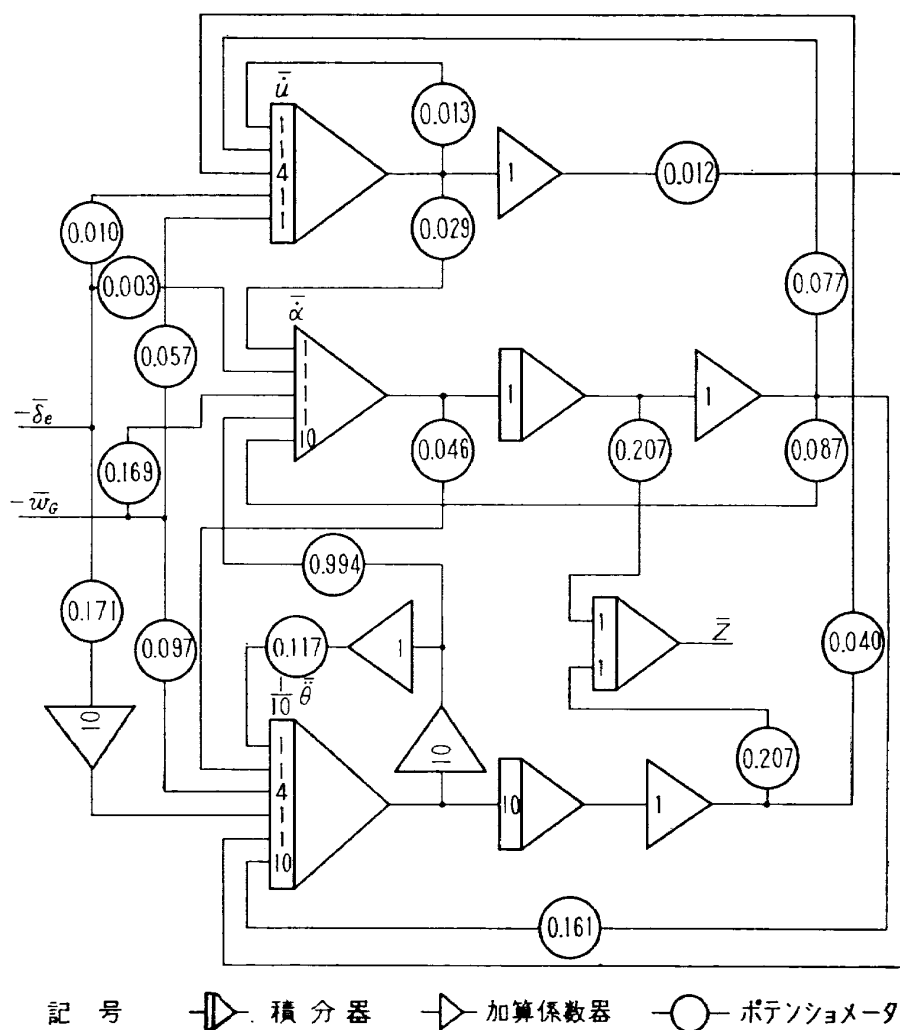
注) 正弦波突風 $w_G = W (1 - \cos \omega t) \quad \left(0 \leq t \leq \frac{2\pi}{\omega}\right)$

$= 0 \quad \left(t > \frac{2\pi}{\omega}\right)$



(a) 模擬回路

図 I.7.1 姿勢制御系模擬回路（高度保持系）



注 : \bar{w}_G などはアナログ信号を表わす

(b) 極小型超音速機模擬回路 (飛行速度 $0.7M$ 全備)

図 1.7.1 (つづき)

7.2 応答特性

規定各飛行速度における主要応答特性は以下のとおりである。ただし第 I.6 節 2.2 項で述べたことに従い、実験はすべて無負荷で行なった。なお以下に示す応答特性はすべて図 I.7.2 に示す変調器特性を含めたものである。

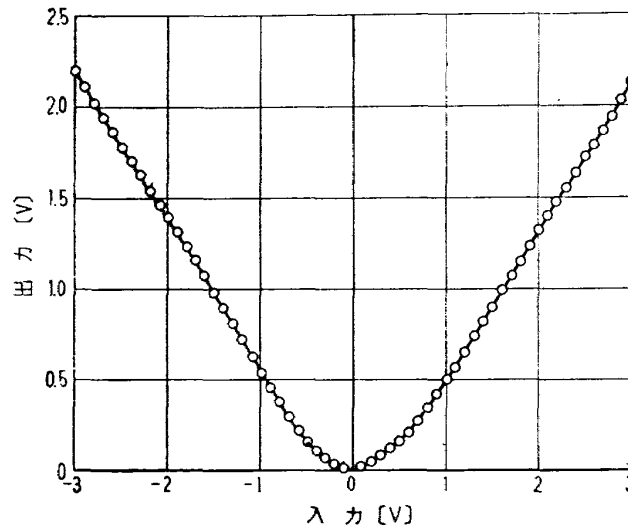


図 I.7.2 変調器入出力特性

7.2.1 高度ステップに対する応答特性

高度ステップを加えた場合の応答特性を図 I.7.3 に、2 種の飛行速度において高度ステップの大きさが変化した場合の比較を図 I.7.4 に示す。

7.2.2 突風に対する応答特性

(1) 定常突風に対する応答特性

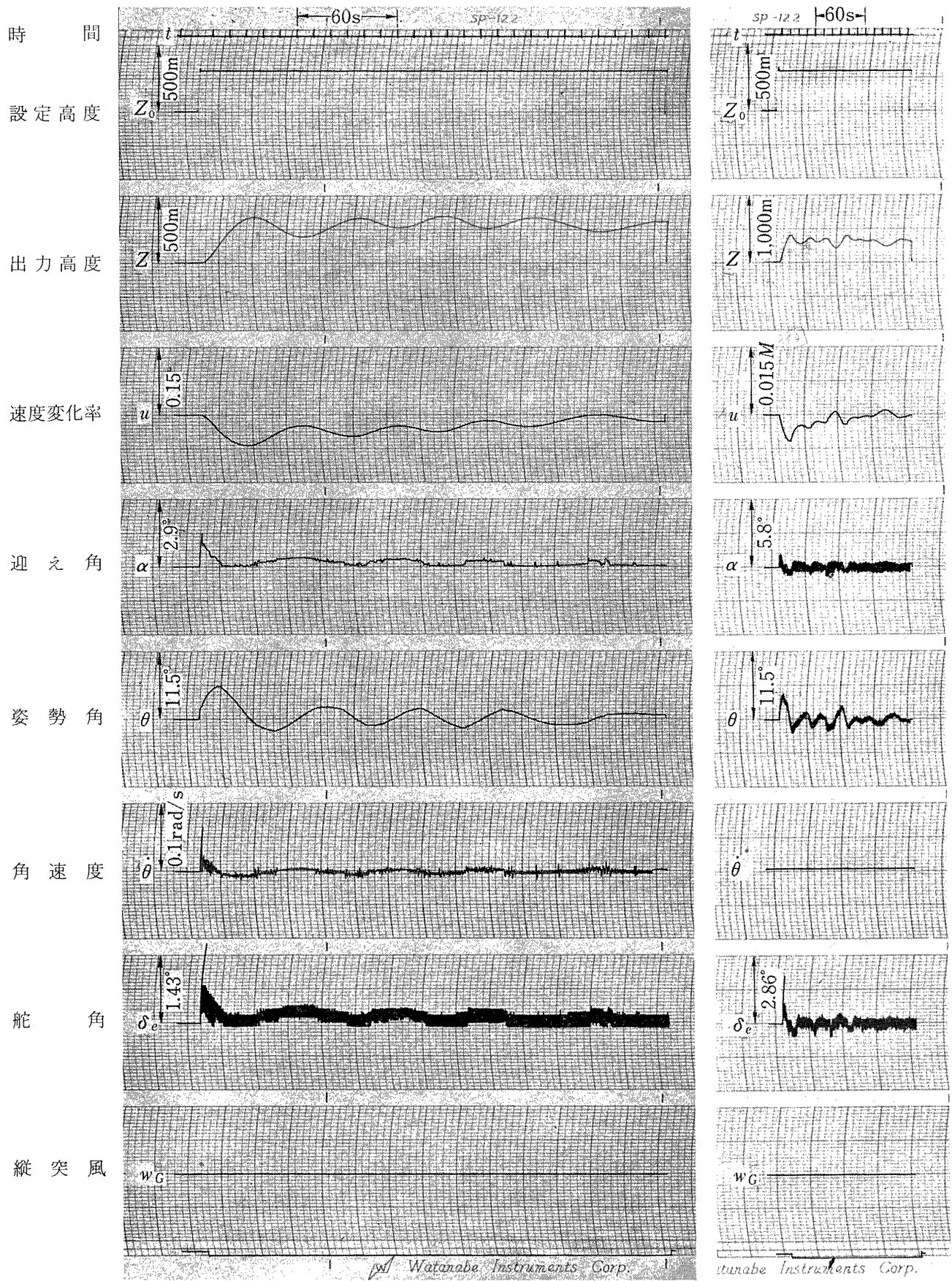
定常突風を加えた場合の応答特性を図 I.7.5 に示す。

(2) 正弦波突風に対する応答特性

正弦波突風を加えた場合の応答特性を図 I.7.6 に示す。

7.3 安定性

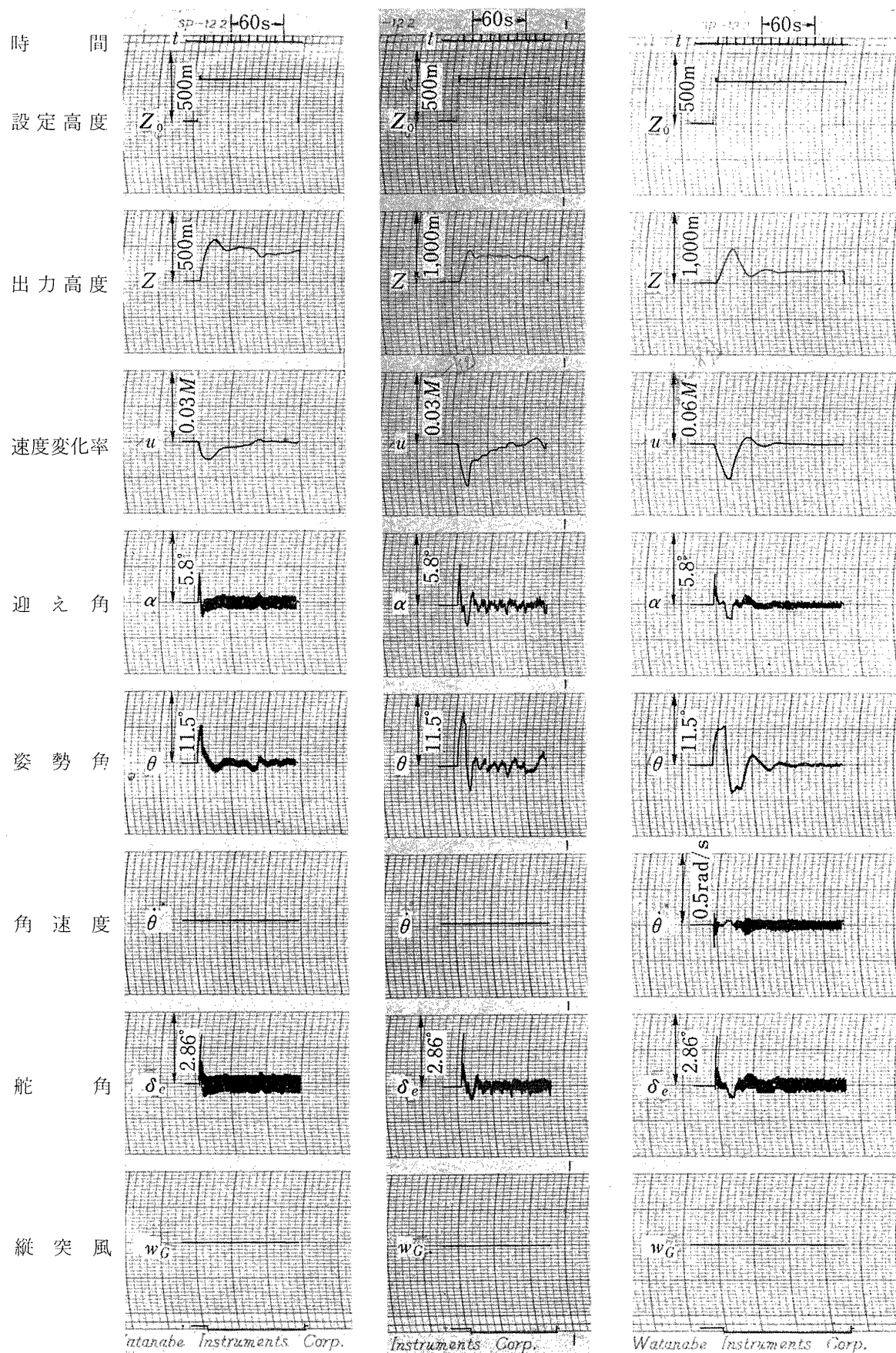
シミュレーション実験の結果、姿勢制御系は $0.2M$ を除く各飛行速度において限界安定性を示す。飛行速度 $0.7M$ (全備), $0.7M$ において制御系には減衰の悪い振動根が存在する。また $2.5M$, $1.8M$, $1.5M$, $1.2M$ においては減衰の良い安定な応答を示す。しかし定常状態に近づくにともなって複雑なリミットサイクルが応答に現われる。その原因として、アクチュエータに非線形特性が存在すること、および $1.5M$ を除く各速度においては制御対象が不安定であることがあげられる。つぎに $0.9M$ においては比較的減衰の良い安定な応答を示す。なお、 $0.7M$ (全備), $0.9M$, $0.7M$ においては出力高度にリミットサイクルが現われるが、その原因もアクチュエータの非線形特性によるものと考えられる。



(a) 飛行速度 0.7M (全備)

(b) 飛行速度 2.5M

図 1.7.3 ステップ入力に対する姿勢制御系応答特性 (高度保持系)



(c) 飛行速度 1.8M

(d) 飛行速度 1.5M

(e) 飛行速度 1.2M

図 1.7.3 (つづき)

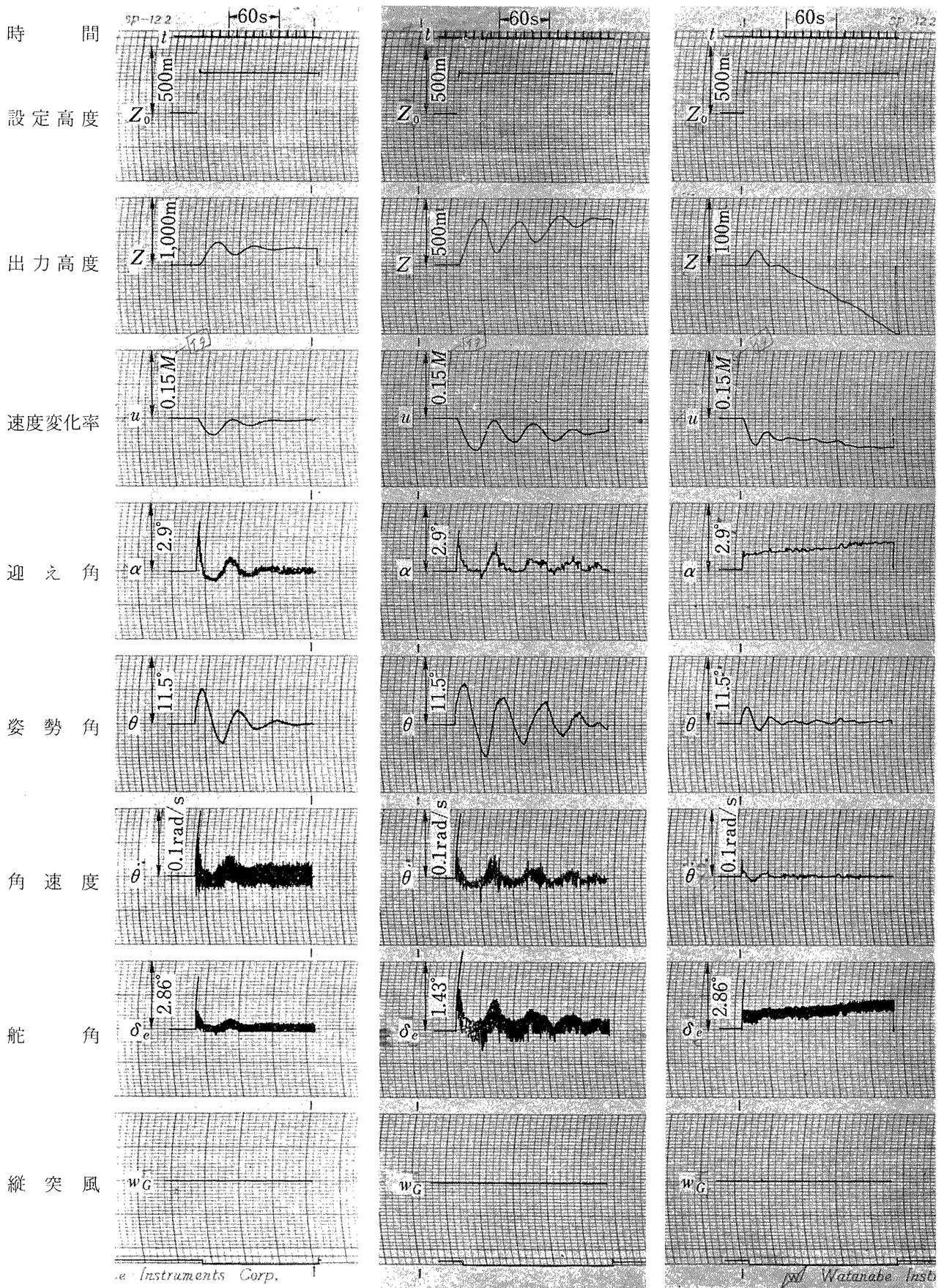


図 I.1.7 (つづき)

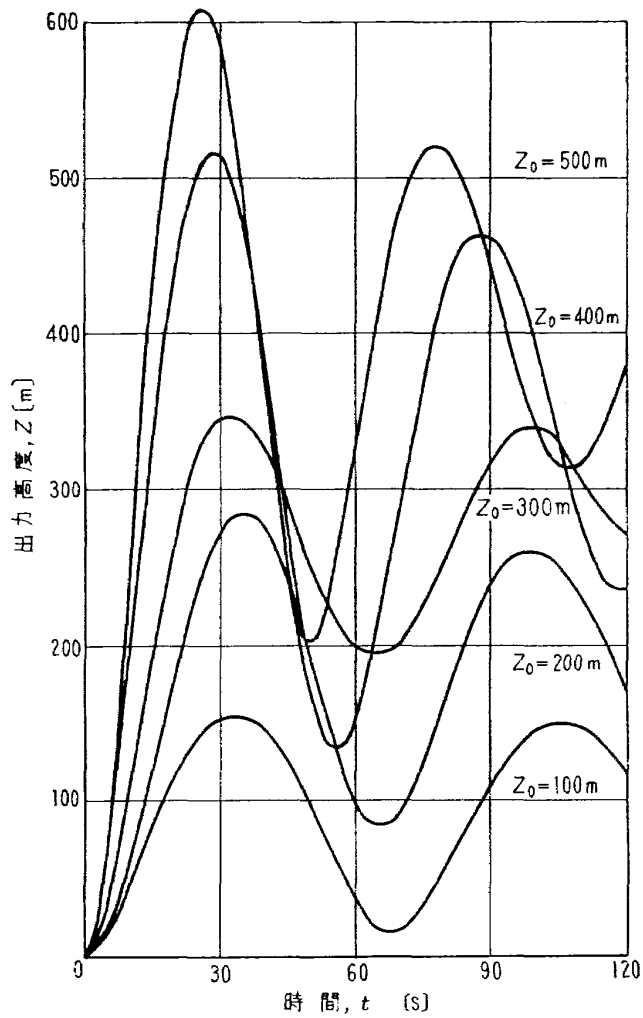
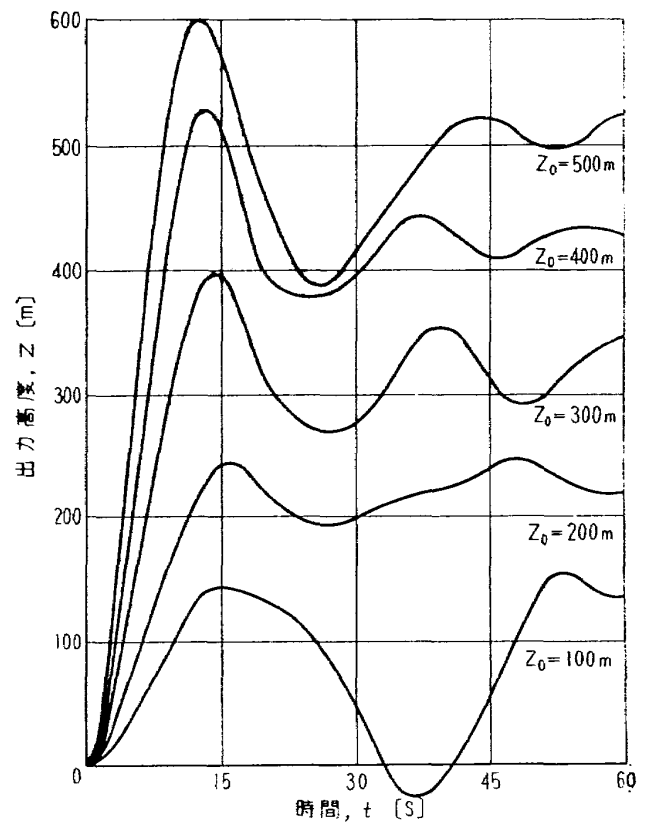
(a) 飛行速度 $0.7M$ (全備)(b) 飛行速度 $2.5M$

