

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-187

推力 300 gk ジンバル液体ロケットエンジン
の揺動特性 (I)

檜 崎 哲 二・中 野 富 雄
橋 本 亮 平・竹 花 真 一 郎

1970 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積 弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川 隼人, 丸山 治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中 正 夫, 山本 芳樹 大石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村 博史, 藤枝 郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲 秀夫, 吉沢 昭 松崎 貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究 (II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木 邦男, 田丸 卓 乙幡 安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定	1969年9月	藤森 義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞試験	1969年9月	別府 護郎, 鈴木 友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府 護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田 敏康, 野口 義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚 貞吉, 斎藤 隆 大堀 内正司, 本間 幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11 A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内 和之, 川島 矩郎 熊倉 郁夫, 松岡 陽一
TM-168	タンピングメータの試作	1970年2月	柳沢 三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I)	1970年2月	相波 哲朗
TM-170	J R-エンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年2月	鈴木 邦男, 石井 浅五郎 山 中国 雍
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備による航空計器の水結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木 邦男, 相波 哲朗 本間 幸吉, 服部 宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡 長勝, 中谷 輝臣
TM-173	F A-200 改機の動安定微係数	1970年3月	遠藤 浩, 林 良生 海老沼 幸成, 中谷 輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋 安次郎, 河野 長正 西 武徳, 宮沢 政文
TM-175	NAL-16・31D型ロケットの研究試作	1970年5月	五代 富文, 近藤 洋史 中井 暎一, 田畑 浄治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侖
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代 富文, 伊藤 克弥 西村 久男, 湯沢 克宣 柴藤 羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡 貫一, 遠藤 浩 戸田 亘洋, 岡部 祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金 成 正好, 北出 大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼出口ガス流の乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波 哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾 治朗

推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジン の揺動特性 (1)*

檜 崎 哲 二**・中 野 富 雄**
橋 本 亮 平**・竹 花 真 一 郎**

Dynamic Characteristics of Gimbal System of 300 kg Thrust Liquid Propellant Rocket Engine

By

Tetsuji NARASAKI, Tomio NAKANO
Ryouhei HASHIMOTO, Shinichiro TAKEHANA

In order to obtain the dynamic characteristics of the gimbal system under thrust load, firing tests with 300 kg thrust liquid propellant rocket engine were performed. Major objectives of the test program were as follows,

- (1) to determine the frequency response of the swivel angle of the engine.
- (2) to find out the effect of the fuel and oxygen pipes connected to the engine for the swivel angle of the engine, and the effect of bearing friction of the gimbal system.

By a series of tests, the following experimental results were obtained:

- (1) Some quantitative measure of the differences between the frequency response of the swivel angle during firing and without firing due to the increase of pressure of the fuel and oxygen pipes, and also due to bearing friction under thrust load, was determined.
- (2) The amplitude of vibration of frequency 50 cps. induced on the engine, depend on the back lash of the gimbal system, as well as the servosystem.

記 号

A ; ピストン有効面積
 \bar{C}_f ; ジンバル軸受による負荷に関する係数
 F_X ; 推力
 F_Y ; 側分力 (水平方向)
 I ; ジンバル軸まわりのエンジンの慣性性能率
 K ; 油の体積弾性率 $K = -P/(\Delta V/V)$
 $K_1, K_2, K_a, K_v, K_f, K_F$, 定数
 l_v ; サーボ弁内部漏洩係数
 l_a ; シリンダー漏洩係数
 P_1 ; シリンダー内圧 (高压側)
 P_2 ; シリンダー内圧 (低压側)
 P_L ; シリンダー内圧差 ($P_L = P_1 - P_2$)
 P_S ; サーボ弁供給圧力

P_R ; サーボ弁戻り圧力
 P ; 油圧源ユニット圧力
 q_v ; サーボ弁流量
 R ; ジンバル軸に対するアクチュエータのモーメントアーム
 T_1 ; 補償要素の定数
 T_2 ; 補償要素の定数
 T_f ; ジンバル軸受の摩擦抵抗による負荷トルク
 T_L ; エンジンの振動モードによって定まる負荷トルク
 T ; 負荷トルク $T = T_f + T_L$
 V_T ; アクチュエータ内の油の体積
 X ; ピストン変位 ($X = R\delta$)
 X_v ; サーボ弁スプール変位
 δ ; エンジンふれ角
 δ_c ; 入力信号 (目標値)
 δ_p ; 燃料および液体酸素供給パイプの圧力 p における非燃焼中のエンジンふれ角

* 昭和45年8月22日受付
** 宇宙研究グループ

1. まえがき

ロケットを定められた軌道にそって誘導するにはロケットの飛しょう安定性と共に姿勢制御が必要である。このためにはロケット機軸まわりのロール制御と同時にロケット機軸に垂直な方向の力を発生させてピッチおよびヨーの制御を行なわなければならない。機軸に垂直な力すなわち側分力を発生させる方法としては、ジンバルエンジン、動翼、ガスジェットおよびジェットベーンなど多くの方法がすでに実用化されているが、これらの中で、特にジンバルエンジンはすぐれた性能を有し発生する側分力の大きさを高い精度で制御することができる。また、一般にジンバル方式は液体ロケットエンジンに用いられることから、液体ロケットエンジン特有の推力制御とともにロケットの誘導制御の性能を高めることができる。したがってジンバル液体ロケットエンジンは、人工衛星打上げなど高精度および高性能を必要とするロケットに適している。

ジンバルエンジンはエンジン本体を油圧式のアクチュエータによって揺動し側分力を発生させ推力方向制御を行なうことができる。制御系の周波数特性および振動などはジンバルエンジン固有の特性を有し、これらの諸特性はジンバルエンジンの燃焼中および非燃焼中における実験を行なうことにより求めることができる。制御系の特性はエンジンの慣性率、アクチュエータの特性、エンジン構造および推力などによって異なり特定の仕様および寸法のジンバルエンジンの実験から一般的な結論を導くことは困難であるが、定性的な諸特性は他のジンバルエンジンにも適用できる。その結果は大型ジンバル液体ロケットエンジンの設計資料およびジンバル液体ロケットエンジンを有するロケット全体の姿勢制御系の設計に役立つものと思われる。

2. 装 置

本装置は多分力テストスタンド本体、燃料および酸化剤供給系、供試エンジンおよび揺動機構、サーボ弁およびサーボ増幅器、油圧源ユニットおよび計測装置

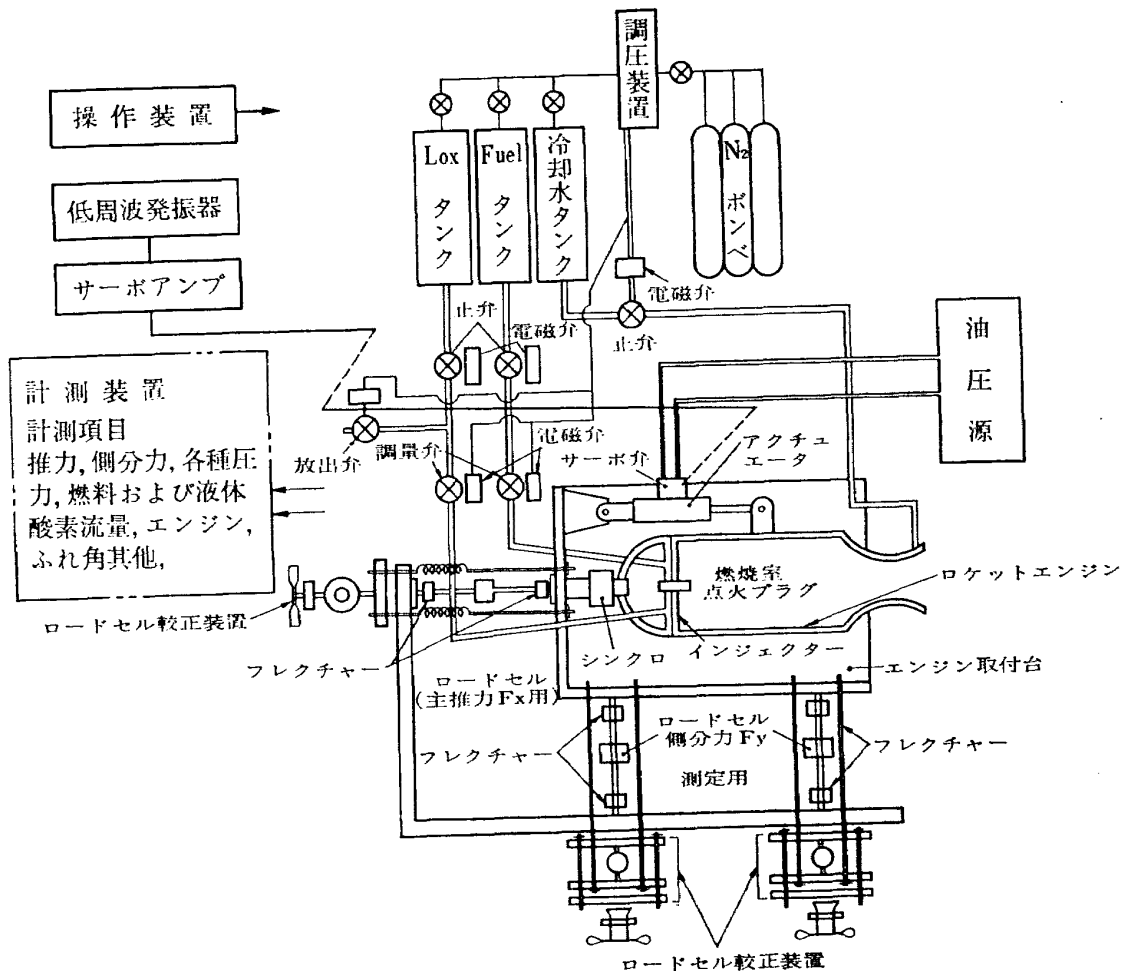


図 1 推力方向制御実験装置

より構成されていて、推力、側分力、燃焼圧、エンジンふれ角、燃料および酸化剤の噴射圧および流量などを測定することができる。図1は装置の概略であり、ロケットエンジンはエンジン取付台にエンジンを上下方向および水平方向に揺動させる2組のアクチュエータおよびシンバル軸によって取付けられている。エンジン取付台はテストスタンドのフレーム上においてロードセルおよびフレクチャーより成る3組の分力測定装置により水平方向が拘束されている。同時に直径12 mm、長さ380 mmの3本の鉄の支持棒によって上下方向が拘束されている。

燃料タンクおよび酸化剤タンクはそれぞれ調圧装置により調圧された窒素ガスにより加圧される。燃料および酸化剤はそれぞれ止弁および調圧弁を通してロケットエンジンの噴射器に達した後に燃焼室内に噴射し推力を発生する。酸化剤が液体酸素の場合には燃焼直前に放出弁を開きパイプ間の予冷を行なう。油圧源ユニットより供給される油圧はサーボ弁により流量が制御され、アクチュエータを作動しエンジンを水平方向および上下方向に揺動させる。サーボ弁による流量制御は低周波発振器およびサーボ増幅器から得られる電流によって制御される。エンジンふれ角はシンバル軸に設置されたシンクロによって検出されサーボ増幅器にフィードバックされる。推力は推力用ロードセルに

よって測定され、エンジンを水平方向に揺動させた場合に発生する側分力は側分力用ロードセルによって測定される。それぞれのロードセルは環状ばね型力計によって校正される。各種の止弁、調量弁および放出弁などに送られる操作用ガス圧は電磁弁により On-Off の切り換えが行なわれる。実験は以上の各種の弁およびスイッチなどをタイマーで操作し自動または手動で行なわれる。実験中の推力、燃焼圧、エンジンふれ角および側分力などはそれぞれの検出装置で検出され記録装置に記録される。図2は実験に使用したエンジンの断面図であり、シンバル機構の概略を図3に示す。テストスタンド、エンジンおよび揺動機構の諸元は次の通りである。