図 1.7.4 ステップ入力に対する姿勢制御系応答特性 (高度保持系)

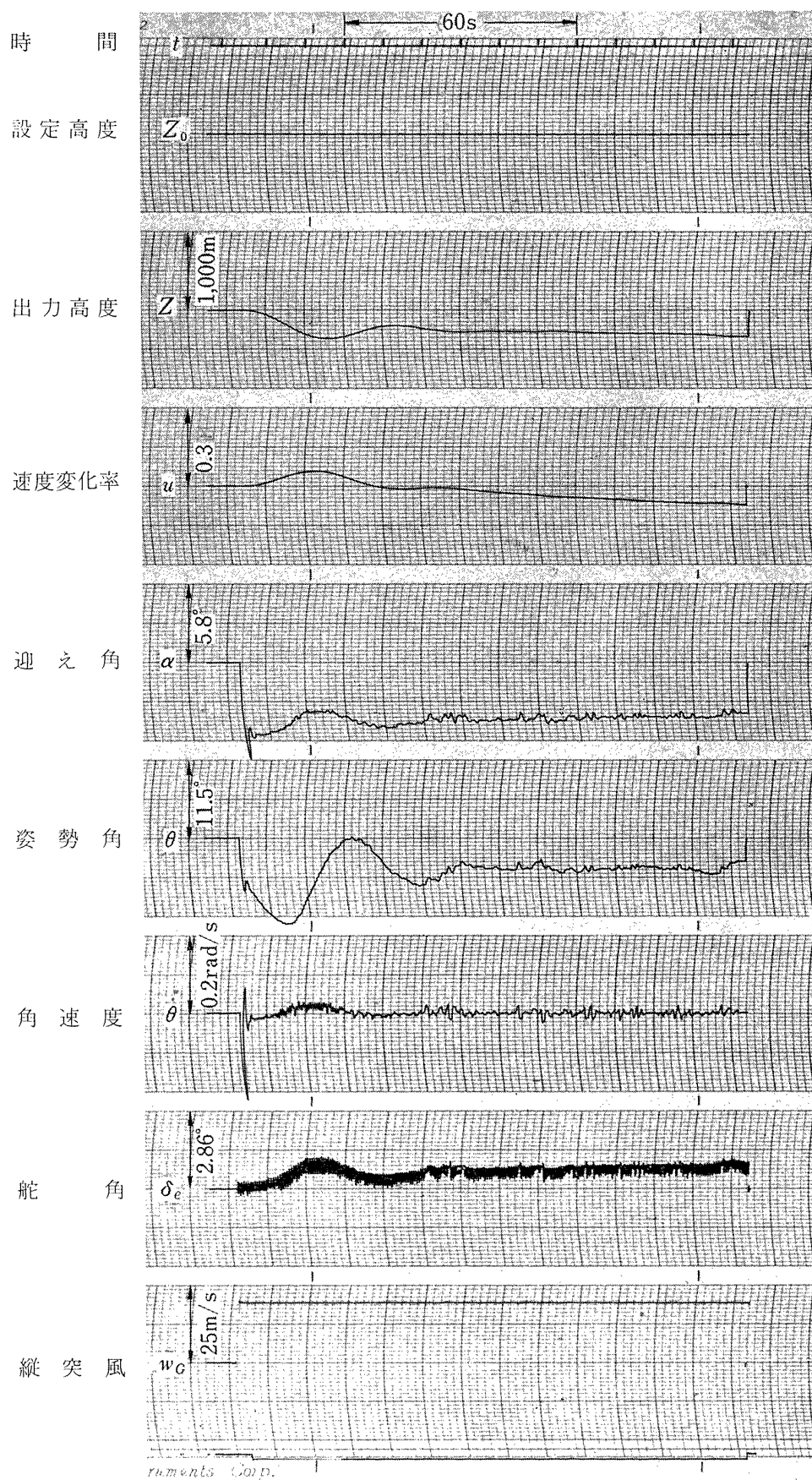
(a) 飛行速度 $0.7M$ (全備)

図 I.7.5 定常突風に対する姿勢制御系応答特性 (高度保持系)

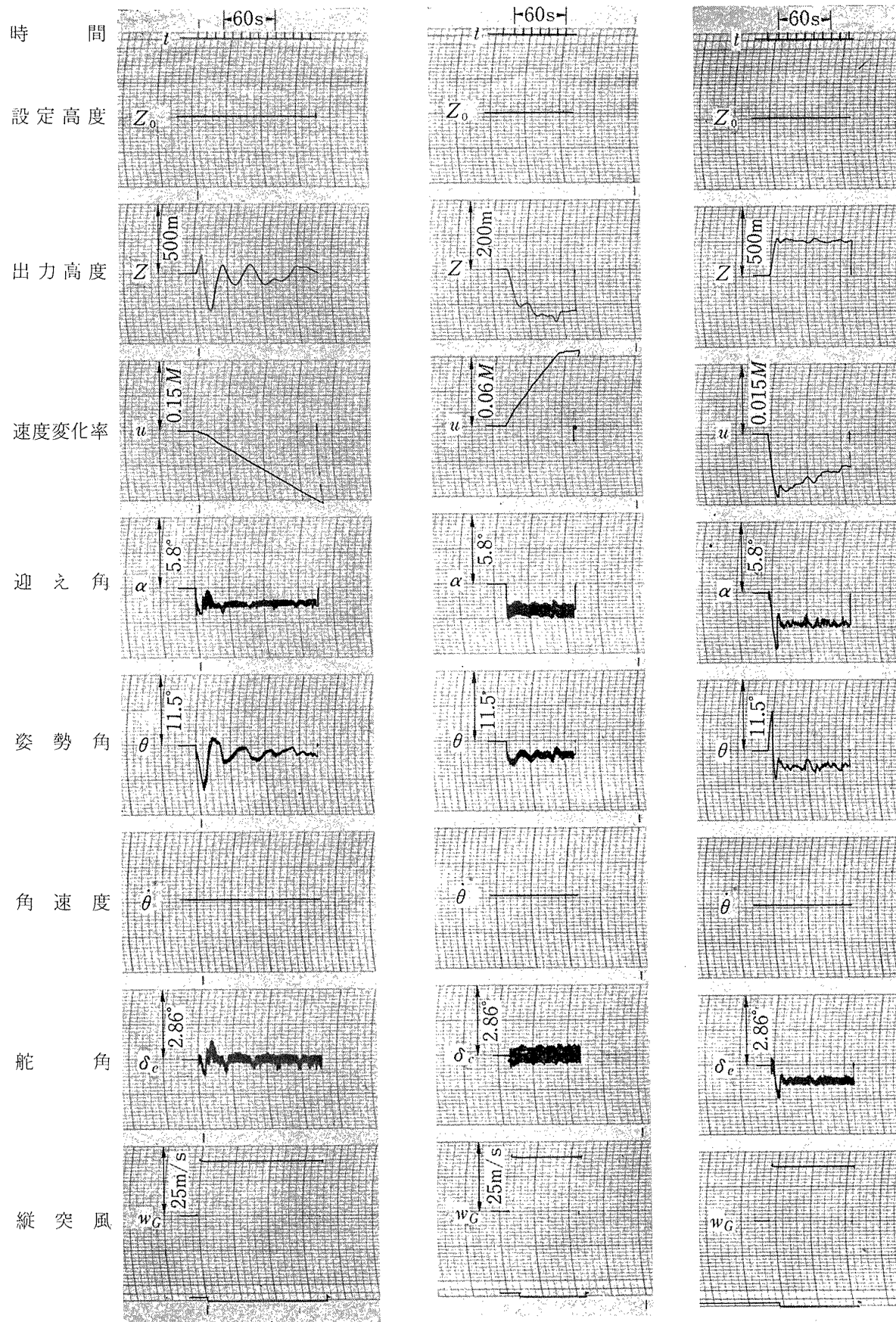


図1.7.5 (つづき)

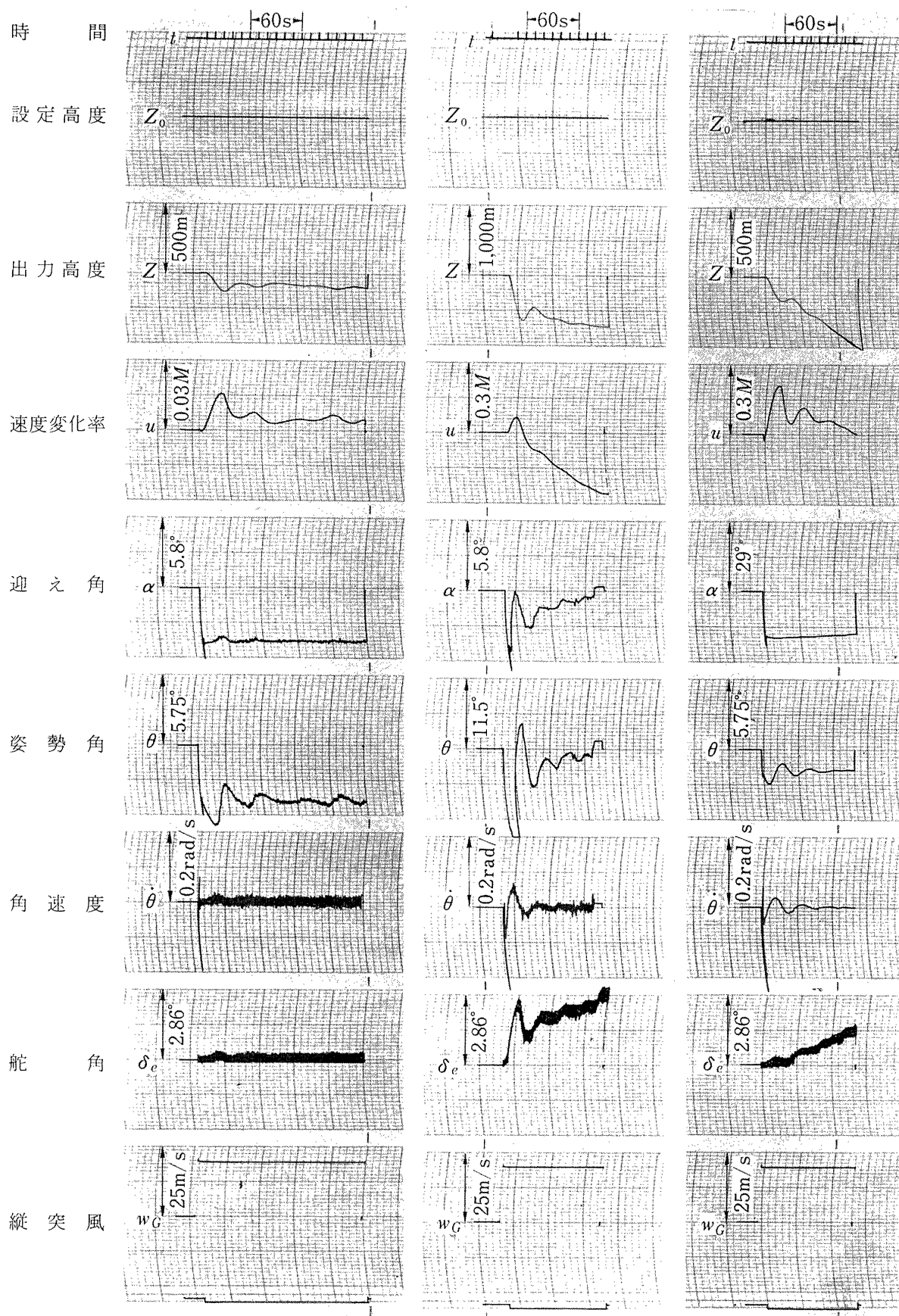
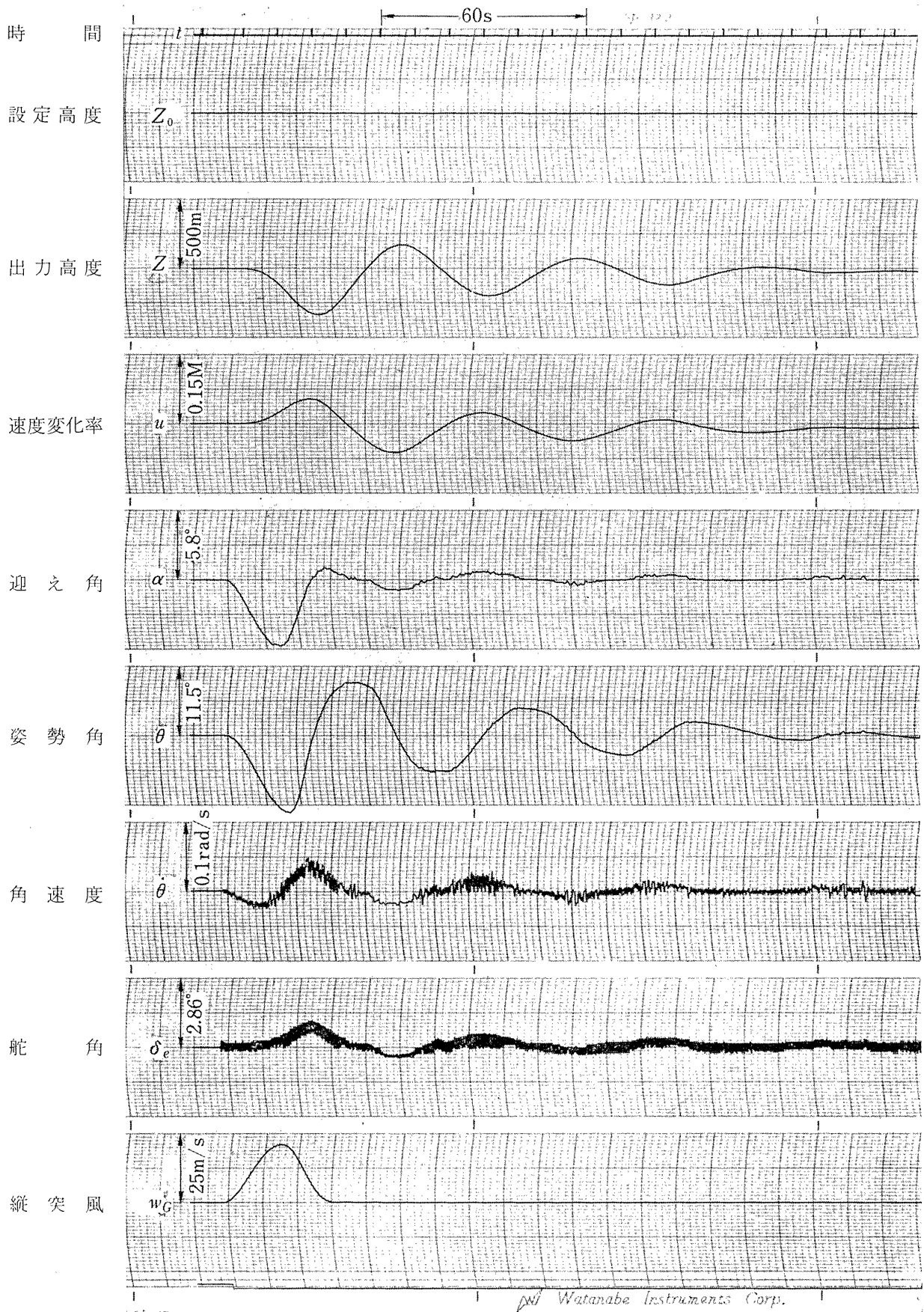
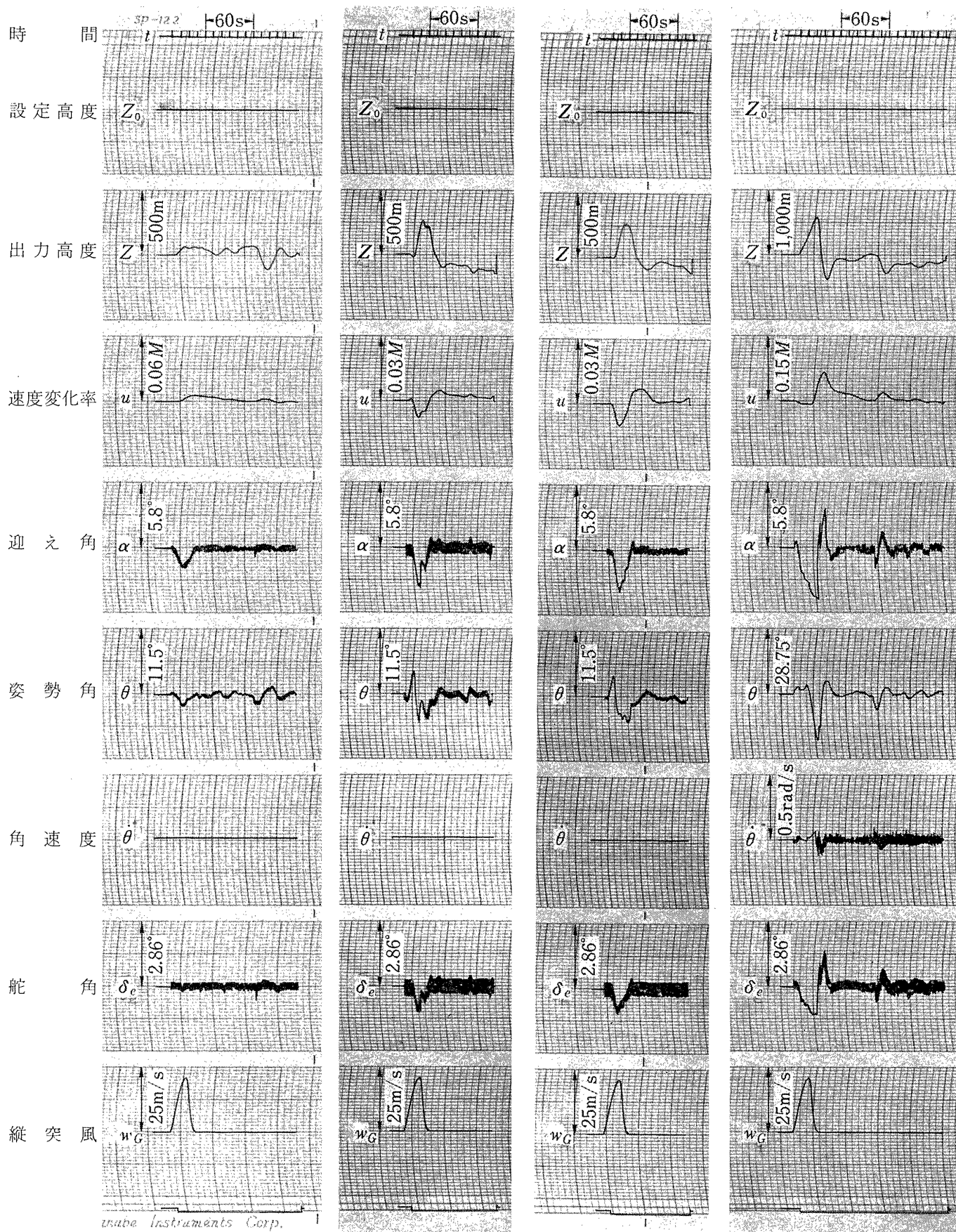


図 I.7.5 (つづき)



(a) 飛行速度 0.7M (全備)

図 I.7.6 正弦波突風に対する姿勢制御系応答特性 (高度保持系)



(b) 飛行速度 2.5M

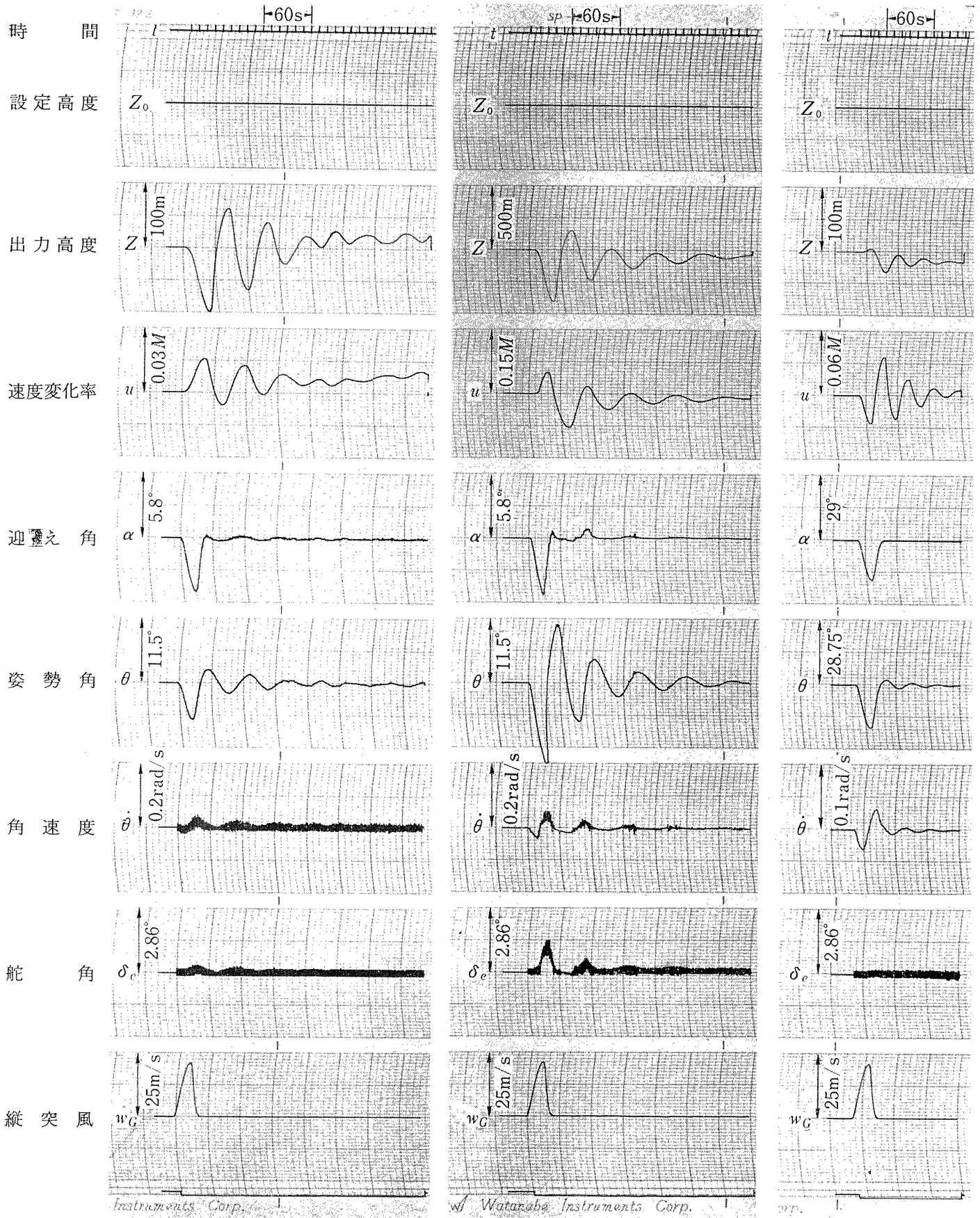
(c) 飛行速度 1.8M

(d) 飛行速度 1.5M

(e) 飛行速度 1.2M

図 I.7.6

(つづき)



(f) 飛行速度 0.9M

(g) 飛行速度 0.7M

(h) 飛行速度 2.5M

図 I.7.6 (つづき)

シミュレーション実験による安定性を表 I. 6. 2 に示した線形近似による計算値と比較すれば良く一致していることがわかる。今高度計ゲインを、

$$\frac{V_{ALT}}{z}(s) = 0.0034K_A \quad (\text{I. 7. 1})$$

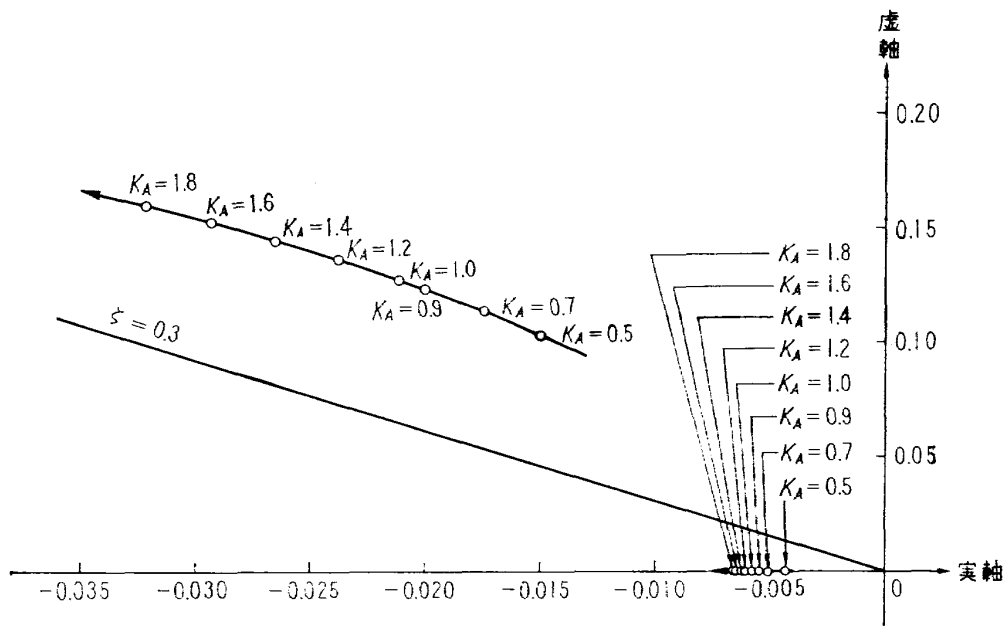
とし、 K_A をパラメータとして式 (I. 6. 4) によって長周期モードを解析、根軌跡を描けば、図 I. 7. 7 のようになる。飛行速度 $2.5M$ の場合には、 K_A の増加にともなって振動根は左方に、実根は右方にそれぞれ移動するが、 $K_A=1.2$ 以上における実根の移動はほとんど認められず、また $0.7M$ の場合には、実根、振動根ともに左方に移動して系の安定性が向上する。したがって高度計ゲインの増大により長周期モードの安定性を向上することが可能である。例として、 $K_A=1, 2$ に対する姿勢制御系長周期モードの変化を表 I. 7. 2 に示す。

表 I. 7. 2 高度計ゲイン変化による長周期モードの比較 (高度保持系)

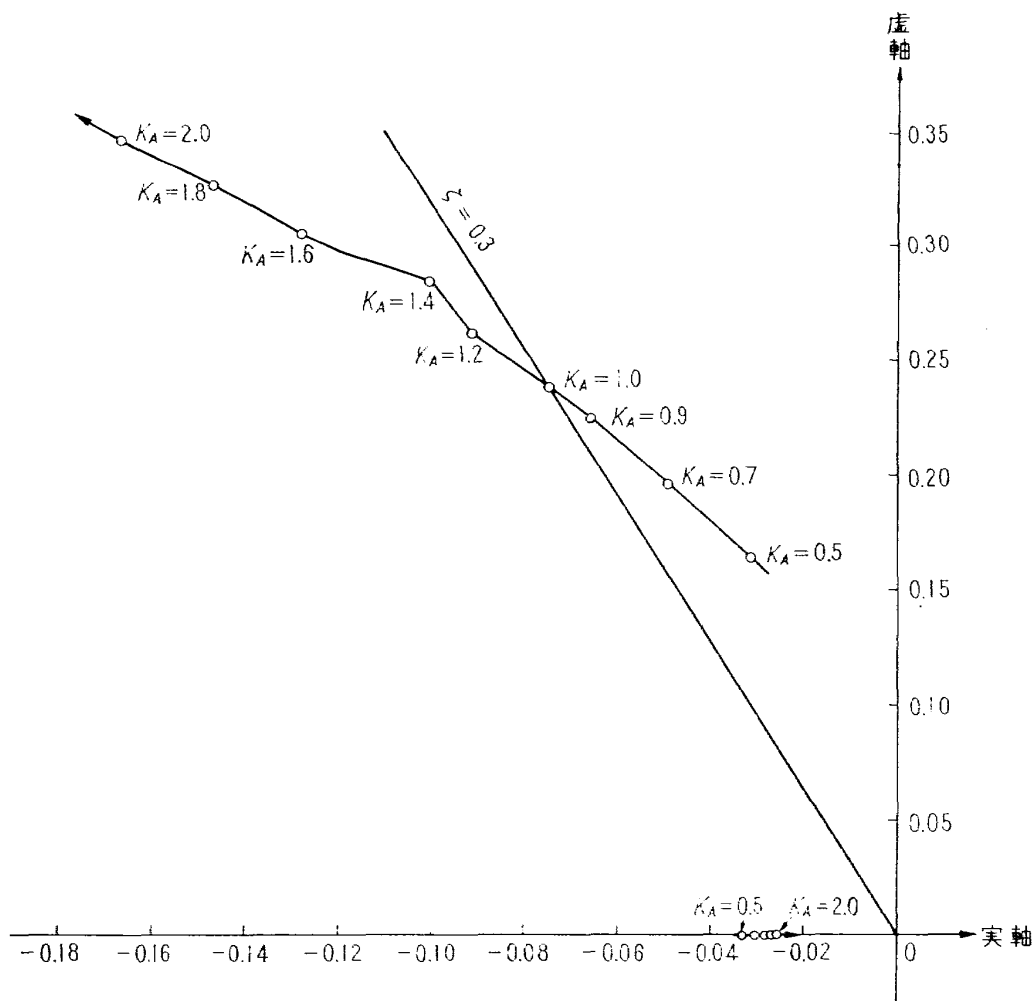
飛行速度 (M)			0.7		2.5	
K_A			1	2	1	2
非振動根	λ_1	(1/s)	-0.00572	-0.00654	-0.0270	-0.0276
	$T_{1/2}$	(s)	121	106	25.7	25.1
非振動根	λ_2	(1/s)	-1.43	-1.40	-1.33	-1.10
	$T_{1/2}$	(s)	0.485	0.495	0.521	0.630
振動根	σ	(1/s)	-0.0211	-0.0321	-0.0747	-0.168
	ω	(rad/s)	0.128	0.160	0.237	0.746
	$T_{1/2}$	(s)	32.9	21.6	9.29	4.13
	P	(s)	49.1	39.3	31.4	18.2
	ω_n	(rad/s)	0.130	0.163	0.248	0.385
	ζ		0.162	0.197	0.301	0.436

7.4 運動性

高度ステップを加えた場合の応答につき、図 I. 7. 8 に示す T , D の値を求めれば表 I. 7. 3 のとおりである。なお高度ステップあるいは突風を加えた場合に機体に要求される最大運動範囲も同表に示した。同表より、高速領域における T , D , 機体最大運動範囲はともに小さく、したがって本領域では姿勢制御系の運動性は良好であると考えて良い。しかし飛行速度の低下にともないそれぞれの大きさが増大、 $0.7M$ まで速度が下ればかなりの運動性低下が認められる。



(a) 飛行速度 $0.7M$



(b) 飛行速度 $2.5M$

図 1.7.7 姿勢制御系長周期モード根軌跡図 (高度保持系)

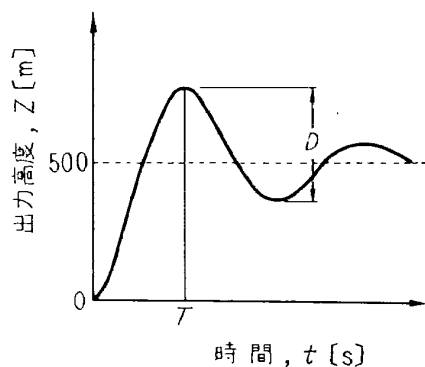
図 I.7.8 T および D の規定

表 I.7.3 各飛行速度における運動性の比較 (高度保持系)

(a) 設定高度ステップ, $Z_0 = 500 \text{ m}$ に対する T および D の値

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7
T	(s)	26.0	12.3	11.4	12.6	17.7	22.1	24.4
D	(m)	400	210	110	120	350	275	560

(b) 設定高度ステップ, $Z_0 = 500 \text{ m}$ に対する機体の運動範囲

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
α_{\max}	(deg)	2.9	2.3	5.2	5.8	5.8	3.0	2.9	1.9
θ_{\max}	(deg)	11.5	6.9	11.5	11.6	11.7	11.6	11.6	6.9
δe_{\max}	(deg)	1.29	1.29	1.14	1.15	1.14	1.14	1.20	—
u_{\max}	(M)	0.12	0.01	0.015	0.025	0.045	0.06	0.105	—

(c) 定常突風, $w_G = 20 \text{ m/s}$ に対する機体の運動範囲

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
α_{\max}	(deg)	7.25	2.32	2.32	4.64	4.64	5.80	6.61	21.8
θ_{\max}	(deg)	12.7	7.5	3.45	9.20	4.31	6.61	17.3	28.7
δe_{\max}	(deg)	0.758	0.572	0.250	1.22	0.43	0.250	2.43	—
u_{\max}	(M)	0.06	—	—	0.013	0.048	0.015	—	—

(d) 正弦波突風, $w_G = 10 (1 - \cos 0.2t) \text{ m/s}$ に対する機体の運動範囲

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
α_{\max}	(deg)	5.51	1.74	3.48	3.38	4.94	4.93	5.08	18.1
θ_{\max}	(deg)	12.9	1.23	4.02	7.48	20.1	6.60	14.4	20.1
δe_{\max}	(deg)	0.854	0.143	1.14	0.930	1.29	0.286	1.14	0.072
u_{\max}	(M)	0.064	0.006	0.008	0.010	0.068	0.015	0.079	0.036

7.5 制御性

7.5.1 高度ステップに対する制御性

第 I. 6 節 3 項において、姿勢制御系を線形近似により解析すれば高度ステップに対する定常位置偏差は零であるべきことを示した。しかしシミュレーション実験の結果においては、主としてアクチュエータ特性に基づく非線形効果によって定常位置偏差が残り、偏差値を中心とするリミットサイクルが発生した。リミットサイクルに入る前の典型的応答波形として、図 I. 7. 9 に示す二種のタイプが現われる。低速時には制御系の特性根に非常に小さな負の実根が存在する（表 I. 6. 1 における λ_1 ）結果、同図 (a) に示す応答が現われるが、一般には (b) に示す応答が現われており、制御対象が安定であれば定常位置偏差が残り、また不安定であればリミットサイクルが発生する。リミットサイクルは主としてアクチュエータの不感帯幅に原因するものと考えられ、実験ではかなり大きな値を生じている。またその一因は高度計模擬回路構成の変調器特性に含まれる非線形特性（図 I. 7. 2）によることも考えられる。

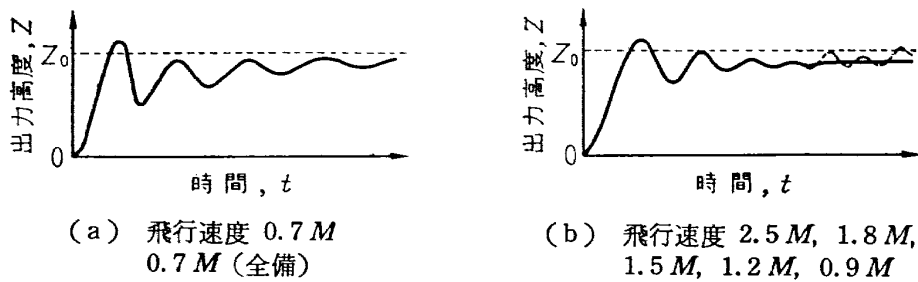


図 I. 7. 9 ステップ入力に対する典型的応答（高度保持系）

7.5.2 突風に対する制御性

第 I. 6 節 3 項において、姿勢制御系が定常突風を受ければ出力高度に定常位置偏差を生ずるが、その値は飛行速度 $1.2 M$ の場合を除き零とみなして良いことを示した。しかしシミュレーション実験の結果においては、定常突風に対する制御系の応答波形には一般にかなり大きな定常位置偏差が残っており、その典型として図 I. 7. 10 に示す三種のタイプが現われる（図 I. 7. 5 参照）。なお、外乱として一周期の正弦波突風を与えた場合に、制御対象が安定な場合には、定常状態に至れば出

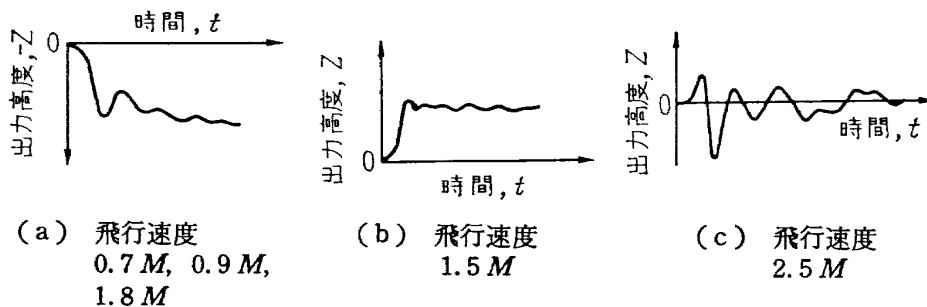


図 I. 7. 10 定常突風に対する典型的応答（高度保持系）

力高度は外乱を受ける前の状態にもどるが、不安定な場合にはリミットサイクルを発生する点は前項と同様である。

7.6 ノイズの影響

高度計模擬回路構成用試作変調器特性が余り良好でなくノイズ源となって入力信号に重畳した結果、舵角がこのノイズに応答していることが認められる。これは高度信号入力が振動ノイズなどにより変調を受ける状態と等価であるから、この種ノイズの影響はつぎのように考えることができる。すなわち、各飛行速度において制御機能自体はノイズによる影響は受けないが、迎え角およびピッチ角はノイズに応答し、飛行速度の増加にともないそれぞれの微分値も増大することになる。したがってノイズの影響を避けるためには姿勢制御装置に十分な耐振動性が要求されるものと考えられる。

I.8 第 I 部 結 言

水平直線飛行を目的とする極小型超音速機に使用する姿勢制御装置に関し、構成要素単体特性、高度保持、方位角保持各系統特性および高度保持姿勢制御系特性を、汎用飛行シミュレータ設備を使用して実験的に解析した。実機は飛行速度 $0.7 M$ （全備）から発進、 $2.5 M$ まで加速後滑空、 $0.7 M$ に減速する可変速飛行を行なうが、姿勢制御系の特性は数箇所の飛行速度を規定、各飛行速度において機体が定常トリムしている状態を基準として解析した。

実験の結果つぎのことが明らかとなった。

（１）サーボアクチュエータの非線形特性は姿勢制御系特性に大きな影響を与えており、とくにそのヒステリシスおよび不感帯特性の効果が顕著であるが、両者いずれも制御増幅器のゲイン増大および立上り特性改善でもってその効果を弱めることが可能である。

（２）高度保持姿勢制御系は各飛行速度において限界安定特性を示す。シミュレーション実験による安定性は線形近似解析値と良く一致しており、高度計ゲインを増大すればさらに性能向上が期待できる。また高度ステップおよび1周期の正弦波突風に対する制御性も良好であるが、定常突風を受けた場合には多少の定常位置偏差を生ずる。

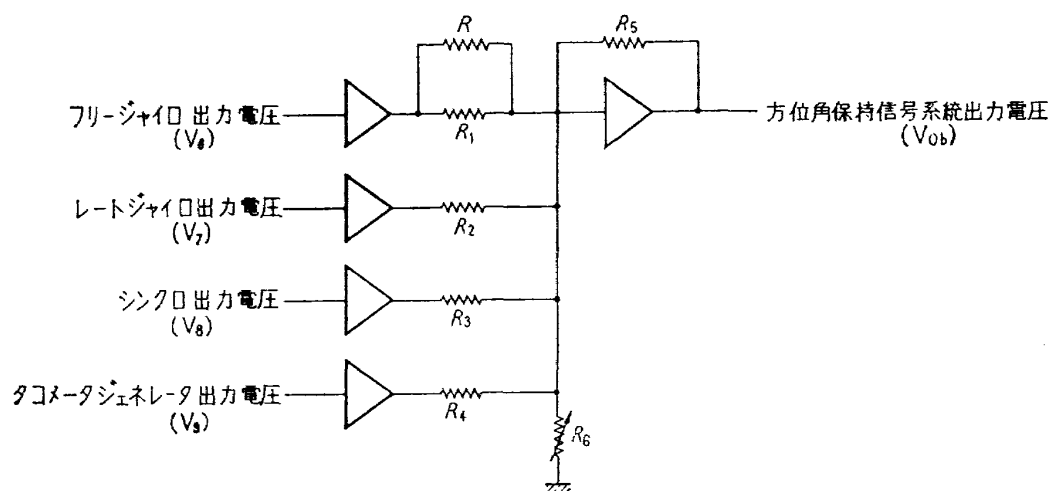
（３）入力信号に重畳するノイズの影響より判断して、姿勢制御装置の構造には十分な耐振動性が要求される。

（４）方位角保持姿勢制御系の特性は現状では機能を満たすに不十分であって、何等かの特性改善が必要である。その特性改善方策および解析結果の詳細は第II部に一括、記述する。