2.1 装置の諸元

2.1.1 テストスタンド

ロードセル 主推力 (機軸方向) F_x	0~500 kg
側分力 (水平方向) F_y	0~±100 kg
ロードセル校正装置 (環状バネ力型)	
荷重 (F_x)	0~500 kg
荷重 (F_y)	0~±100 kg

燃料および酸化剤供給系

燃料タンク	25.4 l	耐圧 75 kg/cm ²
酸化剤タンク	29.5 l	耐圧 75 kg/cm ²
冷却水タンク	50.4 l	耐圧 75 kg/cm ²

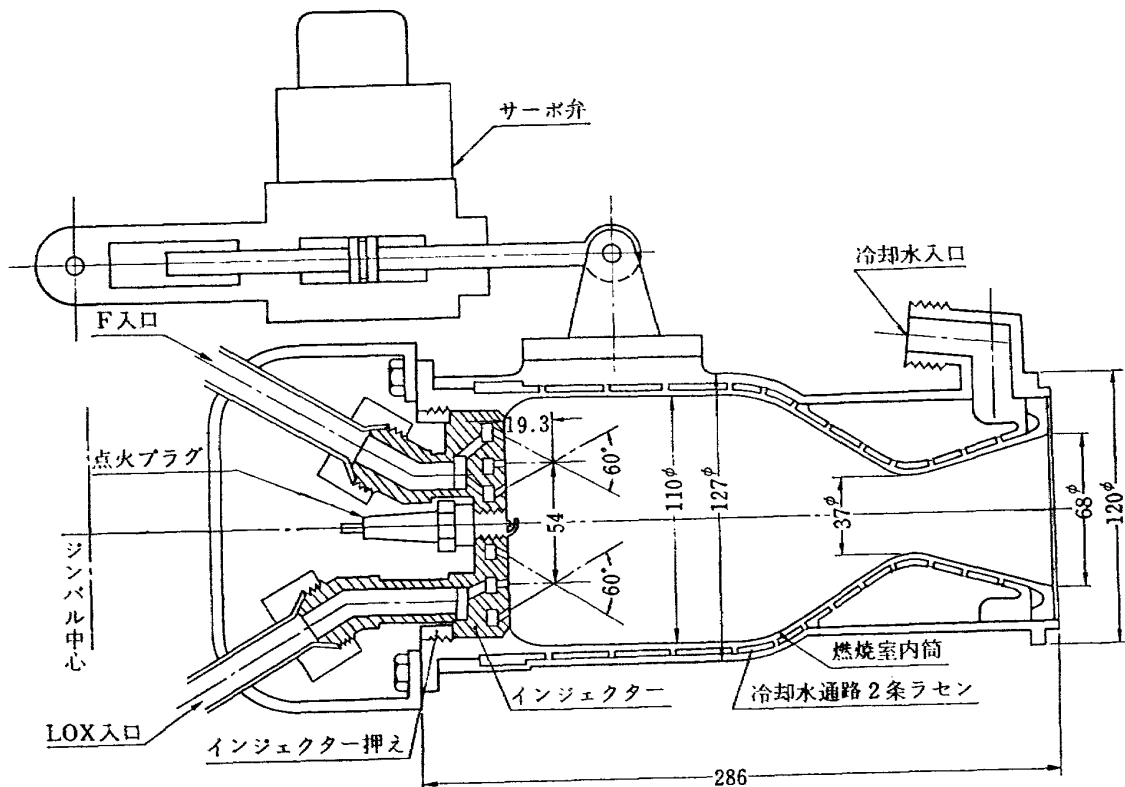


図2 エンジン

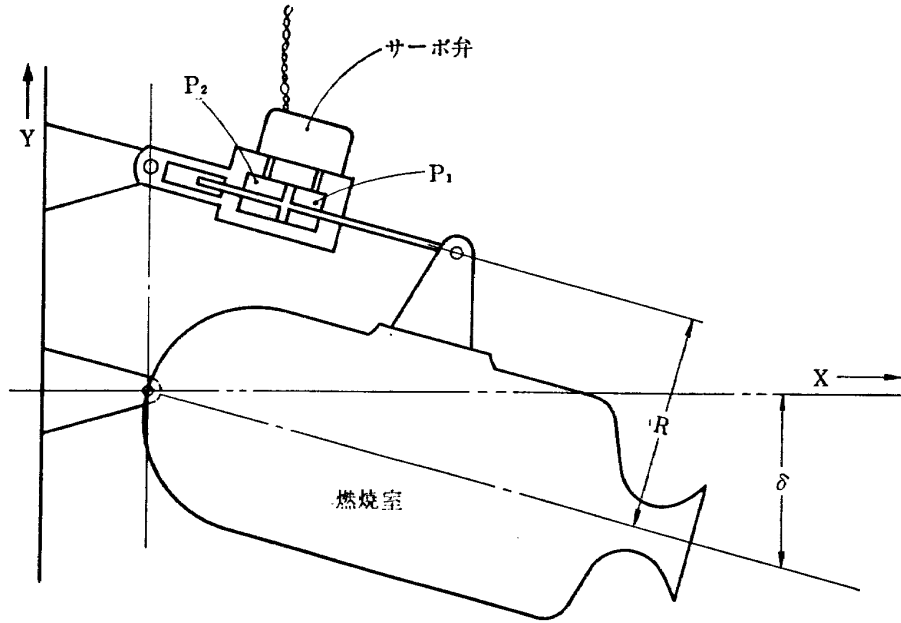


図 3 ジンバル 機構

配管および弁類	耐圧 45 kg/cm ²
2.1.2 供試エンジンおよび揺動機構	
エンジン	
推力	300 kg
燃焼圧力	20 kg/cm ²
燃焼時間	30 sec
燃料	エタノール (C ₂ H ₅ OH 92.5%)
酸化剤	液体酸素 (LOX)
混合比 (O/F)	1.6
冷却方式	水冷
重量(カクチュエータなど附属品を含まない)	9.5 kg
慣性能率 (回転軸まわり)	13 kg·s ² ·cm