第Ⅱ部 姿勢制御装置方位角保持系統の 性能改善および特性解析

Ⅱ.1 姿勢制御装置方位角保持系統の性能改善

第Ⅰ.5節，Ⅰ.6節において明らかにしたように，姿勢制御装置方位角保持系統の原特性は，サーボアクチュエータに帰因する非線形特性によって制御機能が損なわれるために，その特性を適宜改善しなければ実用困難である。また同様第Ⅰ.5節に示したように，姿勢制御系長周期モードが異常に長いにもかかわらず，使用レートジャイロの検出可能最高感度が比較的低いために，方位角信号の補償が十分ではない。姿勢制御装置はその構造上，調整点は制御増幅器に限られており，他構成要素の特性を任意に変更することは困難である。アクチュエータに存在するヒステリシスおよび不感帯特性は姿勢制御系に強い影響をおよぼすが，非線形特性の性質上，制御増幅器方位角保持系統のゲインおよび立上がり特性を改善すればその効果を弱めることが可能である。制御増幅器のゲインを高めるにはサーボ増幅部自体の特性を改善することが最も望ましいが構造上困難であるから，入力信号加算点における方位角信号系の入力抵抗を減少してそのゲインのみを増加することとした。その接続状況を図Ⅱ.1.1に示す。このようにして方位角信号系ゲインを十分大きくすれば，線形特性に近づけることが可能である。ただし方位角信号系のゲインが増加すればアクチュエータの作動範囲が拡大するから，アクチュエータ出力軸，舵面間に適当比の減速歯車を入れ，舵角の動きを減少せしめなければならない。



図Ⅱ.1.1 姿勢制御装置入力加算回路図（方位角保持信号系統）

II.2 姿勢制御装置方位角保持系統の特性

2.1 制御増幅器特性

制御増幅器方位角保持信号系統の諸特性の内、比較的容易に改善できるものは方位角信号系統ゲイン K_4K_s (第 I.5 節 5 項参照) であって、その値は図 II.1.1 に示した加算抵抗 R の値を変更すれば変えることができる。しかしフリージャイロの最大出力には構造上の制限 (検出角度 $\pm 30^\circ$) があるから、最大ゲイン $(K_4K_s)_{\max}$ はアクチュエータ内蔵のフィードバック用シンクロトランスデューサの線形作動範囲によって限定される。 $(K_4K_s)_{\max}$ を操舵角, 方位角の最大値および方位角保持信号系舵角信号フィードバックゲイン K_6K_s の値より求めれば,

$$(K_4K_s)_{\max} \cong 8.26 \quad (\text{II.2.1})$$

上式を満足し、かつ最大ゲインが得られるよう図 II.1.1 に示した R を実験的に求めた結果を特性改善前と比較、図 II.2.1 に示す。ただしこの改善によっては微少入力に対する立上りの悪い特性は改善できない。

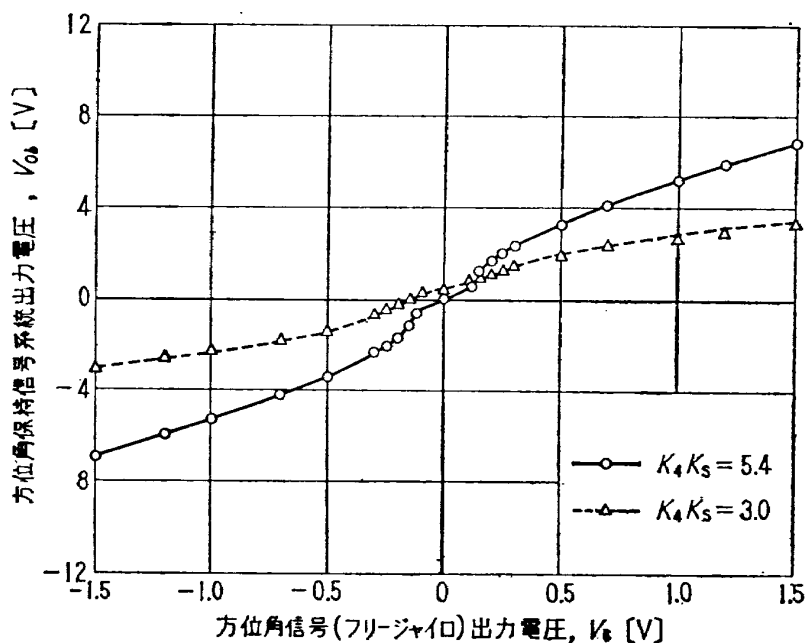


図 II.2.1 姿勢制御装置入出力特性方 (位角信号 (フリージャイロ) 系統)

図 II.2.1 に示した特性を直線近似, その入出力特性を下式のように規定する。

$$\begin{aligned} \frac{V_{Ob}}{V_6}(s) &= K_4K_s \\ &= 5.4 \end{aligned} \quad (\text{II.2.2})$$

なおその他入出力特性の定数に変更はない。

2.2 姿勢制御装置特性

アクチュエータの出力角変位は、制御増幅器のゲインを増大したことにより、減速機構（歯車比 6 : 1）を介して舵角とする必要がある。

方位角偏差入力に対する舵角応答の静特性を図 II. 2. 2 に示す。同図を図 I. 6. 4 と比較すれば相当の改善効果が認められる。同図非線形特性の主要原因は、既述と同様アクチュエータ特性および制御増幅器立上がり特性によるものであって、その特徴は第 I. 6 節 2. 1 項記述と同様である。なおフリースジャイロのドリフトは実験終了の時点（約 5 分後、想定飛行時間）において -6.2° であるが、図 II. 2. 2 はこの影響をも含めたものである。

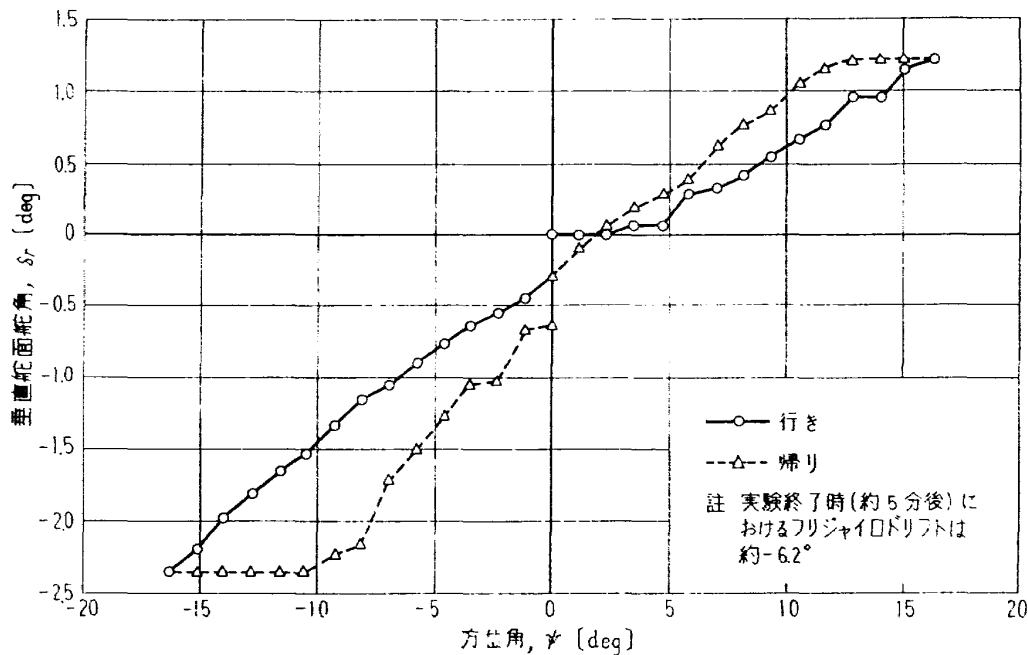


図 II. 2. 2 姿勢制御装置静特性

2.3 周波数特性

方位角保持システムの周波数特性を図 II. 2. 3 に、その応答波形を図 II. 2. 4 に示す。図 II. 2. 3 よりヒンジモーメントの大きさによって若干特性が変化すること、図 II. 2. 4 よりスティックアンドスリップ現象が現われていることが認められる。方位角偏差信号はレートジャイロによって検出される角速度信号で位相進み補償が行なわれるから、周波数の増大とともにその位相進みおよびゲインが増加する。したがってゲインが小さい低周波領域 ($f < 0.1$ c/s) では非線形特性も強調されたまま残るが、周波数の増大とともにレートジャイロの補償効果が利いて線形に近づくことになる。

特性改善後の姿勢制御装置方位角保持システムブロック線図は方位角保持姿勢制御系ブロック線図に集約、図 II. 3. 1 に示す。その周波数応答の線形近似方程式は下式で表わされる。

$$\frac{\delta_r}{\phi}(s) = \frac{23s + 15.7}{0.0003s^3 + 0.01s^2 + \{0.03\Delta\dot{M}(s) + 19.6\}s + \Delta\dot{M}(s) + 160.7} \quad (\text{II. 2. 3})$$

ただし,

$$v_G = 0$$

$$\Delta \mathbf{H}(s) = \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \delta_r} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \beta} \frac{\beta}{\delta_r}(s)$$

上式による周波数応答として, $\Delta \mathbf{H} \cong \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \delta_r} = 1.35$ (飛行速度 $2.5M$ における値), $s = j\omega$ として永めた計算値は図 II. 2. 3 に示した。

レートジャイロの周波数特性は $0.03 < f < 0.4 \text{ c/s}$ においては良好な微分特性を示す。実験結果

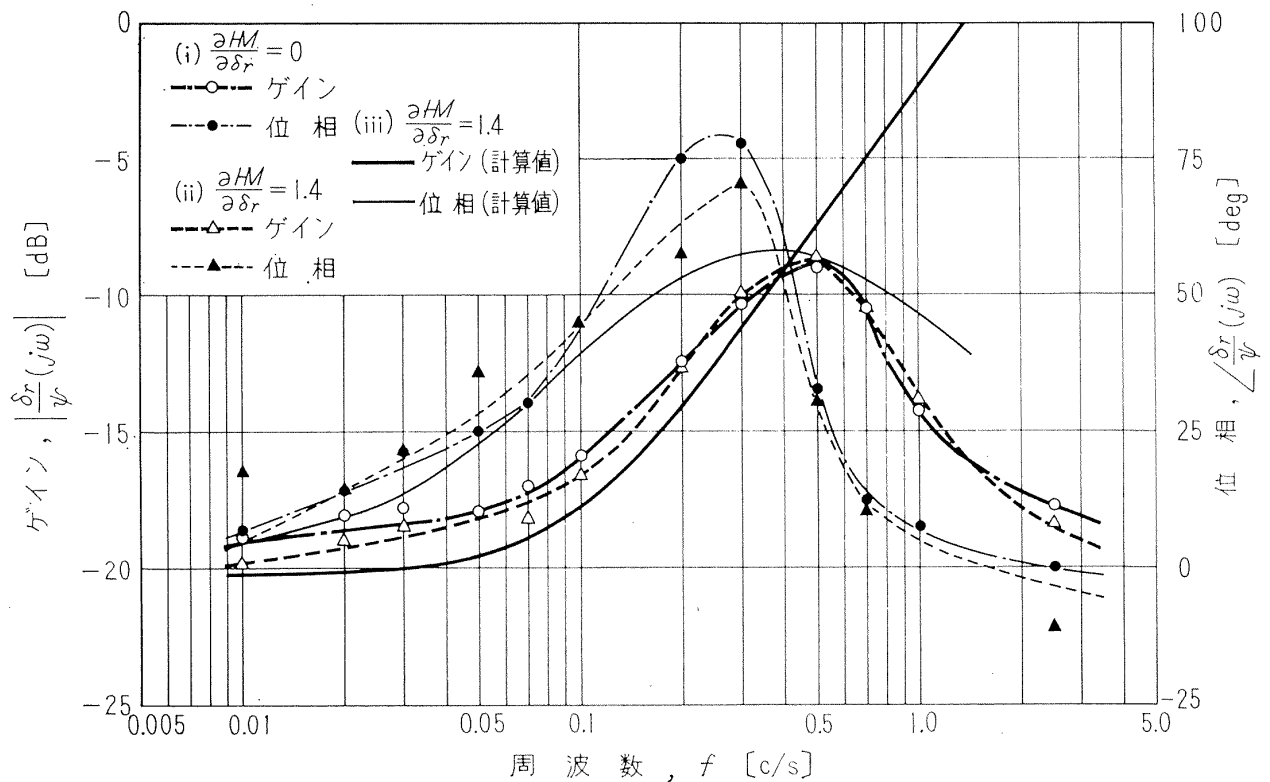


図 II. 2. 3 姿勢制御装置周波数応答特性

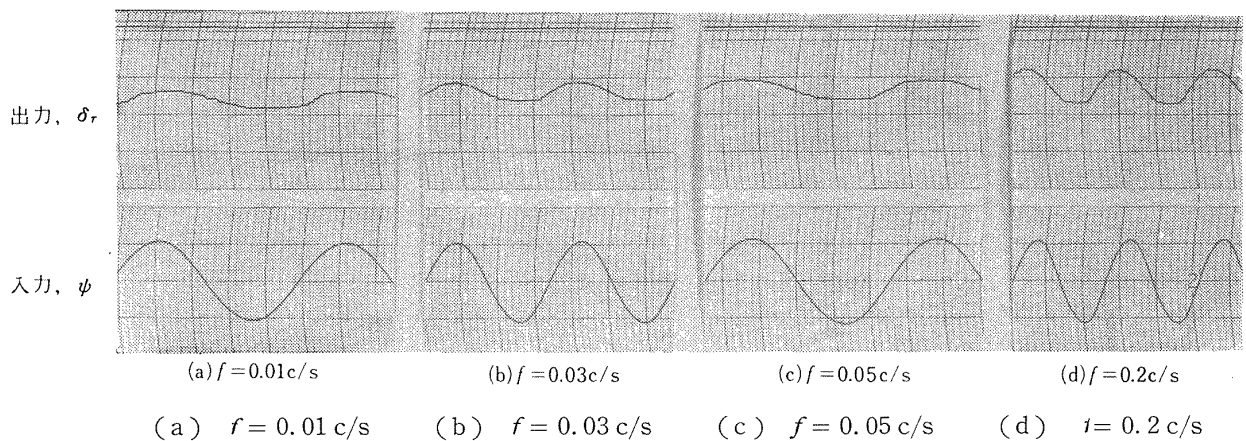


図 II. 2. 4 周波数応答波形姿勢制御装置 (無負荷)

と計算値とはこの周波数領域において良く一致しているから、この領域における方位角保持系統の特性は式(Ⅱ. 2. 3)により近似可能である。

II.3 方位角保持姿勢制御系の特性

3.1 ブロック線図

線形近似による方位角保持姿制御系ブロック線図を図 II.3.1 に示す。特性改善前後の相違点は、フリージャイロ出力信号ゲイン $K_1 K_2$ の変更 (2.76 倍), 減速機構のそう入 (歯車比 6 : 1), 舵角ゲインの低下 (0.23 倍) の三点である (図 I.6.2 参照)。採用したゲインの値は飛行速度 $0.7 M$ (全備) においてその運動を安定に保持できる最大値を実験的に求めたものである。

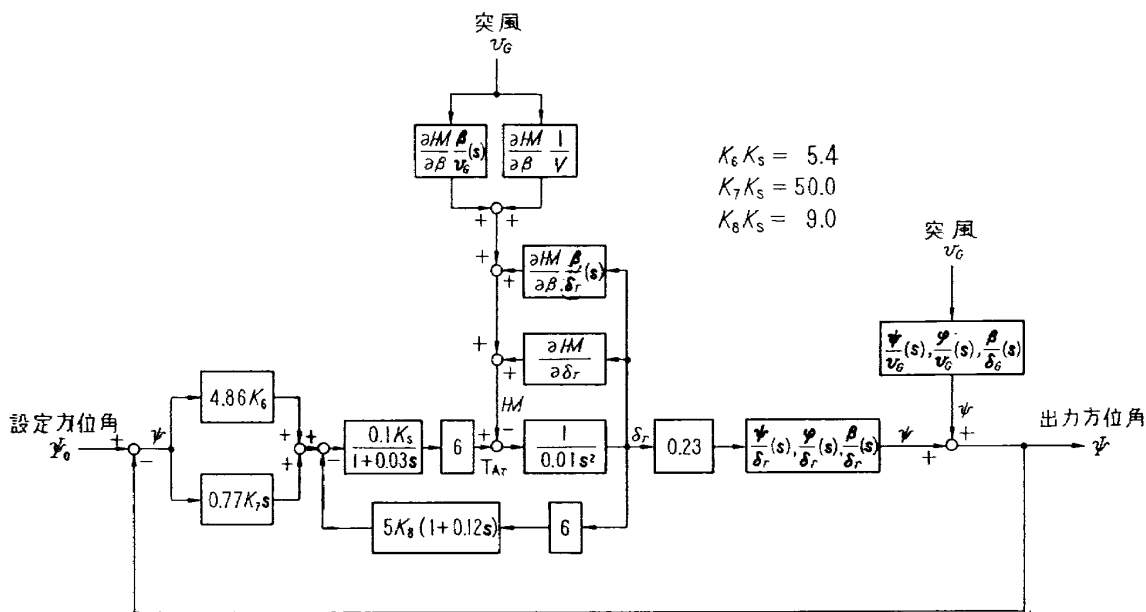


図 II.3.1 姿勢制御系ブロック線図

3.2 安定性

方位角保持姿勢制御系において、横突風が舵面ヒンジモーメントにおよぼす影響は僅少であるから、その関係項を無視して解析を行なう。

本姿勢制御系の伝達関数は式 (Ⅱ. 2. 3), 第 I. 4 節および「付録 C」の諸式を用いて以下に示す式で表わされる。

$$\frac{\overline{\Psi}}{\overline{\Psi}_0}(s) = \frac{0.23K_3}{F_Y(s)}(23s + 15.7)(s^3 + N_3s^2 + M_3s + L_3) \quad (\text{II.3.1})$$

$$\frac{\overline{\Psi}}{v_G}(s) = \frac{K_6}{F_T(s)} s^2 (s + L_6) \times [0.0003s^3 + 0.01s^2 + \{0.03\Delta H(s) + 19.6\}s + \Delta H(s) + 160.7] \quad (\text{II.3.2})$$

ただし,

$$F_Y(s) = f_Y(s)[0.0003s^3 + 0.01s^2 + \{0.03\Delta H(s) + 19.6\}s + \Delta H(s) + 160.7] \\ + 0.23K_3(23s + 15.7)(s^3 + N_3s^2 + M_3s + L_3) \\ f_Y(s) = s(L_1 + M_1s + N_1s^2 + O_1s^3 + s^4)$$

本制御系の安定性はつぎの特性方程式から判別することができる。

$$F_Y(s) = \sum_{i=0}^8 n_i s^i \\ \cong \sum_{i=0}^6 n_i s^i \quad (1 \text{ よりも小さい根に対して}) \quad (\text{II.3.3})$$

ただし,

$$\Delta H(s) \cong \frac{\partial H}{\partial \delta_r}$$

n_i : 定数

各飛行速度における本制御系の長周期モードを表 II. 3. 1 に示す。同表より本制御系は飛行速度 $0.5M$, $1.8M$, $1.2M$ において不安定であることが示される。

表 II. 3. 1 姿勢制御系長周期モード

飛行速度 (M)		0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
非振動根	λ	-0.900	-3.00	-2.43	-1.69	-1.31	-0.971	-1.06
	$T_{1/2}$ (s)	0.770	0.231	0.285	0.410	0.529	0.714	0.654
振動根	σ (1/s)	-0.0303	0.00233	0.000634	0.00411	-0.0137	-0.00121	-0.0680
	ω (rad/s)	0.194	0.0664	0.0926	0.114	0.148	0.190	0.0980
	$T_{1/2}$ または T_2 (s)	22.8	297	1093	168	50.6	573	10.2
	P (s)	32.4	94.6	67.8	55.1	42.4	33.1	64.1
	ω_n (rad/s)	0.196	0.0664	0.0926	0.114	0.149	0.190	0.119
	ζ	0.155	0.0351	0.00685	0.0361	0.0919	0.00637	0.571

II.4 方位角保持姿勢制御系のシミュレーション実験および検討

4.1 実験方法

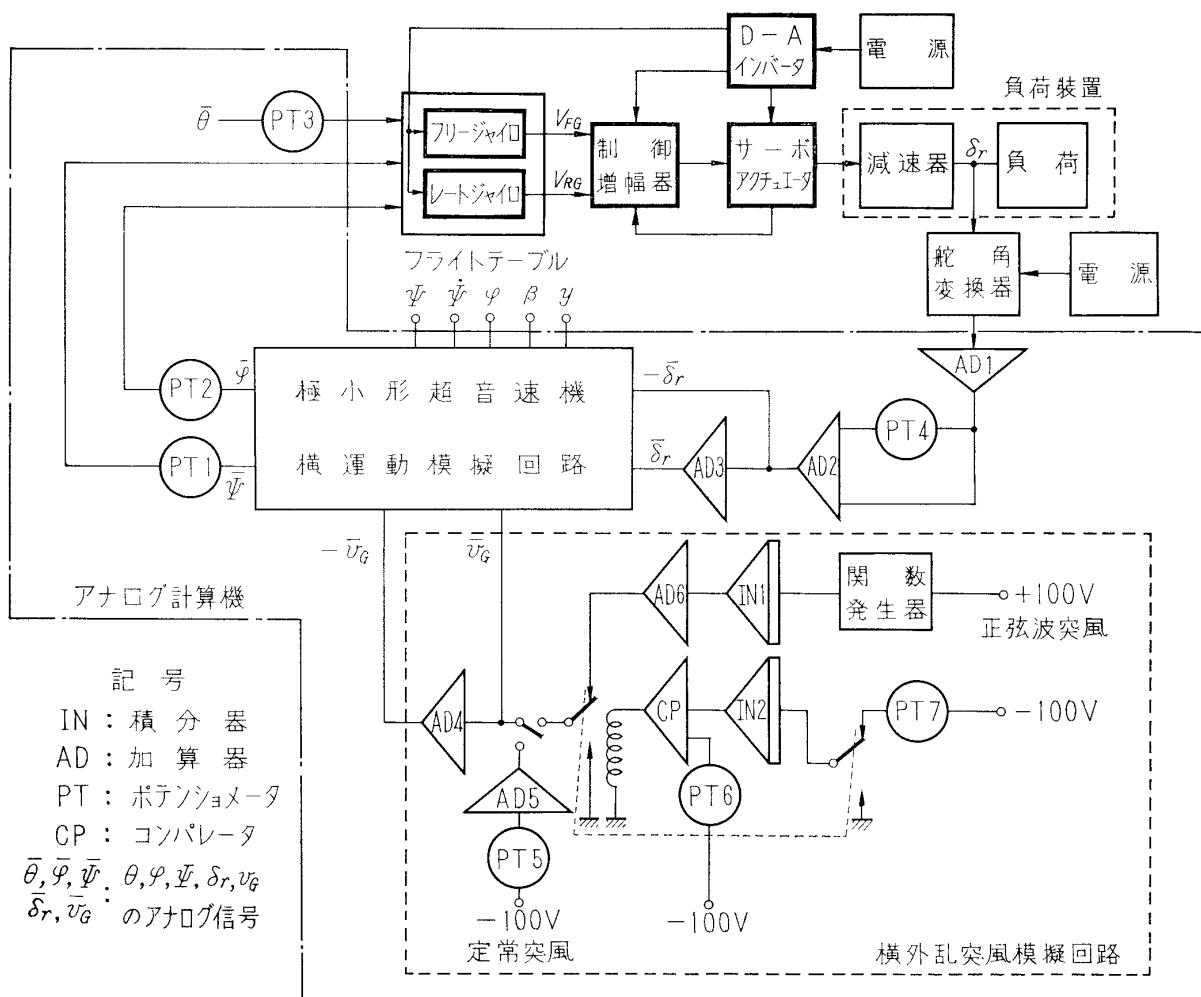
方位角保持姿勢制御系のシミュレーション実験は高度保持姿勢制御系におけるそれとはほぼ同様である(第 I. 7 節 1 項参照)が, 今回はセンサ特性を模擬することなく, フライトテーブルに各単体を搭載した。そのシミュレーション系統図を図 II. 4. 1 に示す。機体の横運動は式 (I. 4. 6) ~ (I. 4. 10) より模擬構成される(図 II. 4. 1)。なお運動方程式は安定軸基準によっているから, 実験時には姿勢制御系はトリム状態から入力を受けることになる。その入力の本実験では横方向定常突風および 1 周期の正弦波突風を加えることとした。また実験範囲は規定各飛行速度における安定性および運動性の解析に限ることとした。その種類を表 II. 4. 1 に示す。

表Ⅱ.4.1 実験の種類

項	目	入 力						
横乱突風 (v_G) [m/s]	定常突風 (v_G)	任意の一定値						
	正弦波突風 (v_G)*	V	5	5	5	10	10	10
		ω	0.2	0.4	0.6	0.2	0.4	0.6

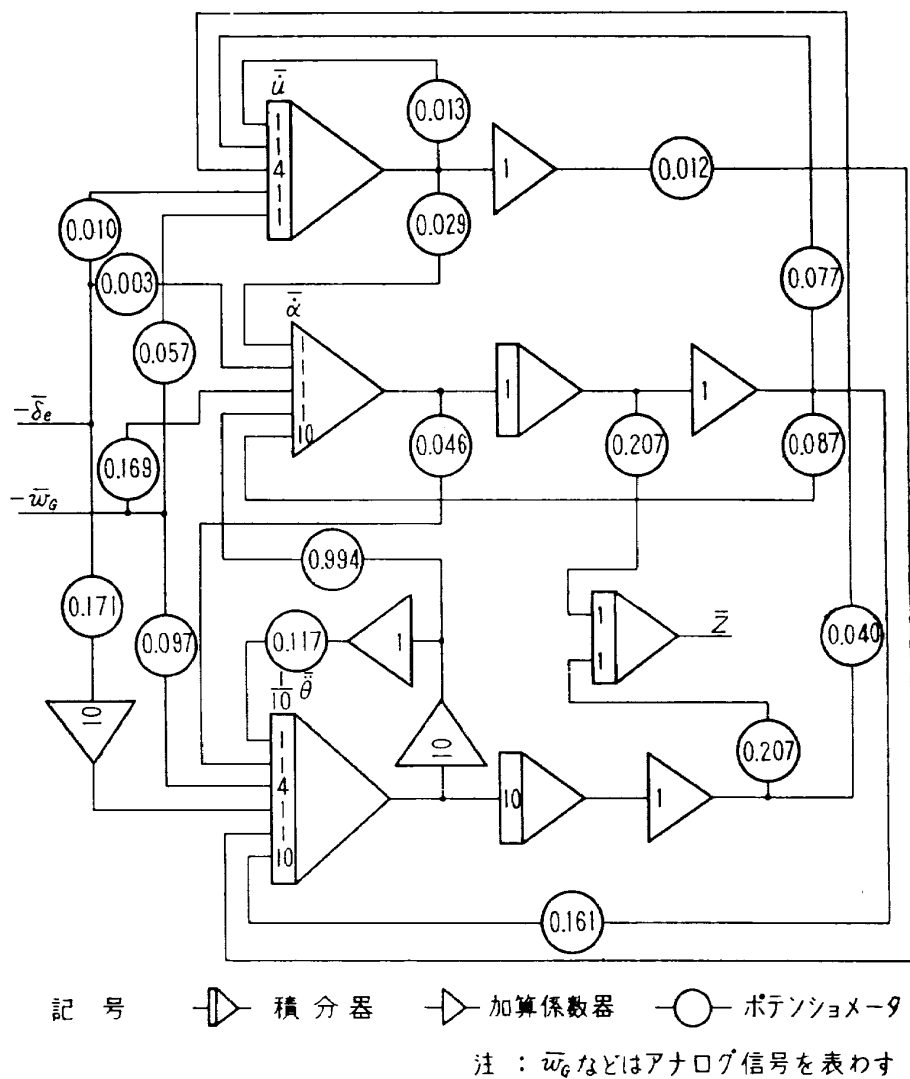
注) 正弦波突風 $v_G = V(1 - \cos \omega t)$ ($0 \leq t \leq \frac{2\pi}{\omega}$)

$= 0$ ($t > \frac{2\pi}{\omega}$)



(a) 模擬回路

図Ⅱ.4.1 姿勢制御系模擬路図(方位角保持系)

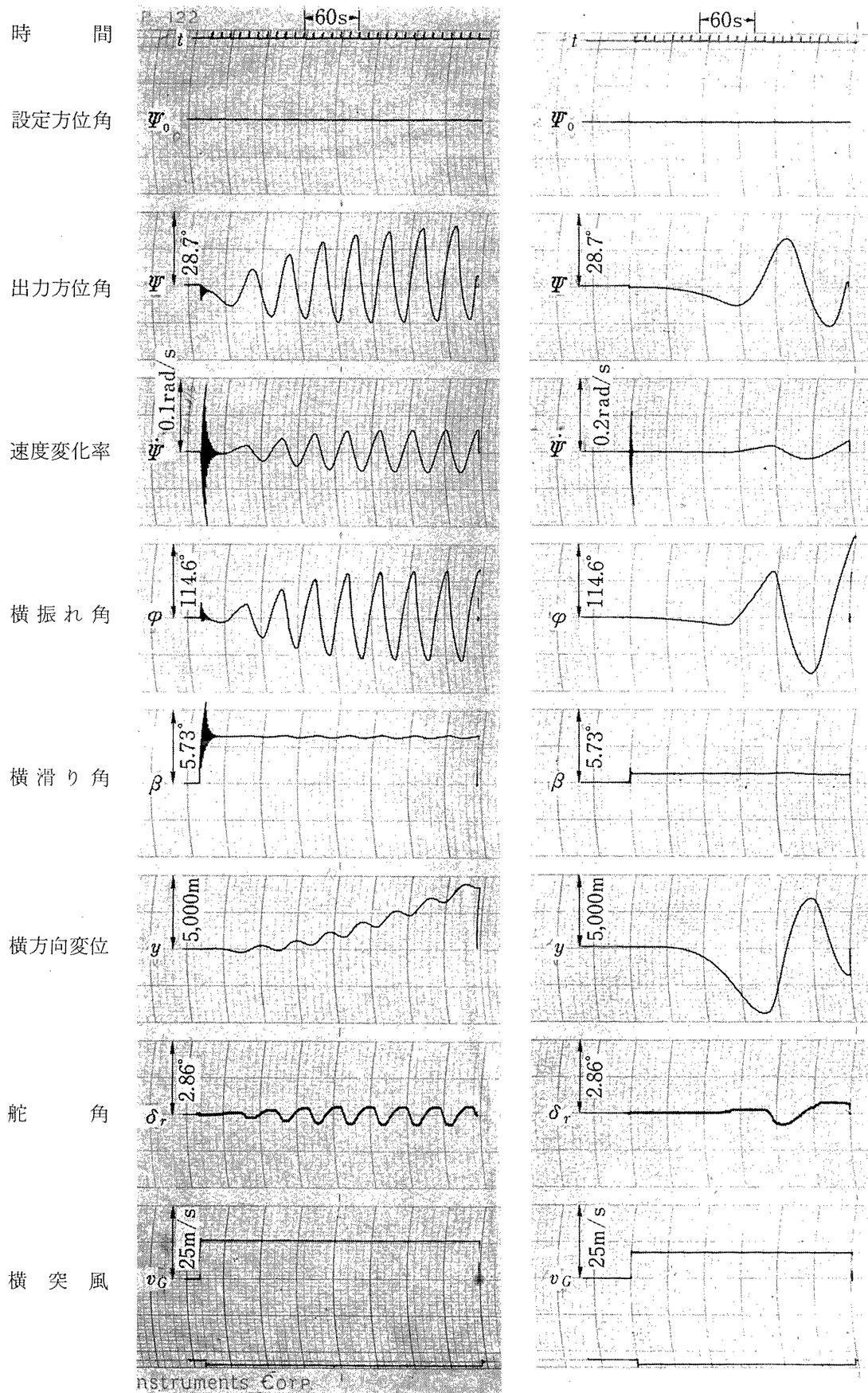


(b) 極小型超音速機模擬回路 (飛行速度 0.7M (全備))

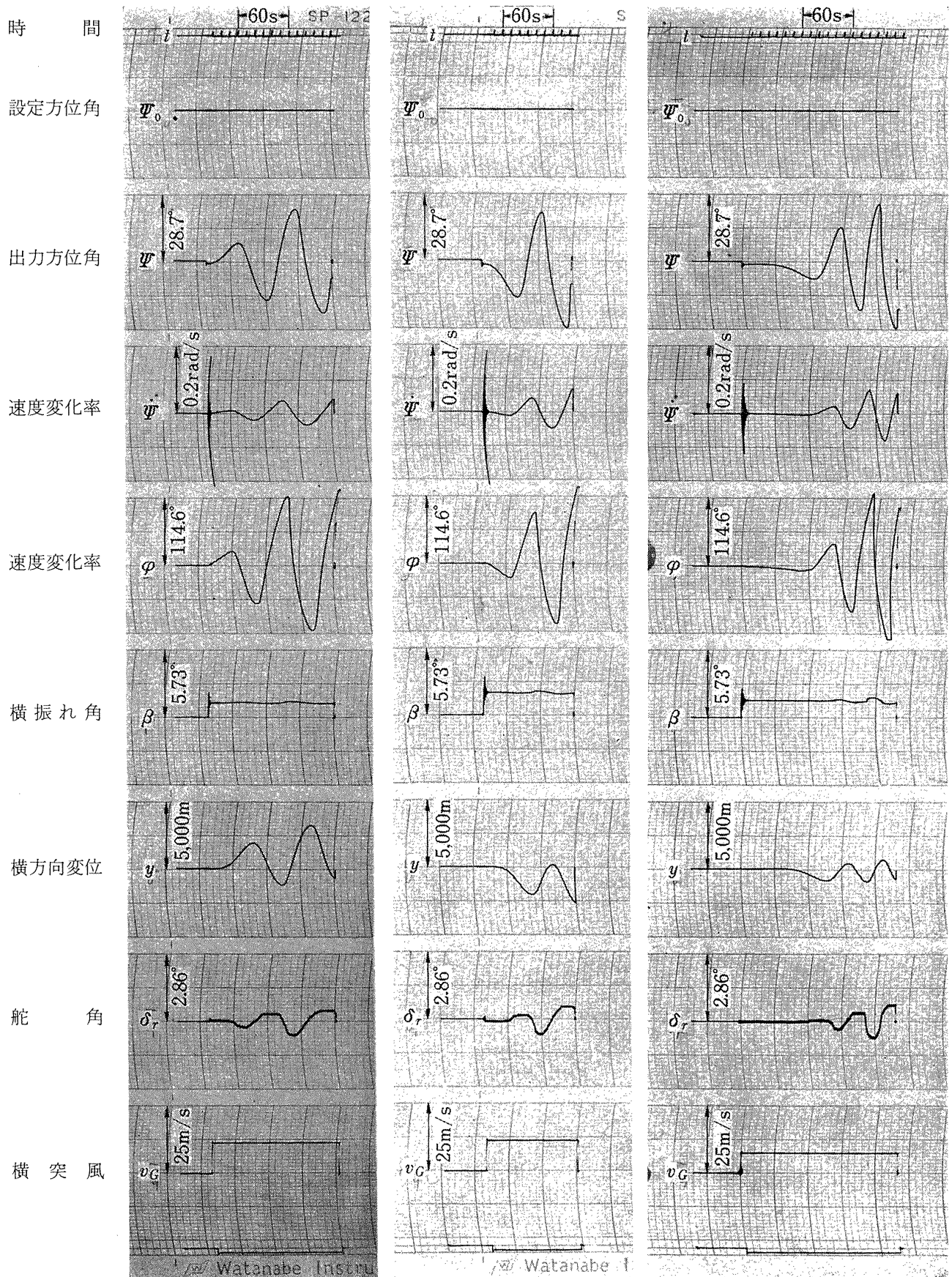
図Ⅱ.4.1 (つづき)

4.2 応答特性

規定各飛行速度における主要応答特性を図Ⅱ.4.2, Ⅱ.4.3に示す。なお舵面ヒンジモーメントに対する負荷の影響は比較的わずかである(第Ⅱ.2節3項参照)から、実験はすべて無負荷で行なった。



図Ⅱ.4.2 定常突風に対する姿勢制御系応答特性 (方位角保持系)



図Ⅱ.4.2 (つづき)

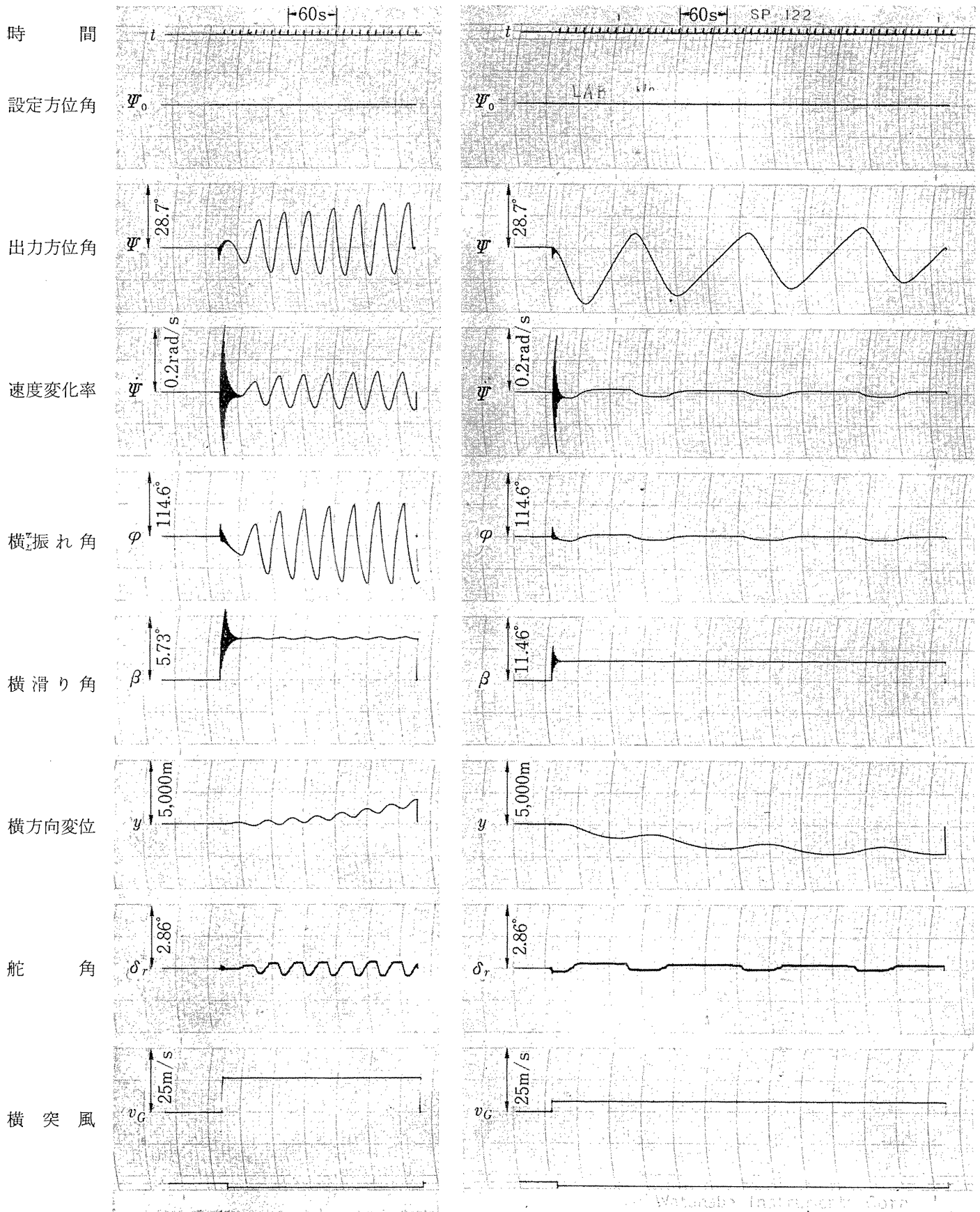
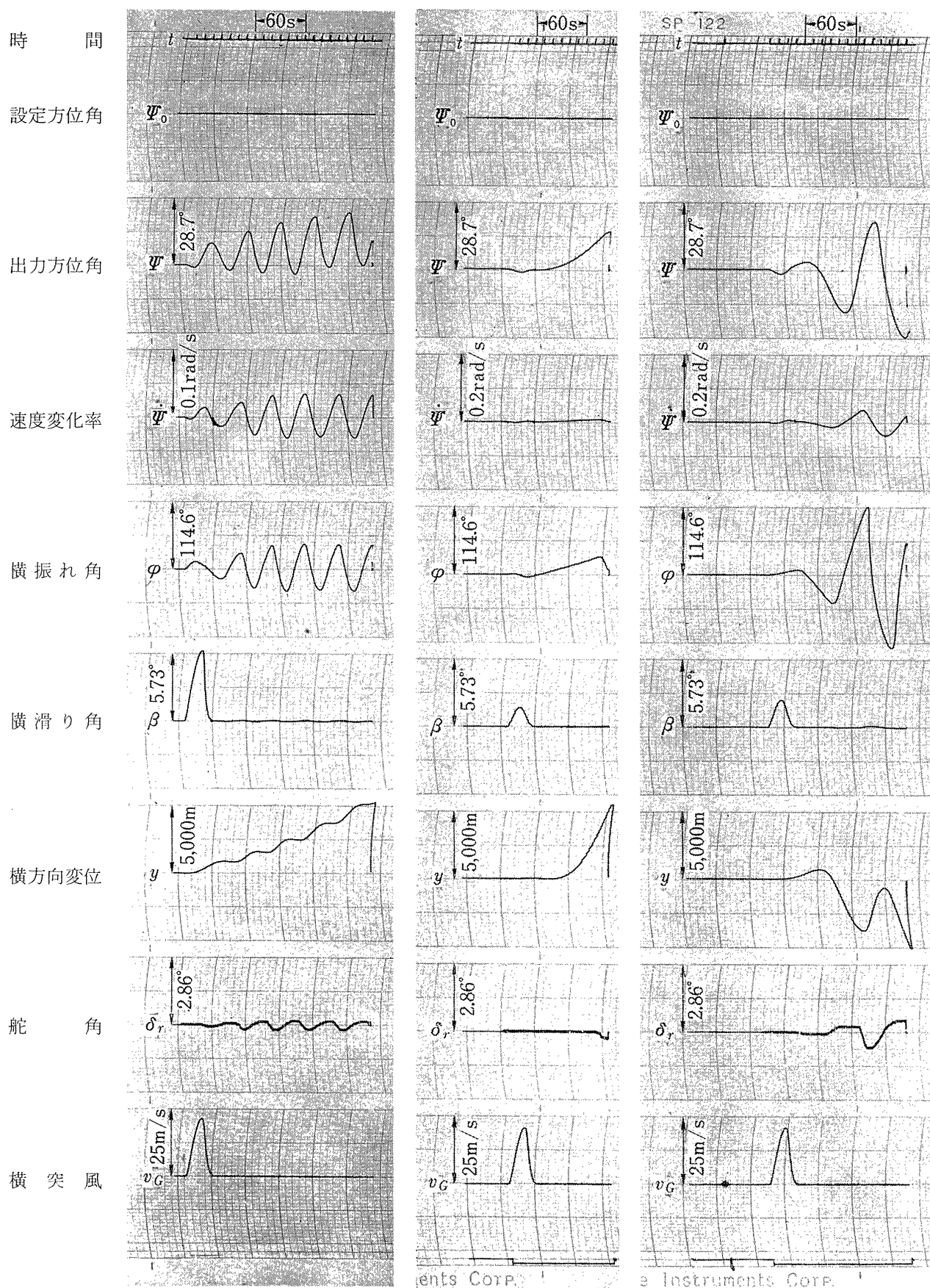