揺動機構

エンジン頭部に 2 個 1 組の軸受よりなる自在接手 2 組を有し、油圧方式のアクチュエータにより上下および水平方向に揺動させる機構である。

水平方向最大ふれ角	±10°
上下方向最大ふれ角	±10°
ピストン有効面積	2.2 cm ²
ふれ角検出器	シンクロ

2.1.3 サーボ弁

定格流量	15 l/min (無負荷)
定格油圧	140 kg/cm ²
定格電流	30 mA

2.1.4 油圧源ユニット

圧力	70 kg/cm ²
流量	12.3 l/min

2.2 制御系

推力方向制御用ロケットエンジンの中でジンバルエンジンは、エンジン自体の方向を変える方式であり、そのため大きな力を必要とする機構となっている。その制御系は厳密には非線型要素を含む高次の伝達関数で表わされ解析結果は複雑、かつ多様性を帯びる。本装置の制御系はサーボ弁によりアクチュエータの油の流量を変えてエンジンふれ角を制御する方法であり、上下および左右のエンジンふれ角はサーボ増幅器にそれぞれフィードバックされている。またサーボ増幅器の回路内には定常偏差を減少させ低周波領域 ($f \approx 0 \sim 1$ cpm) における制御の精度を高めるため位相遅れ要素による補償がなされている。補償要素の伝達関数を (1) 式に示し、本装置のブロック図を図 4 に示す。

水平方向の補償要素 $F_1(s)$

$$F_1(s) = \frac{1 + T_2 s}{1 + T_1 s} = \frac{1 + 0.0493 S}{1 + 0.0951 S}$$

上下方向の補償要素 $F_2(s)$

$$F_2(s) = \frac{1 + T_2 s}{1 + T_1 s} = \frac{1 + 0.0452 S}{1 + 0.0919 S}$$

(1)

1 式で示す補償要素を除いた制御系に関する方程式は 3 次式となり*、そのうちプラス変換は次式で表わされる。

* 詳細は付録に示す

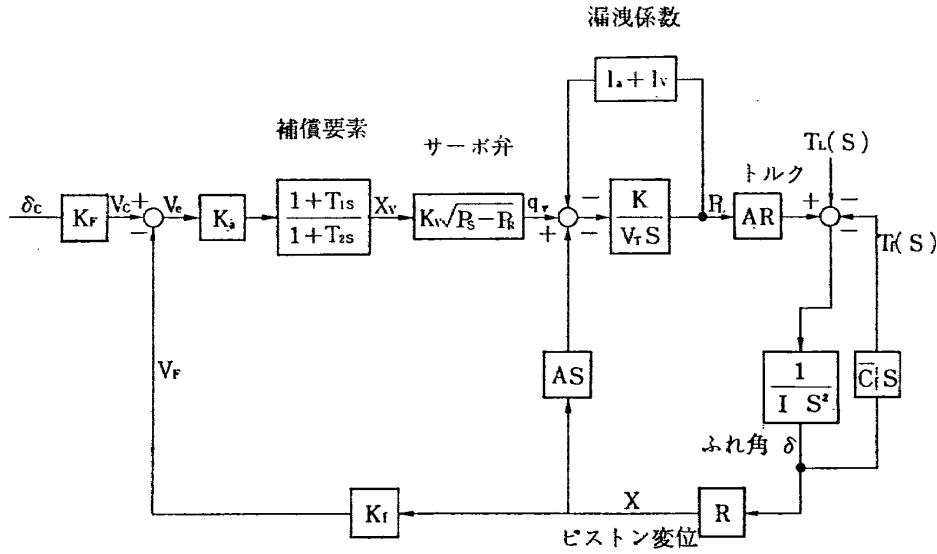


図 4 ジンバル エンジン制御系 (水平方向)

$$\left\{ \frac{IV_T}{K} S^3 + I(l_a + l_v) S^2 + A^2 R^2 S + AR^2 K_v K_a K_f \sqrt{P_S - P_R} \right\} L[\delta] = AR K_v K_a K_f \sqrt{P_S - P_R} L[\delta_c] - \left(\frac{V_T}{K} S + l_a + l_v \right) L[T] \quad (3)$$

V_T および K はアクチュエータの油の体積および体積弾性率であり、油を非圧縮性とした場合には左辺第1項の係数は小さくなる。第2項の係数は慣性能率 I 、サーボ弁およびシリンダーの漏洩係数によって定まり、第3項の係数はピストン有効面積 A およびモーメントアーム R によって定まる。右辺第2項の係数は負荷トルク T によって定まり、 T は燃焼中に燃料および LOX などのパイプ内の圧力が増加することおよび液体の流れによって生じる力、またジンバル軸受に推力が加えられることによって生じる摩擦抵抗の変化などによって定まる値である。したがってパイプの取付構造および軸受の特性によっては T の値が大きくなる。この場合には (3) 式の右辺第2項は省略できない。また l_a および l_v が小さいとしてもエンジンの慣性能率が大きい場合には (3) 式の左辺の { } 内の第2項も省略できない。

3. 実 験

3.1 計測項目

燃焼中および非燃焼中の制御系の特性および側分力測定のために次の項目について計測する。

入力信号 $V_c = K_f \delta_c$

エンジンふれ角 (水平および上下方向) : $\delta(^{\circ})$

- 推力 : F_x (kg)
- 側分力 (水平方向) : F_y (kg)
- 燃焼圧力 : P_c (kg/cm²)
- 燃料噴射圧力 : P_f (kg/cm²)
- Lox 噴射圧力 : P_0 (kg/cm²)
- 油圧源ユニット圧力 : P (kg/cm²)