図 II. 4. 2 (つづき)



(a) 飛行速度 0.7M (全備)

(b) 飛行速度 2.5M

(c) 飛行速度 1.8M

図 II.4.3 正弦波突風に対する姿勢制御系応答特性(方位角保持系)

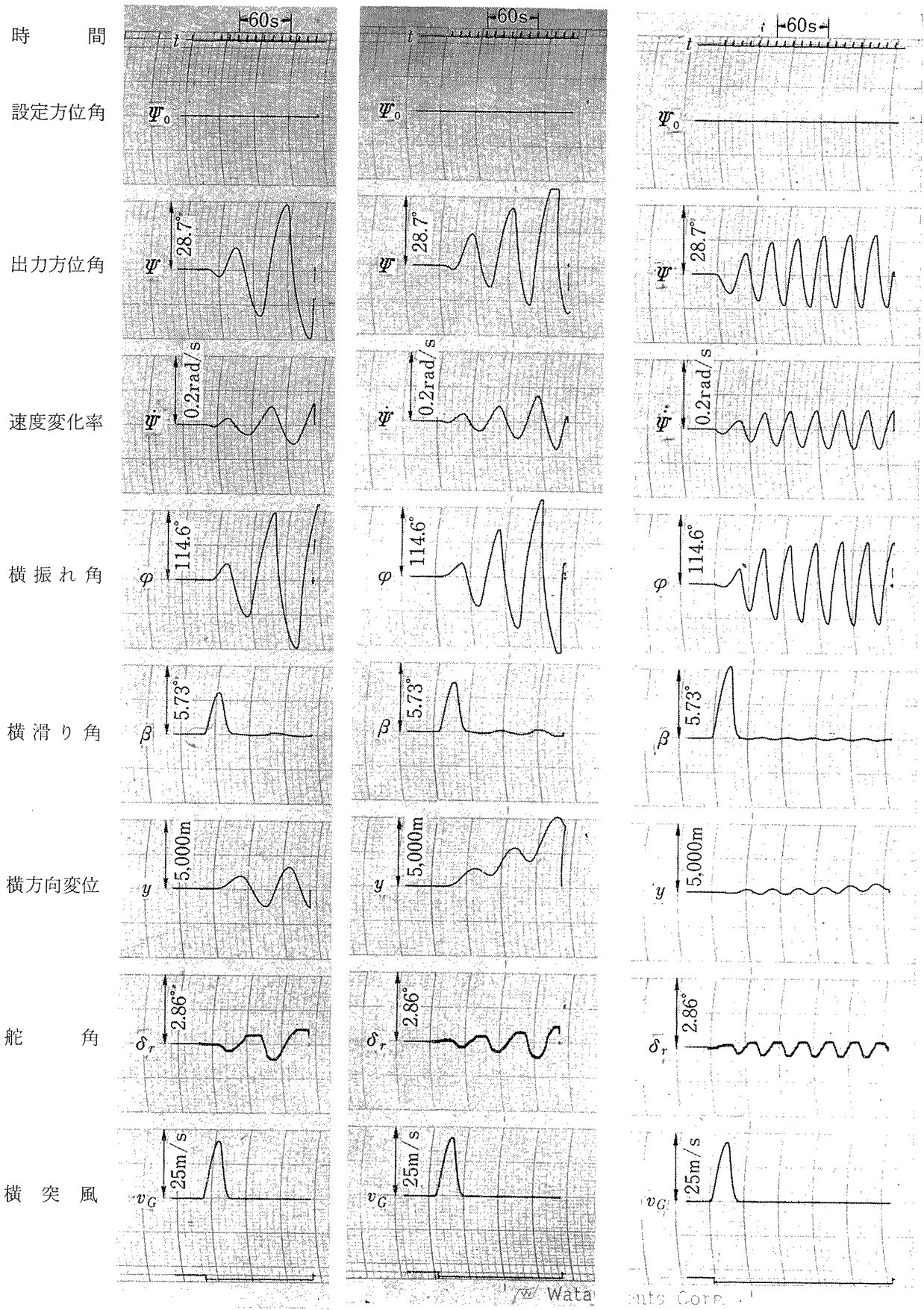


図 Ⅱ.4.3 (つづき)

4.3 検 討

シミュレーション実験の結果、本姿勢制御系は飛行速度 $0.7M$ (全備), $0.7M$ においては限界安定性を示すが、 $2.5M$, $1.8M$, $1.2M$, $1.0M$ においては制御対象を安定に保持することができない。制御系が不安定となる主原因は、方位角が発散することよりもむしろロール運動を微小範囲内に保持できないこと、およびロール角が小さくても横方向への変位を許容範囲内に収めることができないことによる。さきに述べた姿勢制御装置の線形近似解析結果によっても、 $2.5M$, $1.8M$, $1.2M$ における姿勢制御系の特性は不安定であることを予想したが、これを実験による応答特性結果と比較するとき、両者間に多少の相違が認められる。その理由として、実物機器、とくにアクチュエータに存在する非線形特性、およびレートジャイロ最高感度不足による低周波領域における補償機能不十分の二点をあげることができる。換言すれば、本制御系の特性はアクチュエータおよびレートジャイロの特性に強く影響されることを意味する。

線形近似による安定性解析において、フリージャイロ、レートジャイロの諸特性を式 (I.5.2), (I.5.4b) より、

$$\frac{V_{FG}}{\phi}(s) = 4.86K_F \quad (\text{II.4.1})$$

$$\frac{V_{RG}}{\phi}(s) = 0.77K_R s \quad (\text{II.4.2})$$

とし、 K_F , K_R をパラメータとして式 (II.3.3) より長周期モードを解析、根軌跡を画けば、図 II.4.4 のようになる。同図 (a), (b) より、飛行速度 $0.7M$ における制御性は $K_F \leq 1.0$ または $K_R \geq 1.0$ の場合に安定であり、同図 (c), (d) より $2.5M$ においては $K_R \geq 1.8$ の場合に安定であることが示される。したがって、アクチュエータ、レートジャイロのゲインを適当に規定することにより、解析上は全飛行速度領域にわたって制御系を安定に保持することが可能である。

つぎに機体が横突風を受けた場合の各飛行速度における姿勢制御系機能を図式的に説明する。図 II.4.5 は方位角、ロール角、垂直舵面操舵角を重ねて描いたものであって、斜線を施した面積は、ロール角を逆操舵する各 dt なる時間間隔における総操舵量を表わす。ロール運動は舵角に対して速応性があるから、操縦を行なっている状態においては、その運動を近似的にヨー運動から分離して考えることができる。またローリングモードは減衰の良い非振動モードである (第 I.4 節 5 項参照) から、ロール運動の局部的最大振幅は斜線部面積により規定されるものと考えることができる。このことは、同図で斜線部面積が最大値に達したときにロール運動が局部的最大振幅に至ることから推測される。しかしヨー運動は操舵角およびロール運動の両者に影響されるから、その面積増大にともなってロール運動の最大振幅も増加、このロール運動がヨー運動に影響をおよぼすことになる。

本制御系の応答は、飛行速度 $0.7M$ (全備), $0.7M$ においては収束せず、表 II.3.1 に示した P

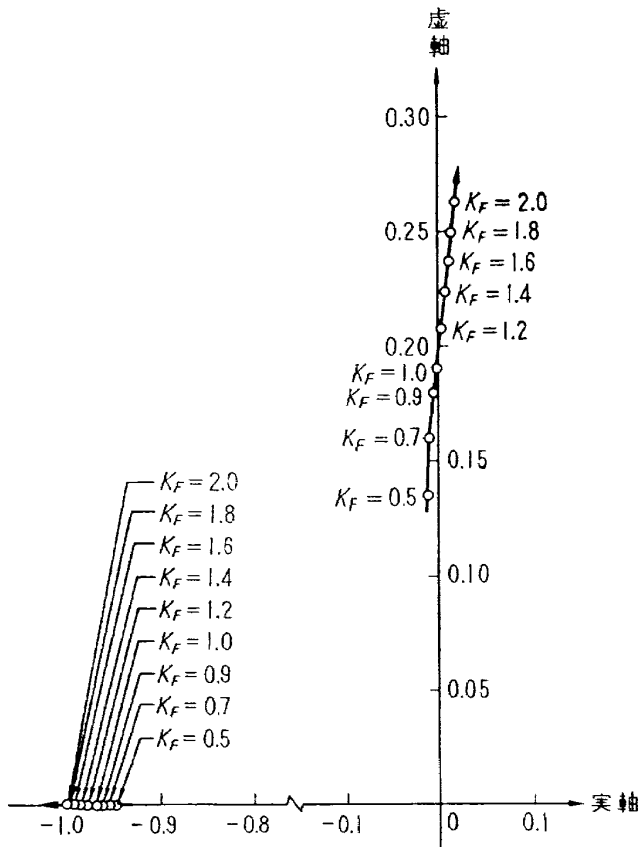
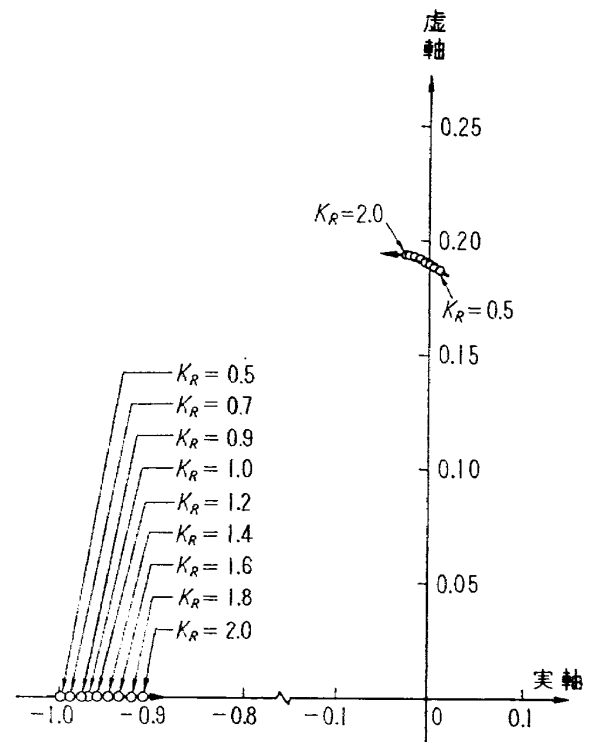
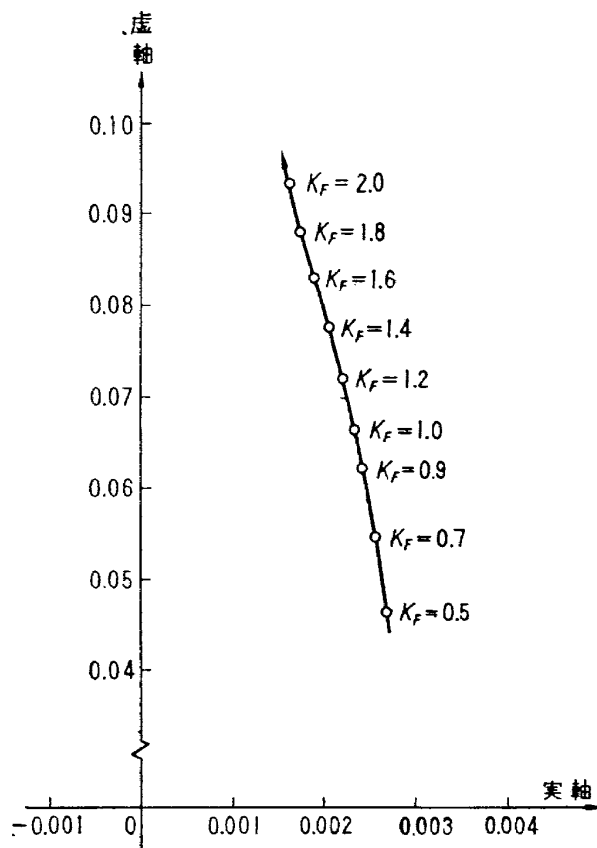
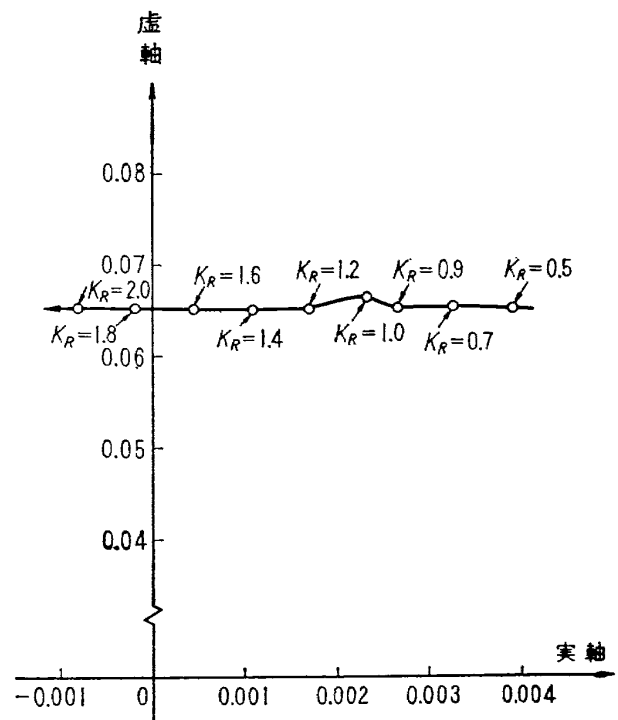
(a) 飛行速度 $0.7M$ ($K_R=1.0$)(b) 飛行速度 $0.7M$ ($K_F=1.0$)(c) 飛行速度 $2.5M$ ($K_R=1.0$)(d) 飛行速度 $2.5M$ ($K_F=1.0$)

図 II.4.4 姿勢制御系長周期モード根軌跡図 (方位角保持系)

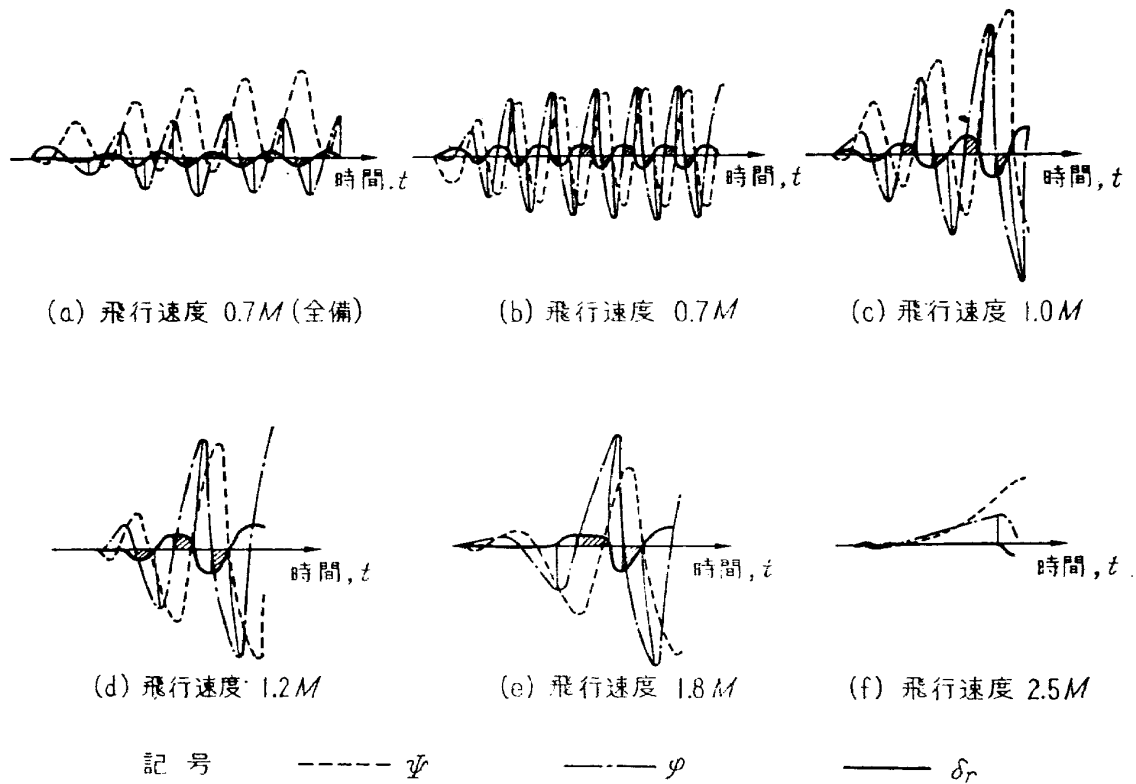


図 II.4.5 姿勢制御系制御状態説明図

に近い周期のリミットサイクルに収まる。この場合、図 II.4.5 (a), (b) に示した斜線部面積はしだいに増大しながら一定値に到達するから、ロール運動は徐々に振幅を増加しながらリミットサイクルに入るとともに、ヨー運動に対する舵角の位相進みがほぼ零に近いことより、ロール運動による影響でもってヨー運動もしだいにリミットサイクルに入る。つぎに $1.8M$, $1.2M$, $1.0M$ におけるヨー運動は P に近い周期で振幅が増加して発散する。この場合、図 II.4.5 (c) ~ (e) における斜線部面積は単調に増大し、ロール運動は急激に発散、これにともなってヨー運動も発散する。また $2.5M$ におけるヨー運動は、 P の値から推測されるように非常に長い振動周期を有するから、レートジャイロによる補償機能は全く果されていない。このときには図 II.4.5 (f) に示すように、制御増幅器特性およびアクチュエータ特性に原因して、微小偏差入力ではアクチュエータが作動せず、ようやく制御を開始する時点においては横方向への変位がすでに許容範囲を越えるに至る。

以上述べたことより明らかなように、姿勢制御系の長周期モードが比較的短かい低速領域においては、操舵量、操舵周期ともに比較的小さく、レートジャイロによる補償効果も利いて、ロール運動を安定なリミットサイクル内に収めることが可能である。しかしその周期が約 45 秒を越える高速領域においては両者ともに大きくなって、ロール運動を微小範囲内に保持することが不可能となる。仮にレートジャイロによる補償機能が十分な効果を与えうるものとすれば、操舵量が時間とともに減少することは考えられるが、 K_R の増加に対する ω の値はほとんど変化しない (図 II.4.4 (b), (d)) から、操舵周期は依然として長く、ロール運動を微小範囲内に保持することが困難であるもの

と考えられる。また制御増幅器に不感帯特性が存在することは好ましくなく、逆にネガティブディフェンス特性を持たせて微少入力に対する応答特性を改善することによって、できるだけ操舵量を減少せしめることが必要である。

2.5Mにおける姿勢制御系の機能を改善して安定に飛行せしめるには、表Ⅱ.3.1に示した ω の値を増大する方法が考えられる。レートジャイロの最高感度を向上することは困難であるから、使用機器上の観点からも ω 増大の方策が望ましい。 ω を増大せしめるには、図Ⅱ.4.4(a),(c)からわかるように K_F を増加せしめる必要があり、等価的には K_G を減少せしめても良い。ただし姿勢制御系の要求機能を満足するに十分な値にまで ω を増大せしめるには、 K_F 、 K_G 、 K_D の値をそれぞれ最適値に設定することが必要である。このようにして ω の値を増大後、各飛行速度において生ずる不安定根をさらに K_R の増加でもって安定根としなければならない。ただし K_R の増加によって生ずる ω の変化は比較的僅少である。しかし K_F を増加、 K_G を減少することによって $|\delta_r(s)/\phi(s)|$ が増大、操縦量が大きくなる結果、ロール運動を微少範囲内に保持して制御系を安定に保つことはやはり困難であると考えられる。

なお本制御方式に加えてロール制御を併用すれば、全飛行速度領域にわたってより一層の性能向上が可能であると考えられる。

Ⅱ.5 第Ⅱ部 結 言

第Ⅱ部においては第Ⅰ部で問題とした方位角保持姿勢制御系に関し、まづ姿勢制御装置方位角保持系統の特性を改善、ついで改善後のその特性および方位角保持姿勢制御系の特性を汎用飛行シミュレータ設備を使用して実験的に解析を行なった。

実験の結果つぎのことが明らかとなった。

(1) 姿勢制御装置方位角保持系統に存在する非線形特性は、制御増幅器信号加算点における方位角信号系の入力抵抗を減少してゲインを増加することにより軽減することが可能である。

(2) 実験による応答特性と線形近似解析による安定性とを比較するとき、両者間には多少の相違が認められる。その主原因はサーボアクチュエータおよびレートジャイロの特性近似が不十分であるためと考えられる。したがって応答特性より推して、微少偏差信号に対する応答およびレートジャイロによる位相進み補償機能を十分有効にして、理想特性に近づける必要がある。

(3) 実験結果より、高速領域における方位角保持姿勢制御系特性は、特性改善後でもなお少しく不十分であるが、姿勢制御系の固有振動数を増大し、かつ分解能のすぐれたレートジャイロを使用すれば、姿勢制御系に要求される機能を満足することは可能である。

後 記

本研究を進めるに当り，計測部長 樋口一雄技官，計測部自動制御研究室 森幹夫技官および防衛庁技術研究本部技術開発官付 河東桓二等空佐，鷹尾洋保一尉，是永明彦二尉の御指導に感謝の意を表する。また実験データの計算および整理は計測部自動制御研究室 名越孝行，安藤みや子両技官の協力による。

文 献

- 1) 松浦陽恵，樋口一雄，池谷光栄，堀川勇壮，百名盛之，三好範子，村上力，岡部正典：汎用飛行シミュレータ設備の計画，構造および特性，航技研報告 TR-70 (昭和40)
- 2) D. Perkins: Airplane Performance, Stability and Control, John Wiley & Sons, Inc. (1956)
- 3) B. Etkin: Dynamics of Flight, John Wiley & Sons, Inc. (1959)
- 4) S. Fifer: Analog Computation, McGraw-Hill Co., Inc. (1961)
- 5) 自動制御研究会編：自動制御便覧，コロナ社 (昭和37)
- 6) 荒井太四郎：超小型レートジャイロの試作研究，電気通信学会 エレクトロニクス研究会資料 (昭和38)

附録 A 極小型超音速機の諸元および機体形状

付表 A.1 極小型超音速機主要諸元

(a) 機体要目

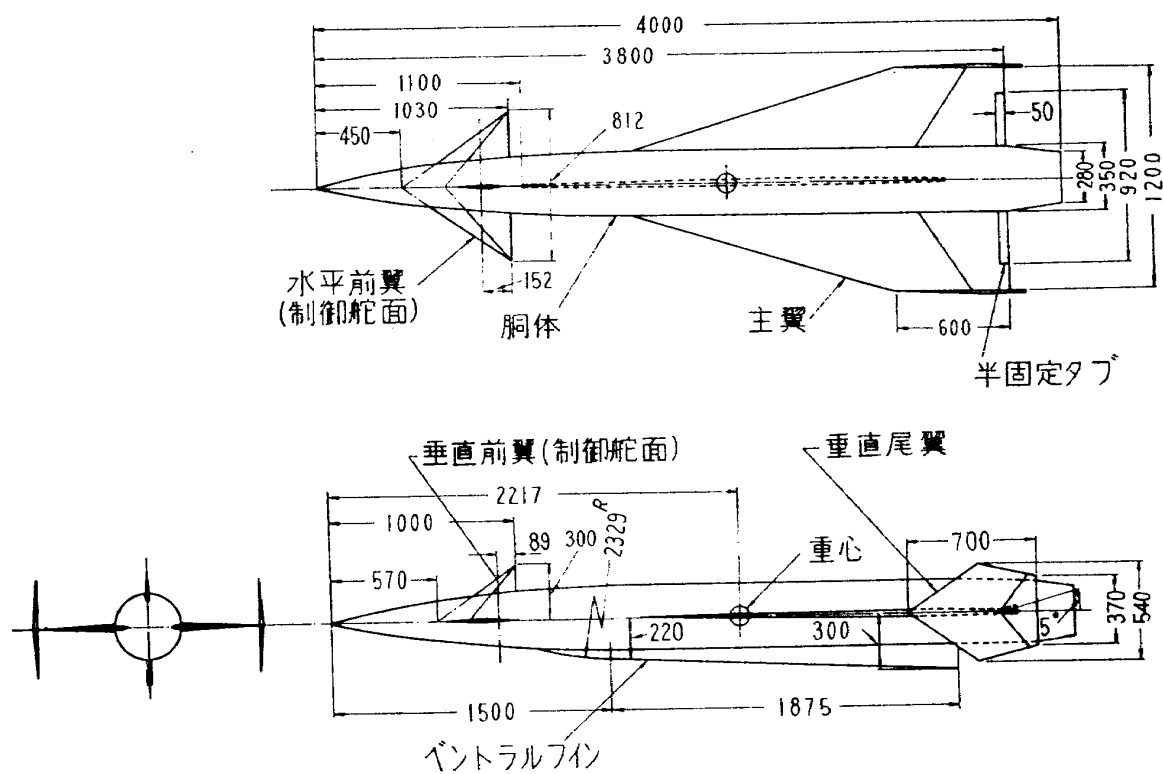
項	目	要 目
胴 体 全 長	(m)	4.00
胴 体 直 径 (最大部)	(m ϕ)	0.35
全 高 (セントラルフィンを除く)	(m)	0.52
翼 幅	(m)	1.20
主 翼 面 積 (胴体部を含む)	(m ²)	1.92
後 退 角	(deg)	約 73
最 大 翼 厚 比	(%)	1.5
全 備 重 量	(kg)	244.35
空 虚 重 量	(kg)	166.05
原 動 機		ロケット
重 心 点 (全備) (胴体先端より)	(m)	2.217
重 心 点 (空虚) (胴体先端より)	(m)	2.217
制御舵面関係事項*		
制御舵面ヒンジ取付け位置	(% mac)	47

注) 付図 A.1参照。

(b) 主要性能

項	目	要 目
発 進 速 度	(M)	0.7
最 高 速 度	(M)	2.5
回 収 時 速 度	(M)	0.2
基 準 飛 行 速 度	(km)	11
ロケット推力	(ton)	約 1
燃 料 燃 焼 時 間	(s)	約 15
飛 行 時 間*	(s)	約 100

注) 燃料燃焼後, 0.7 M に速度が低下するまでに要する時間。



付図 A.1 極小型超音速機三面図

附録 B 極小型超音機の空力微係数およびヒンジモーメント係数

付表 B.1 空力微係数およびヒンジモーメント係数 (縦)

(a) 空力微係数

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
h (km)	11	11	11	11	11	11	11	0
T_h (ton)	1	0	0	0	0	0	0	0
W (kg)	244.35	166.05	166.05	166.05	166.05	166.05	166.05	166.05
X_{CG} (m)	2.217	2.217	2.217	2.217	2.217	2.217	2.217	2.217
I_Y (kg m s ²)	18.48	18.02	18.02	18.02	18.02	18.02	18.02	18.02
q_0 (kg/m ²)	792.33	10 106.25	5 239.08	3 638.25	2 328.48	1 309.77	792.33	289.5
γ_0 (rad)	0	0	0	0	0	0	0	0
V (m/s)	206.64	738.00	531.36	442.80	354.24	265.68	206.64	68.08
S_r (m ²)	1.92	1.92	1.92	1.92	1.92	1.92	1.92	1.92
l_r (m)	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0
λ (s)	3.3869	0.64443	0.89505	1.07406	1.3426	1.7901	2.3016	2.0753
μ_1 (s)	0.009678	0.002710	0.003764	0.004517	0.005646	0.007528	0.009678	0.029377
ν_r (s ²)	0.003036	0.000232	0.000448	0.000645	0.001008	0.001791	0.002961	0.008105
C_L	0.16062	0.008557	0.01151	0.02377	0.03714	0.06603	0.10915	0.2987
C_D	0.022971	0.015813	0.02022	0.02269	0.02611	0.01884	0.02345	0.06456
C_m	0	0	0	0	0	0	0	0
C_{L_α}	2.3791	1.2127	1.3265	1.4403	1.5929	1.6732	1.7218	1.7813
C_{L_u}	0.01059	-0.001455	0.0003618	-0.005556	0.02382	0.008134	0.02345	-0.004364
C_{L_α}	1.0013	0.4446	0.6571	0.7264	0.7559	1.2021	1.0013	0.8016
C_{L_q}	1.0019	0.4437	0.6100	0.7281	0.89022	1.0387	1.0019	0.9540
C_{D_α}	0.23861	0.013586	0.02642	0.038557	0.06204	0.10404	0.18701	0.5826
C_{D_u}	-0.001795	-0.01370	-0.01219	0.01157	-0.01140	0.006587	-0.001795	0.008134
C_{m_α}	-0.04882	-0.04980	-0.03061	-0.03253	-0.03835	-0.04	-0.04882	-0.06756
C_{m_u}	0.0011754	-0.0008845	-0.001885	-0.0007881	-0.012456	0.005346	0.0011754	0.0010320
C_{m_α}	-0.1461	-0.03765	-0.0844	-0.1057	-0.1270	-0.01769	-0.1461	-0.1150
C_{m_q}	-0.3692	-0.2325	-0.2982	-0.3363	-0.3820	-0.3942	-0.3692	-0.3481
$C_{L_{\delta_e}}$	0.02070	-0.0068	-0.0425	-0.0551	-0.0701	-0.02310	0.02070	0.10186
$C_{D_{\delta_e}}$	0.019311	0.00013346	0.0011015	0.0017853	0.0037818	0.004973	0.019311	0.075518
$C_{m_{\delta_e}}$	0.10447	0.06327	0.10024	0.11991	0.14248	0.12680	0.10447	0.08305
α_t (rad)	0.07853	0.00873	0.01483	0.02007	0.02967	0.05148	0.07853	0.19284
δ_{e_t} (rad)	-0.01943	-0.005848	-0.007542	-0.010541	-0.014360	-0.02199	-0.019431	0.057628

(b) ヒンジモーメント係数

$$J_e = 0.559 \text{ kg m s}^2$$

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
$\frac{\partial H}{\partial \alpha}$ (kg m/rad)	-11.971	0	0	0	0	-14.396	-11.971	—
$\frac{\partial H}{\partial \delta_e}$ (kg m/rad)	-6.759	15.481	11.901	9.724	7.205	-6.617	-6.759	—

付表 B.2 空力微係数およびヒンジモーメント係数 (横)

(a) 空力微係数

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
h (km)	11	11	11	11	11	11	0
T_h (ton)	1	0	0	0	0	0	0
W (kg)	244.35	166.05	166.05	166.05	166.05	166.05	166.05
X_{CG} (m)	2.217	2.217	2.217	2.217	2.217	2.217	2.217
I_{XO} (kg m s ²)	0.6943	0.67447	0.67447	0.67447	0.67447	0.67447	0.67447
I_{ZO} (kg m s ²)	18.64	18.18	18.18	18.18	18.18	18.18	18.18
q_0 (kg/m ²)	792.33	10 106.25	5 239.08	2 328.48	1 616.9	792.33	289.5
γ_0 (rad)	0	0	0	0	0	0	0
V (m/s)	206.64	738.0	531.36	354.24	295.2	206.64	68.08
S_r (m ²)	1.92	1.92	1.92	1.92	1.92	1.92	1.92
l_r (m)	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
μ_2	291.45	198.06	198.06	198.06	198.06	198.06	58.846
τ (s)	1.6929	0.32204	0.44724	0.67100	0.80511	1.1504	1.0369
K_X^2	0.022427	0.027714	0.027817	0.028291	0.028928	0.032078	0.054032
K_Z^2	0.51640	0.74546	0.74538	0.74493	0.74419	0.74111	0.71917
K_{XZ}	-0.039118	-0.006264	-0.010648	-0.021287	-0.031283	-0.056151	-0.13504
C_L	0.16062	0.008557	0.01651	0.03714	0.053487	0.10915	0.2987
C_{l_p}	-0.1220	-0.1073	-0.1209	-0.1269	-0.1217	-0.1220	-0.1448
C_{l_r}	0.04278	0.01628	0.02900	0.04906	0.05655	0.04278	0.0979
C_{l_β}	-0.01692	0.00800	0.00611	0.00635	-0.00113	-0.01692	-0.04645
C_{n_p}	-0.1519	-0.01628	-0.02900	-0.04906	-0.05655	-0.1519	-0.3388
C_{n_r}	-1.250	-1.686	-1.814	-1.665	-1.424	-1.250	-1.226
C_{n_β}	0.08618	0.1596	0.2173	0.2314	0.1386	0.08618	0.1011
C_{Y_β}	-0.4875	-0.5746	-0.6538	-0.6723	-0.6030	-0.4875	-0.4875
$C_{l_{\delta_r}}$	0.01118	0.002396	0.003762	0.005868	0.007049	0.01118	0.001118
$C_{n_{\delta_r}}$	0.04061	0.02235	0.03336	0.04815	0.05470	0.04061	0.04061
$C_{Y_{\delta_r}}$	0.03675	0.02217	0.03213	0.04530	0.05025	0.03675	0.03675
α_t (rad)	0.07853	0.00873	0.01483	0.02967	0.04363	0.07853	0.19284

(b) ヒンジモーメント係数

$$J_r = 0.01 \text{ kg m s}^2$$

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
$\frac{\partial H}{\partial \beta}$ (kg m/rad)	1.346	0	0	0	0.6008	1.346	—
$\frac{\partial H}{\partial \sigma_r}$ (kg m/rad)	-0.7208	1.349	1.037	0.6276	0.0547	-0.7208	—

附録 C 極小型超音速機機体の伝達関数

初期条件を零として、式 (I.4.1)～(I.4.9) をラプラス変換、連立して解けば、操舵応答および突風応答各伝達関数が得られる。

1. 縦運動伝達関数

$$\frac{u}{\delta_e}(s) = \frac{1}{f_X(s)}(A_2 + B_2s + C_2s^2 + D_2s^3) \quad (C.1)$$

$$\frac{\theta}{\delta_e}(s) = \frac{1}{f_X(s)}(A_3 + B_3s + C_3s^2) \quad (C.2)$$

$$\frac{a}{\delta_e}(s) = \frac{1}{f_X(s)}(A_4 + B_4s + C_4s^2 + D_4s^3) \quad (C.3)$$

$$\frac{u}{w_G}(s) = \frac{1}{f_X(s)}(A_5 + B_5s + C_5s^2 + D_5s^3) \quad (C.4)$$

$$\frac{\theta}{w_G}(s) = \frac{1}{f_X(s)}(A_6 + B_6s + C_6s^2 + D_6s^3) \quad (C.5)$$

$$\frac{a}{w_G}(s) = \frac{1}{f_X(s)}(A_7 + B_7s + C_7s^3 + D_7s^3 + E_7s^4) \quad (C.6)$$

$$\frac{z}{r}(s) = \frac{V}{s} \quad (C.7)$$

ただし特性方程式は、

$$f_X(s) = A_1 + B_1s + C_1s^2 + D_1s^3 + s^4$$

2. 横運動伝達関数

$$\frac{\varphi}{\delta_r}(s) = \frac{K_2}{f_Y(s)}s(L_2 + M_2s + s^2) \quad (C.8)$$

$$\frac{\phi}{\delta_r}(s) = \frac{K_3}{f_Y(s)}(L_3 + M_3s + N_3s^2 + s^3) \quad (C.9)$$

$$\frac{\beta}{\delta_r}(s) = \frac{K_4}{f_Y(s)}(L_4 + M_4s + N_4s^2 + s^3) \quad (C.10)$$

$$\frac{\varphi}{v_G}(s) = \frac{K_5}{f_Y(s)}s^2(L_5 + s) \quad (C.11)$$

$$\frac{\phi}{v_G}(s) = \frac{K_6}{f_Y(s)}s^2(L_6 + s) \quad (C.12)$$

$$\frac{\beta}{v_G}(s) = \frac{K_7}{f_Y(s)}s(L_7 + M_7s + N_7s^2 + s^3) \quad (C.13)$$

$$\frac{y}{\phi + \beta}(s) = \frac{V}{s} \quad (C.14)$$

ただし特性方程式は、

$$f_Y(s) = s(L_1 + M_1s + N_1s^2 + O_1s^3 + s^4)$$

3. 係数值表

付表 C.1 伝達関数係数值 (縦運動)

(a) $f_X(s)$ 係数值

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
A ₁	0.0876	-0.0260	-0.0680	0.00737	-0.329	0.167	0.0918	0.359
B ₁	0.247	6.02	21.4	2.79	0.657	0.761	0.370	0.619
C ₁	16.9	219	72.0	53.7	40.6	23.9	17.4	9.44
D ₁	2.36	5.07	4.73	4.50	4.07	3.36	2.46	2.61

(b) $\frac{u}{\partial e}(s)$ 係数值

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
A ₂	-1.15	-6.78	-6.06	-5.46	-4.59	-2.43	-1.26	-1.32
B ₂	-2.52	-5.79	-6.70	-6.77	-6.65	-4.19	-3.01	-3.21
C ₂	-0.0132	-0.00113	-0.00631	-0.00809	-0.00124	-0.00955	-0.0201	-0.0859
D ₂	-0.00572	-0.000207	-0.00123	-0.00167	-0.00283	-0.00279	-0.00843	-0.0368

(c) $\frac{\theta}{\partial e}(s)$ 係数值

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
A ₃	0.228	14.2	10.3	13.0	4.89	1.50	0.385	0.118
B ₃	24.7	518	336	257	170	67.6	27.2	9.88
C ₃	34.5	273	224	186	142	71.1	35.4	10.4

(d) $\frac{\alpha}{\partial e}(s)$ 係数值

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
A ₄	0.160	0.0874	0.150	0.159	0.268	0.206	0.166	0.421
B ₄	0.446	7.57	7.06	9.84	4.32	1.74	0.686	0.673
C ₄	34.3	272	223	185	141	70.5	35.1	10.1
D ₄	-0.00611	0.0106	0.0475	0.0513	0.0522	0.0129	-0.00899	-0.0491

(e) $\frac{u}{w_a}(s)$ 係数值

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
A ₅	—	≅ -0	≅ +0	≅ +0	-0.00118	≅ -0	≅ -0	≅ +0
B ₅	—	0.0000987	0.000156	0.000192	0.000339	0.000257	0.000215	0.00205
C ₅	—	0.000123	0.000226	0.000309	0.000611	0.000586	0.000702	0.00704
D ₅	—	0.0000286	0.0000556	0.0000812	0.000174	0.000219	0.000394	0.00415

付表 C. 1 (つづき)

(f) $\frac{\theta}{w_g}(s)$ 係数値

飛行速度(M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
A ₆	—	-0.0000346	-0.000128	0.0000163	-0.000202	0.000630	0.000444	0.00527
B ₆	—	0.00797	0.00377	0.00584	0.0446	0.00271	0.00172	0.00888
C ₆	—	0.290	0.127	0.112	0.142	0.0826	0.0793	0.123
D ₆	—	0.0000278	0.000139	0.000252	0.000635	0.00118	0.00162	0.00612

(g) $\frac{\alpha}{w_g}(s)$ 係数値

飛行速度(M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.5	1.2	0.9	0.7	0.2
A ₇	—	-0.0000339	-0.000128	0.0000166	0.000856	0.000630	0.000444	0.00527
B ₇	—	0.00815	0.00403	0.00629	0.00238	0.00284	0.00176	0.00833
C ₇	—	0.297	0.135	0.121	0.150	0.896	0.0839	0.137
D ₇	—	0.00259	0.00294	0.00330	0.00401	0.00474	0.00527	0.0189
E ₇	—	0.0000025	0.00000520	0.0000069	0.0000120	0.0000190	0.0000204	0.000167

付表 C. 2 伝達関数係数値 (横運動)

(a) $f_r(s)$ 係数値

飛行速度(M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
L ₁	0.627	-7.66	-4.32	-2.41	-0.480	-0.111	2.16
M ₁	12.8	612	352	116	40.8	13.4	18.8
N ₁	13.8	212	150	71.0	31.7	14.2	16.5
O ₁	1.43	5.67	4.55	3.06	2.37	1.52	1.84

(b) $\frac{\varphi}{\delta_r}(s)$ 係数値

飛行速度(M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
K ₂	21.4	76.3	58.9	35.6	26.3	21.7	-6.18
L ₂	20.1	120	125	69.8	45.5	20.8	-11.7
M ₂	0.667	3.07	2.55	1.85	1.49	0.736	0.139