3.2 テストスタンドの特性

エンジンを取付けた状態におけるテストスタンドの振動特性は X 軸方向では推力測定用ロードセルおよびフレクチャーの剛性が大きく固有振動数は高くなり推力の測定に影響はない。 Y 軸方向、すなわち横方向について、スタンドにインパルスを与えてその応答からスタンドの周波数特性を計算した結果は、周波数特性のゲインは 2 cps から下り始め 5 cps において約 5 dB の低下を示している。しかしながらこのインパルスによる応答特性は、エンジンをアクチュエータにより中立位置に支持した状態における測定結果であり、したがってエンジンを除くスタンドの特性とジンバル機構およびエンジンの中立点における微小振動の特性の両方が含まれている。スタンド本体の固有振動数は、ロードセルおよびフレクチャーの剛性がスタンドの重量に比較してかなり大きいので 10~20 cps になり、6 cps 以下の実験においては影響がないと考えられる。したがってインパルス応答により得られた 10 cps 以下における特性は、ジンバル機構の中立点における微小振動の特性に近いものであると考えられる。

燃焼実験を行なった場合にエンジンおよびジンバル

機構のガタなどによって発生する振動はかなり大きく、側分力の測定値の測定誤差は 2~10% となり前述の周波数領域 0~10 cps におけるスタンドの特性の変化量に近い値となる。以上のことから側分力の測定にはスタンド特性の補正はしない。

エンジンふれ角については、X軸およびY軸方向におけるエンジン取付台の振動の振幅は十分に小さいことから、エンジンのふれ角にはほとんど影響を与えない。したがってエンジンふれ角の測定値の補正は燃焼中および非燃焼中においてともにその必要がない。

3.3 揺動特性および側分力

エンジンのふれ角および周波数に関し装置の固有振動数、強度およびノイズなどの点から、広範囲の実験をすることはできなかったが、推力方向制御用ロケットエンジンの使用範囲としては十分であると考えられる。周波数特性の測定範囲および測定条件は次の通りである。

揺動周波数 $f=0\sim 6$ cps

目標値 ($f=0$ におけるエンジンふれ角 δ)

$\delta_c=2^\circ, 4^\circ, 6^\circ,$

油圧 $P=50, 68$ kg/cm²

推力 $F_x=220, 240, 265$ kg

図5は $\delta_c=4^\circ$ および 6° の場合のエンジンふれ角 δ の周波数特性であり、燃焼中の δ は非燃焼中の δ より小さい値を示している。図6は油圧源ユニットの油圧を 68 kg/cm² から 50 kg/cm² に低下させた場合の δ の特性を示すものであり、図5の場合に比較して $f=2$ cps 以上では δ のゲインがわずかに低くなっているが大差はない。次に δ の周波数特性におよぼす推力の影響を調べるために、推力 F_x の変化量が約 10%と20%の場合について実験を行なった。図7は 220 kg の推力の場合とそれより約 15% 多い 254 kg の場合であり、この場合は δ の特性の変化はほとんど判別できない。図8に示すように推力が 205 kg とそれよりも 30% 多い 266 kg の場合には δ の値にわずかの差が生じているのがわかる。また推力の値が非常に異なる場合すなわち燃焼中と非燃焼中とでは明らかに δ に差が生じることは図5および図6に示すとおりである。

全体として燃焼中および非燃焼中とも 1 cps 近傍に δ のゲインのピークがあり、1 cps からゲインは低下し始めて 6 cps 以上では -10 dB 以下になる。また燃焼中における δ のゲインの方が非燃焼中におけるものよりも低い値を示している。

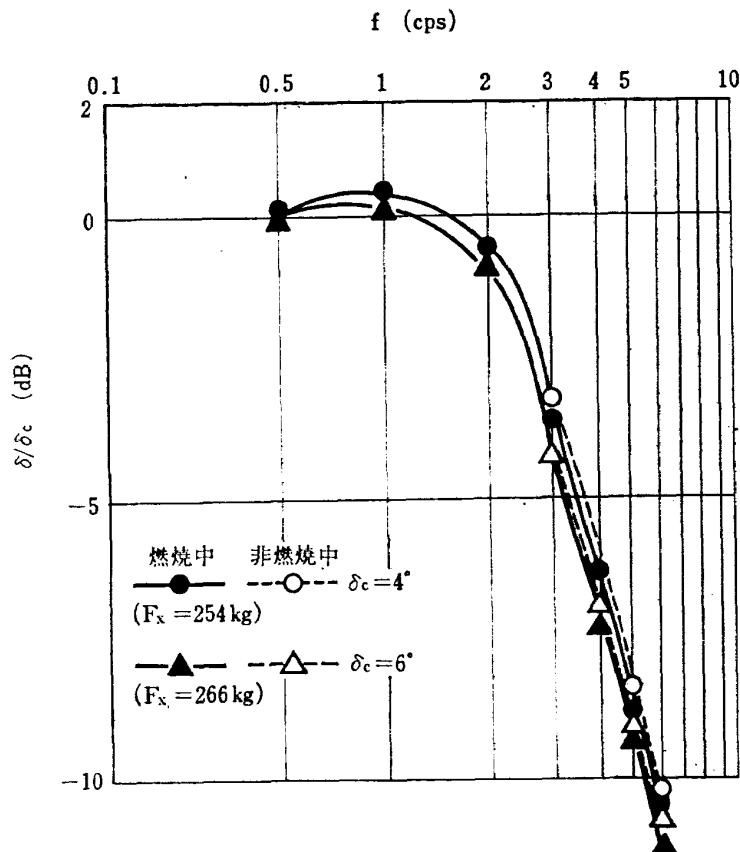


図5 エンジン振れ角 δ ($\delta_c=4^\circ, 6^\circ, P=68$ kg/cm², $F_x=254, 266$ kg)

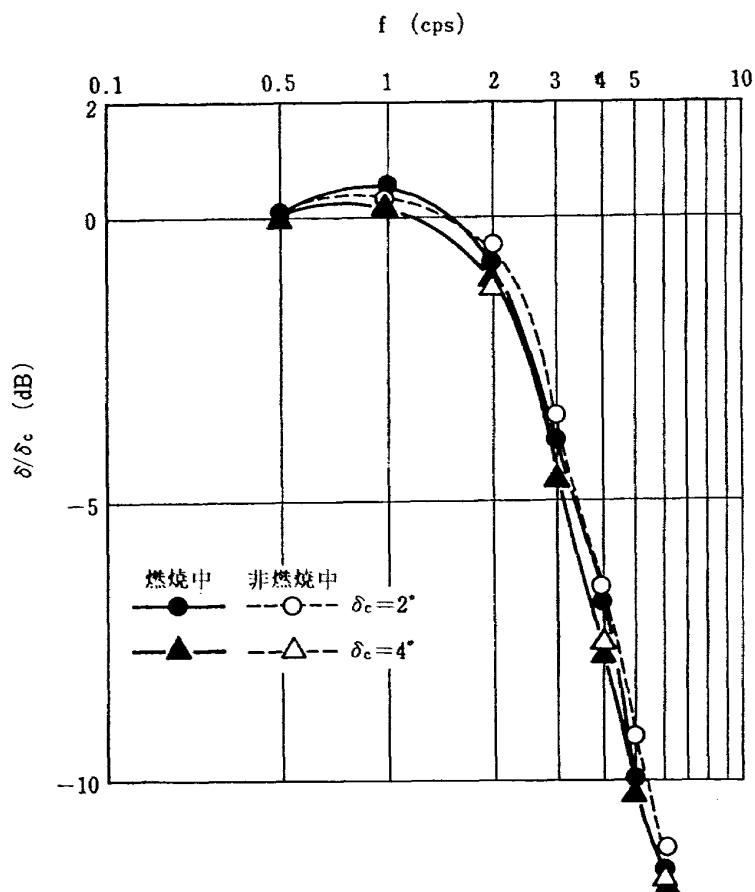


図 6 エンジン振れ角 δ ($\delta_c = 2^\circ, 4^\circ, P = 50 \text{ kg/cm}^2$) ($F_x = 262 \text{ kg}$)

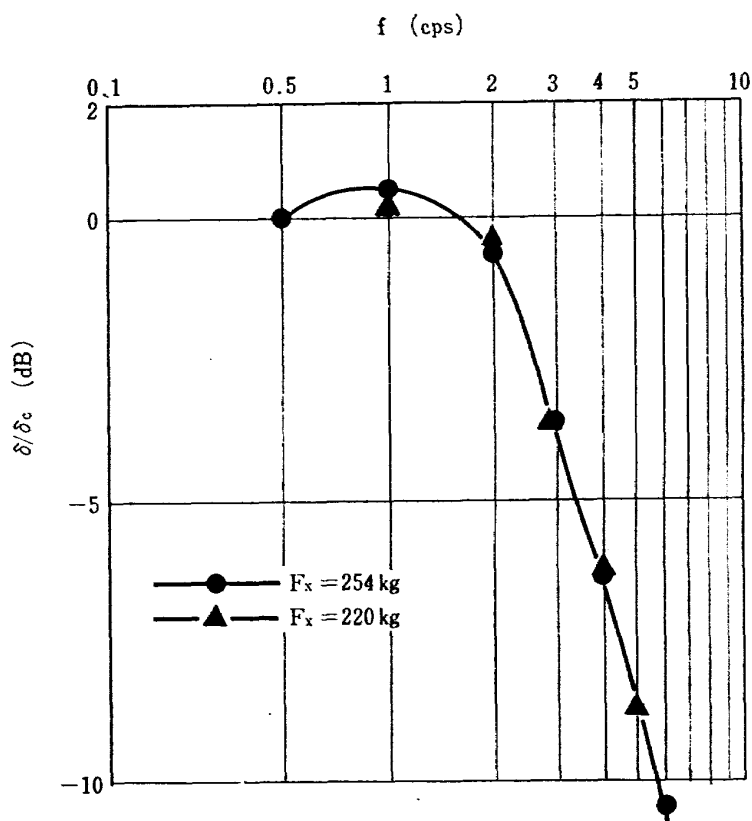


図 7 エンジン振れ角 δ ($\delta_c = 4^\circ, F_x = 254 \text{ kg}, 220 \text{ kg}, P = 68 \text{ kg/cm}^2$)

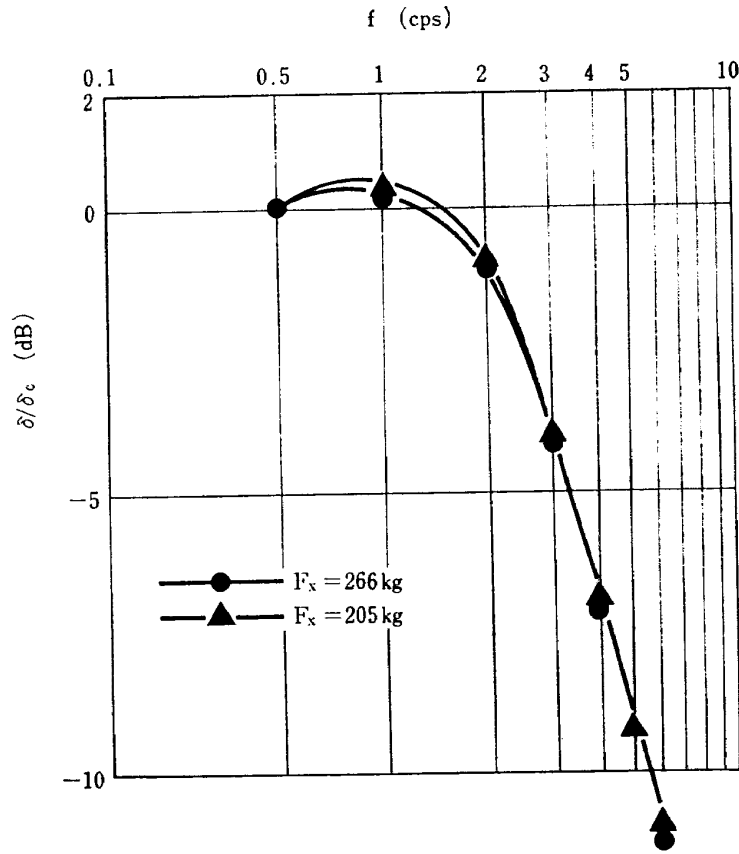


図 8 エンジン振れ角 δ ($\delta_c = 6^\circ$, $F_x = 205$ kg, 266 kg, $P = 68$ kg/cm²)