(c) $\frac{\psi}{\delta_r}(s)$ 係数値

飛行速度(M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
K ₃	2.42	27.9	21.3	13.2	10.2	2.45	2.70
L ₃	8.40	4.28	6.32	5.15	3.87	8.68	3.87
M ₃	0.189	3.46	2.40	1.17	0.655	0.291	0.217
N ₃	1.21	4.18	3.45	2.41	1.89	1.35	0.989

付表 C. 2 (つづき)

(d) $\frac{\beta}{\sigma_r}(s)$ 係数值

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
K ₄	0.0110	0.0345	0.0359	0.0338	0.0312	0.0160	0.0178
L ₄	51.2	61.0	53.9	39.4	32.4	36.7	13.9
M ₄	-128	-2 420	-1 440	-654	-437	-96.2	-148
N ₄	-219	-806	-590	-388	-324	-152	-150

(e) $\frac{\varphi}{v_G}(s)$ 係数值

飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
K ₅	0.299	-0.310	-0.101	0.00572	0.131	0.306	0.914
L ₅	0.214	2.51	4.34	-43.1	-0.374	0.218	0.241

(f) $\frac{\phi}{v_G}(s)$ 係数值

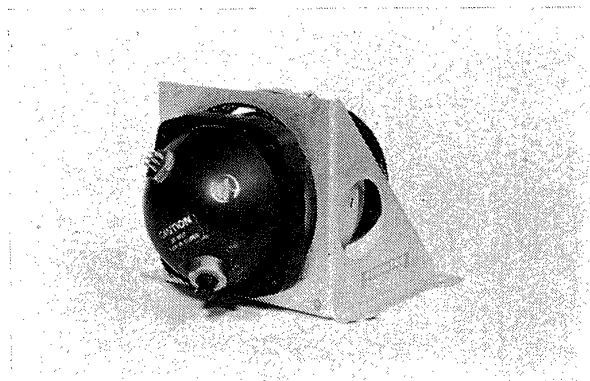
飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
K ₆	-0.0642	-0.274	-0.270	-0.193	-0.102	-0.0655	-0.227
L ₆	0.742	3.02	2.44	1.69	1.30	0.765	0.626

(g) $\frac{\beta}{v_G}(s)$ 係数值

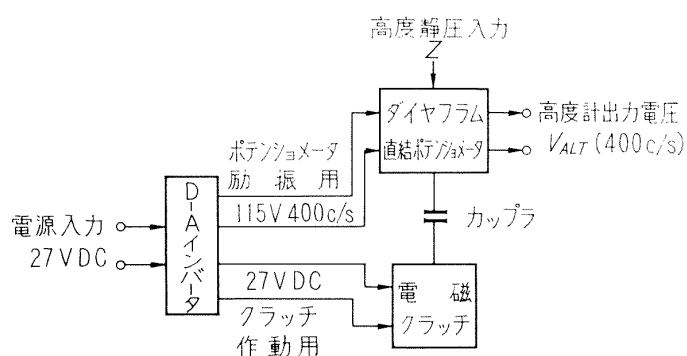
飛行速度 (M)	0.7 (全備)	2.5	1.8	1.2	1.0	0.7	0.2
K ₇	0.00706	0.00121	0.00138	0.00142	0.00127	0.00103	0.00346
L ₇	4.29	-8.58	-5.90	-4.81	-1.28	3.08	9.18
M ₇	87.9	685	481	232	109	63.3	79.8
N ₇	92.2	231	200	139	82.4	65.1	67.3

付録 D 極小型超音速機用姿勢制御装置構成要素の構造および規格

1. 高度計



付図 D.1 高度計 Kollsman 社製, 形式 A3504000001

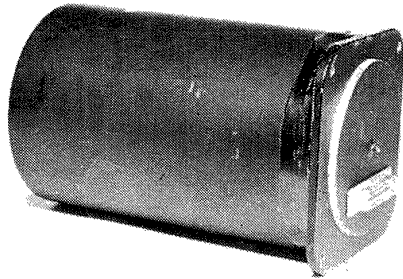


付図 D.2 高度計機能ブロック図

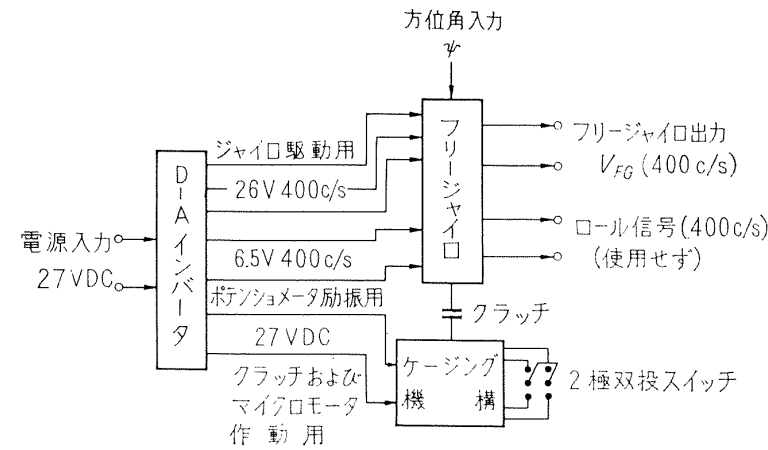
付表 D.1 高度計規格

項	目	規 格
検 出 機 構	使用高度範囲 (m)	-305 ~ 21 200
	作 動 範 囲 (m)	設定高度 ± 650
	ポテンシオメータ励振入力 (c/s), (V)	400, 115
	検出感度 (設定高度 11km) (V/m)	2.074/700 ± 15%
	直 線 性 (%)	15 以下
	ヒステリシス (%)	0.2以下
	ヌル電圧 (mV)	50 以下
	バ ラ ン ス (mV)	41 以下
ク ラ ッ チ 機 構	励 磁 入 力 (V)	直 流 27
	クラッチ作動時の出力電圧変化 (設定高度 11 km) (mV)	ヌル電圧 ±72 以下
リ ー ケ ー ジ	高度計ケース (mmHg/min)	0.254以下

2. フリージャイロ



付図 D.3 フリージャイロ (株)東京計器製造所製, 形式D B2401G



付図 D.4 フリージャイロ機能ブロック図

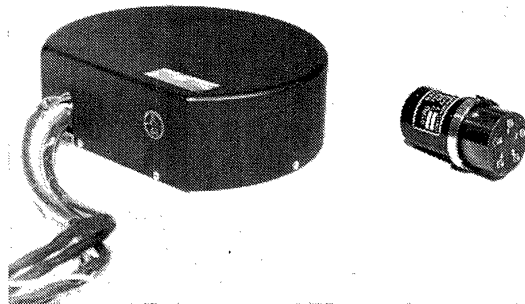
付表 D.2 フリージャイロ規格

項	目	規 格
ジ ャ イ ロ	駆 動 入 力 (c/s), (相数), (V)	400, 3, 26
	起 動 電 流 (各相最大) (mA)	600
	定 常 電 流 (各相最大) (mA)	120
	回 転 数 (rpm)	22 000 以上
	起 動 時 間 (min)	3 以内
検 出 機 構	測 角 範 囲 (deg)	±(30±3)
	ポテンションメータ励振入力 (c/s), (V)	400, 6.5
	感 度 (V/rad)	5.5
	測角精度 (傾斜角度 ±10°以下の範囲) (deg)	±0.5
	直 線 性 (%)	±2
	分 解 能 (deg)	0.5

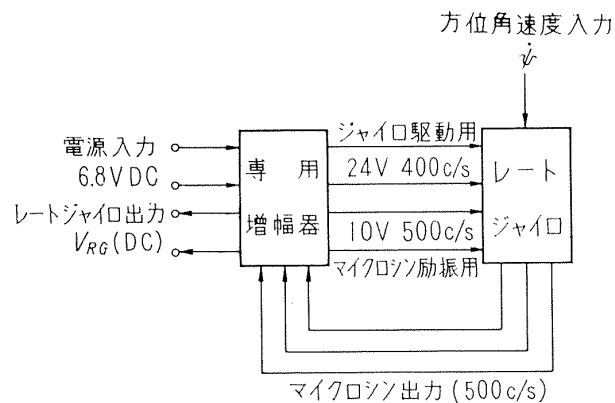
付表 D. 2 (つづき)

項	目	規 格
ケー ジ ン グ 機 構	方 式	クラッチおよびモータによる
	アンケーシング所要時間 (s)	0.5 以内
	ケーシング所要時間 (s)	60 以内
	ケーシング誤差 (各軸) (deg)	0.5 以下
ド リ フ ト	ジャイロドリフト出力 (傾斜角 $\pm 7.5^\circ$, 7c/minの動揺時) (deg/min)	10/10 以下

3. レートジャイロ



付図 D.5 レートジャイロ 東京航空計器 (株) 製, 形式 MR G-21



付図 D.6 レートジャイロ機能ブロック図

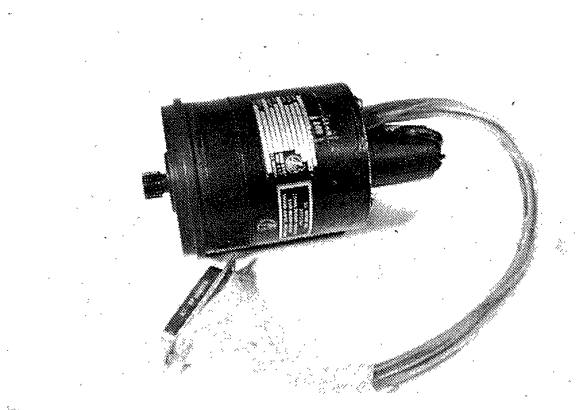
付表 D.3 レートジャイロ規格

項	目	規 格
ジャ イ ロ	駆 動 入 力 (c/s), (相数), (V)	400, 3, 26
	起 動 電 流 (最大) (mA)	250
	定 常 電 流 (最大) (mA)	200
	回 転 数 (rpm)	22 000 以上
	固 有 振 動 数 (c/s)	30 以上

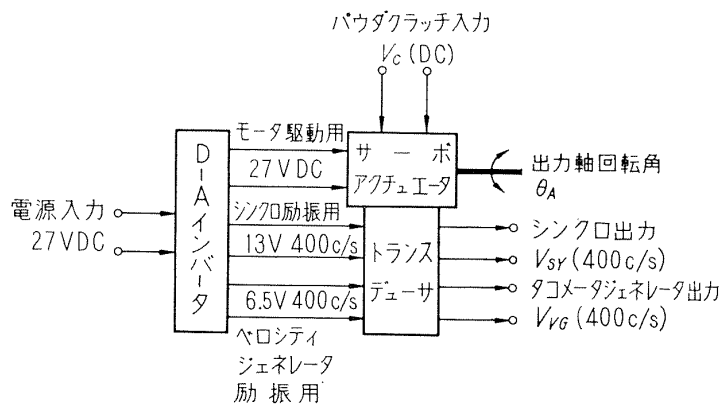
付表D.3 (つづき)

項	目	規 格
検 出 機 構	方 式	マイクロシンによる
	励 振 入 力 (c/s), (V)	500, 10
	計 測 範 囲 (deg)	10 以内
	感 度 (V/deg)	0.65
	直 線 性 (作動範囲 10°以内) (%)	0.15以内
	ヌ ル 電 圧 (mV)	4 以下
増 幅 器	入 力 (V)	直流 6.8 ± 2 %
	マイクロシン出力同期整流増幅部出力	
	電 源 出 力	直流
性 能	計 測 範 囲 (rad/s)	$\pm 0.1 \sim 2$
	感 度 (V/2rad/s)	± 2.5
	直 線 性 (%)	± 5 以内
	ヌ ル 電 圧 (1k Ω 負荷) (mV)	10 以下
	ヌ ル 電 圧 (mV)	

4. サーボアクチュエータ



付図 D.7 サーボアクチュエータ Lear 社製, 形式 3170 D



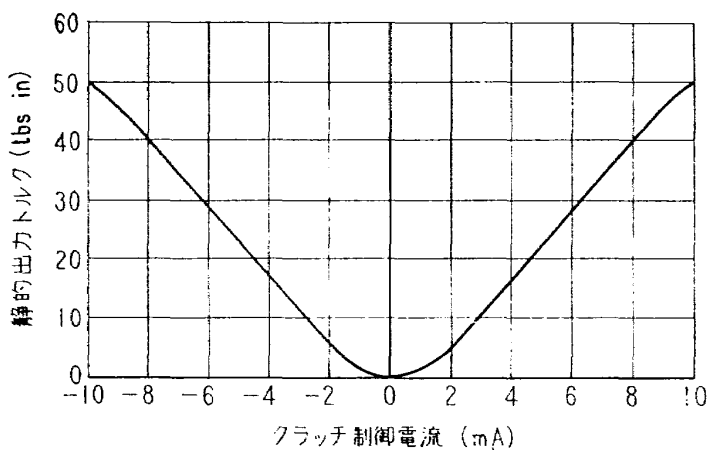
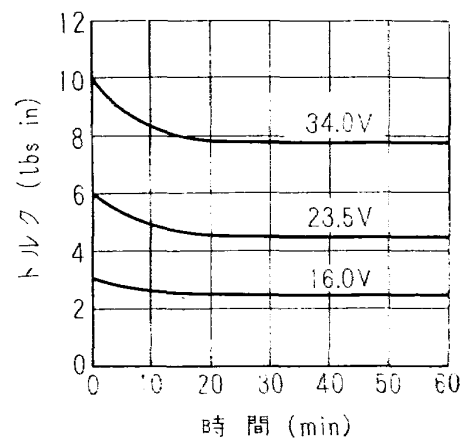
付図 D.8 サーボアクチュエータ機能ブロック図

付表 D.4 サーボアクチュエータ規格

項		目	規 格
モ タ		駆 動 入 力 (V)	直 流 27
		起 動 電 流 (最大) (A)	1.0 以下
		定 常 電 流 (最大) (A)	0.4 以下
		回 転 速 度 (rpm)	16 800 以上
		出 力 ト ル ク (kg m)	0.000389以上
減 速 機 構		全 減 速 比	3 480 : 1
		モータ, クラッチ間減速比	12 : 1
		クラッチ, 出力軸間減速比	290 : 1
ク ラ ッ チ 機 構		方 式	磁気粉末クラッチによる
		抵 抗 (Ω)	210
		定格出力トルク*1 (kg m)	0.841
		最大出力トルク*2 (kg m)	1.160
フ ィ ー ド バ ッ ク	シンクロトラ ンスデューサ	励 振 入 力 (c/s), (V)	400, 13
		感 度 (V)	5 sinθ _A
		作 動 角 度 範 囲 (deg)	30
		ヌ ル 電 圧 (mV)	2 以下
用変換器	ペロシティ ジェネレータ	励 振 入 力 (c/s), (V)	400, 6.5
		感 度 (V/rad/s)	0.7763
		最大作動角速度 (rad/s)	0.7
		ヌ ル 電 圧 (mV)	5 以下

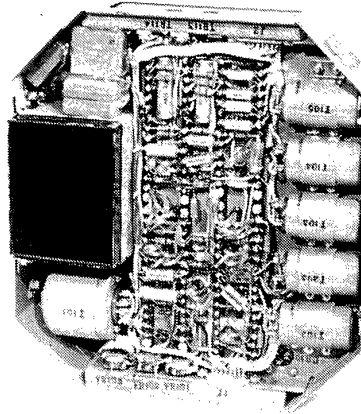
注) 1. クラッチ巻線電流 40mA の時。

2. クラッチ巻線電流 60mA の時。

(a) クラッチ制御電流に対する
静的出力トルク特性(b) 一定クラッチ制御電圧に対する
出力トルクの時間特性

付図 D.9 大形サーボアクチュエータ特性 (Lear 社製, 形式 118B-3)

5. 制御増幅器



付図 D.10 制御増幅器 三菱重工業(株)製

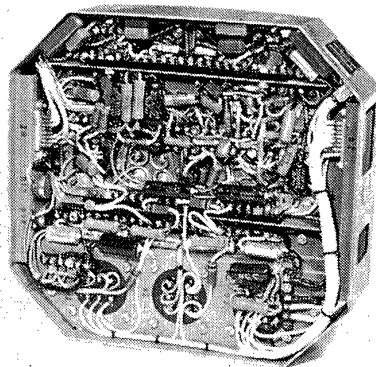
付表 D.5 制御増幅器規格

項 目		規 格
所 要 電 源	直 流 安 定 化 電 源 (V)	20 ± 1
	交 流 電 源 (c/s), (V)	400, 26
零 レ ベ ル	高度保持信号系	入力 V_1, V_2, V_3 端子接地時の V_{Oa} (V/15min)
	方位角保持信号系	入力 V_6, V_7, V_8, V_9 端子接地時の V_{Ob} (V/15min)
静 的 レ ベ ル	高度保持信号系	高度信号系 舵角信号フィードバック系 舵角速度信号フィードバック系
	方位角保持信号系	方位角信号系 方位角レート信号系 舵角信号フィードバック系 舵角速度信号フィードバック系
静 的 性 能	高度保持信号系	$V_1 = 1.70V, V_2 = 2.3V$ の入力を与えた時の V_{Oa}^{*1} (V)
	方位角保持信号系	$V_6 = 0.86V, V_8 = 0.12V$ の入力を与えた時の V_{Ob}^{*2} (V)
動 的 性 能	高度保持信号系	位 相 ゲ イ ン
	方位角保持信号系	位相およびゲイン

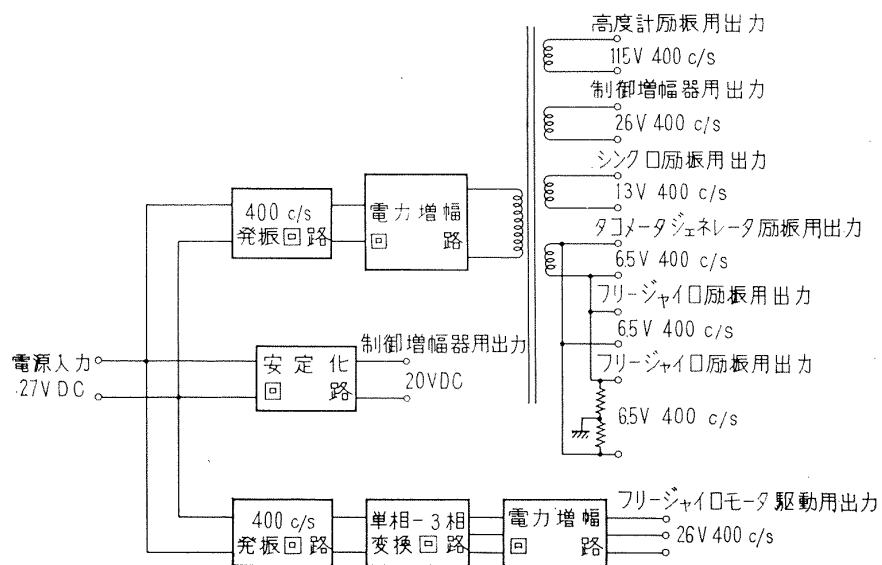
注) 1. 入力 V_3 端子接地, V_{Oa} 負荷抵抗 210Ω 。

2. 入力 V_7, V_9 端子接地, V_{Ob} 負荷抵抗 210Ω 。

6. D-Aインバータ



付図 D.11 D-Aインバータ三菱重工業(株)製



付図 D.12 D-Aインバータ回路構成図

付表D.6 D-Aインバータ

項		目	規 格
入 力		直 流 (V)	27^{+3}_{-4}
直流安定化出力	制 御 増 幅 器 用	直 流 (V)	20 ± 1
400c/s交流出力	制 御 増 幅 器 用	相 数 (ϕ)	1
		電 圧 (V)	26
		最 大 電 力* (W)	10
	トランスデューサ 励振用	相 数 (ϕ)	1
		電 圧 (V)	6.5, 13, 115
		最 大 電 力 (W)	—
	フリージャイロ 駆動用	相 数 (ϕ)	3
		電 圧 (V)	26
		最 大 電 力 (W)	23

注) 最大電力は制御増幅器用およびトランスデューサ励振用各電力の合計を示す。

7. 姿勢制御装置使用環境条件

付表 D.7 使用環境条件

項		目	規 格
温	度	(°C)	-30 ~ +40
湿	度 (+40°Cにおいて時間)	(%)	95
高	度	(km)	0 ~ 12
加	速 度 (機軸方向)	(g)	20
加	速 度 (横方向)	(g)	12
衝	撃 (機軸方向)	(g)	20
衝	撃 (横方向)	(g)	15
振	動 (5~500c/sにおいて)		振幅 0.05"または±10 g

TM-74	回転振動試験装置の計画，構造および特性	1966年2月	武内澄夫，宮地敏雄
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	星谷昌二，清水福寿
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	牛田永崇
TM-77	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	1966年3月	小川 鉦一
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	田畑浄治，桜井善雄
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	三浦川雅男，森 幹彦
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	堀中野佳直
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	新田慶治
TM-82	ピトー管による境界層速度分布の測定について	1966年4月	石崎哲二，斎藤秀夫
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験（Ⅱ）	1966年4月	外原久隆，榑原盛三
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	宗美均，柏原登喜子
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	長洲秀夫，近藤 博
			増田 惣平
			毛利浩，田村敦宏
			佐野四郎，能村 実
			小野幸一

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87号

昭和41年8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