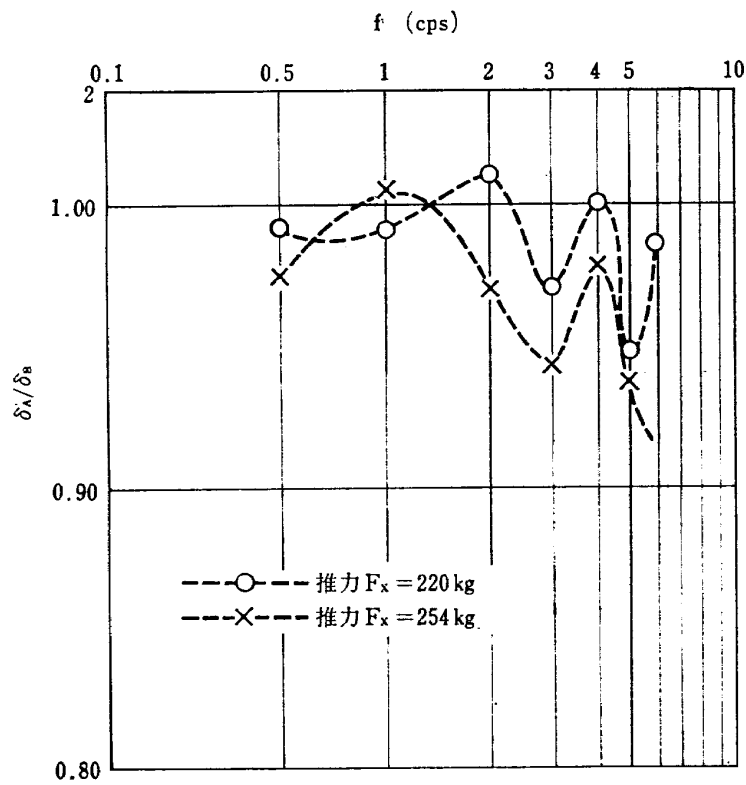


図 9 燃焼中のエンジンふれ角 δ_A と非燃焼中のエンジンふれ角 δ_B の比 δ_A/δ_B ($\delta_c = 4^\circ$, $P = 68$ kg/cm²)

燃焼中および非燃焼中の δ を比較するために燃焼中の δ を δ_A とし、また非燃焼中の δ を δ_B としてその比 δ_A/δ_B と周波数との関係を図9および図10に示す。図9は $\delta_c=4^\circ$ の場合であり一部の点を除けば、全体的に δ_A/δ_B は1より小さいことを示している。図10は $\delta_c=6^\circ$ の場合であり、全体として δ_A/δ_B は1より小さく6 cps 近傍では δ_A は δ_B より約10%小さいことを示している。図9および図10の特性に大きな違いが見られるのは、主として次のような原因によるものと思われる。ジンバル制御系が共振周波数を有し、その周波数およびゲインの大きさは油圧、パイプ圧力およびエンジンふれ角によって大きく変わる。 $\delta_c=4^\circ$ および $\delta_c=6^\circ$ の状態を示す図9および図10はこれらの変化が大きいことを示している。図11は側分

力 F_Y の測定値からエンジンの揺動による慣性モーメントの影響を除いた値をグラフに示したものであり、ゲイン曲線は図5および図6に示す δ の特性と同様の傾向である。測定値の精度に関しては、エンジンふれ角 δ は $1/10^\circ$ 以上または有効数字2桁以上測定できるが、側分力の測定値にはかなり大きな振動が含まれていて低周波領域 ($f=0\sim6$ cps) における側分力の周波数特性の測定誤差の原因になっている。 $f=3\sim4$ cps において F_X の測定誤差を ΔF_Y とすると、 $\Delta F_Y/F_Y$ の最大値は約 20~30% になり、周波数が高くなると δ の値が小さくなりその結果発生する側分力が小さくなるが、振動は小さくならず $f=5$ cps においては ΔF_Y と F_Y の値は同程度になっている。

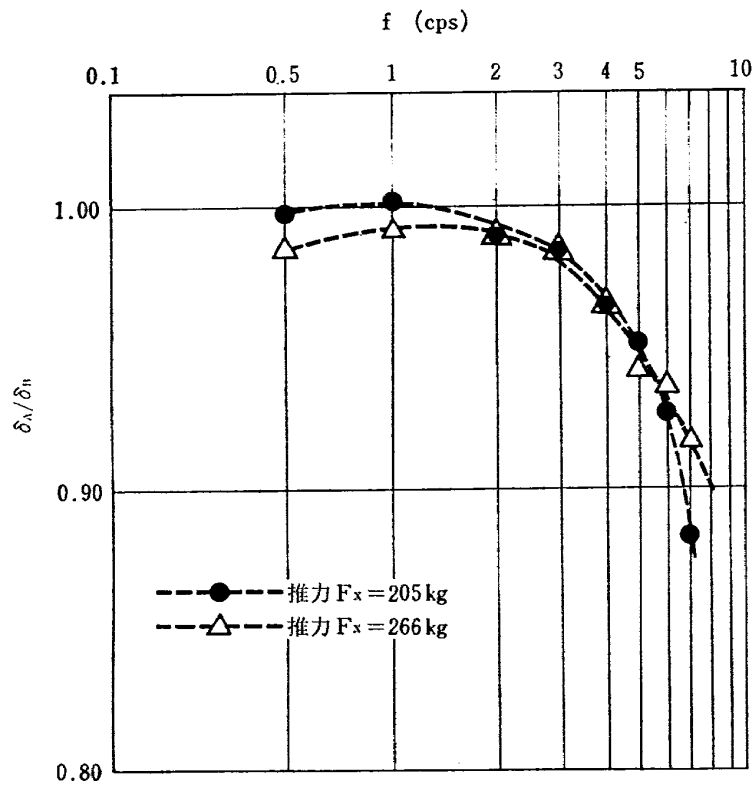


図10 燃焼中のエンジンふれ角 δ_A と非燃焼中のエンジンふれ角 δ_B の比 δ_A/δ_B ($\delta_c=6^\circ$, $P=68$ kg/cm²)

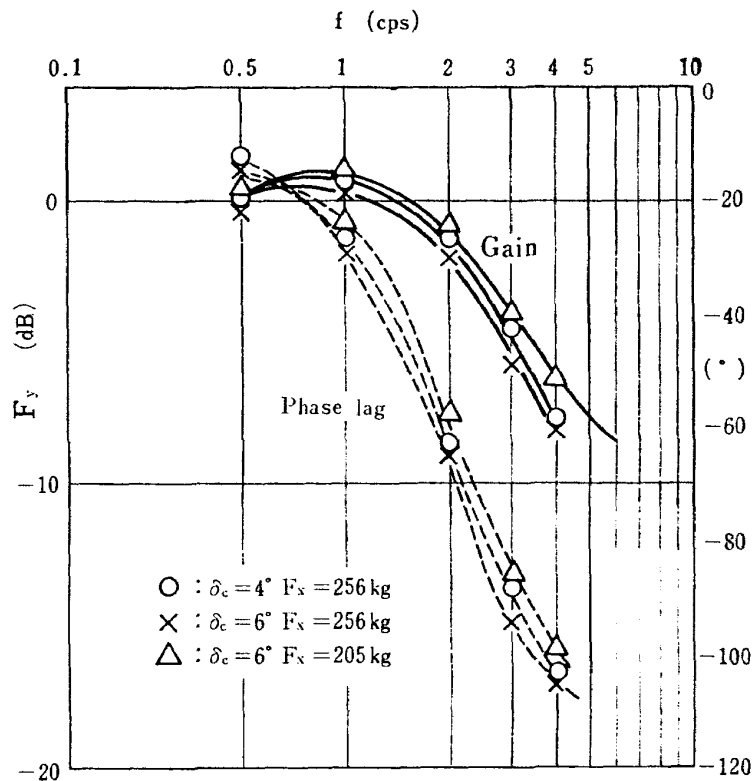


図 11 側分力の周波数特性 ($P=68 \text{ kg/cm}^2$)

4. 検 討

図5に示すごとく、 $P=68 \text{ kg/cm}^2$ 、 $F_x=254 \text{ kg}$ 、 $\delta_c=4^\circ \sim 6^\circ$ の条件のもとでは、エンジンふれ角 δ の周波数特性は 1 cps の近傍においてゲインのピークが存在する。この原因は主として油圧駆動のアクチュエータおよびサーボ弁の特性によるものである。2 cps からはゲインは下り始めて 6 cps では約 -10 dB になる。

燃焼中のエンジンふれ角 δ は図9および図10に示すごとく非燃焼中の δ に比較して10%以上も小さな値になることがある。この原因としては燃焼中に発生する推力によりシンバル軸受の摩擦抵抗の増加および燃焼および液体酸素供給パイプ内の圧力増加に伴ってエンジンおよびスタンド間に取り付けられたこれらのフレキシブルパイプが負荷トルクまたはねじれの力として作用することが主な原因と考えられる。特にこれらの力が大きい場合には(3)式の右辺第2項を省略できなくなる。 δ におよぼすパイプ内の圧力の影響を調べるために、非燃焼中すなわち推力がシンバル軸受に作用しない状態で燃料および液体酸素供給用のフレキシブルパイプに圧力を加えた場合の δ の周波数特性を測定した。 δ_p はパイプ内の圧力が p である場合のエンジ

ンふれ角であり、図12はエンジンふれ角の目標値 δ_c が $\pm 4^\circ$ および油圧源ユニットの圧力が 68 kg/cm^2 の場合である。縦軸は δ_p とパイプ内が全く加圧されていない場合のエンジンふれ角 δ_o との比 δ_p/δ_o を示す。図13は δ_c が $\pm 6^\circ$ および油圧源ユニットの圧力が 68 kg/cm^2 の場合である。図12および図13からわかることは、周波数が 4~5 cps においては δ_c の値によって δ_p/δ_o の特性が大きく変化することであり、 $\delta_c=\pm 4^\circ$ の場合には δ_p は δ_o に対して 4~6% 減少しているが、 $\delta_c=\pm 6^\circ$ の場合にはパイプ圧力が 34 kg/cm^2 の場合を除くと約 $\pm 1\%$ の変化である。 $\delta_c=\pm 4^\circ$ におけるエンジンふれ角の特性を示す図9の δ_A/δ_B の値は周波数による変動が大きく図12に表わされている δ_p/δ_o の値と直接比較するのは無理であるが、 $\delta_c=\pm 6^\circ$ の場合については図10に示すごとく δ_A/δ_B の値の周波数による変動も小さく、図10と図13の値を直接比較することができる。図10によれば燃焼中のエンジンふれ角 δ_A は非燃焼中のエンジンふれ角 δ_B に比較して、周波数範囲が 4~6 cps において 4~8% 小さい。一方図13においては δ_p (燃焼中のパイプ圧に相当する $P=25, 30 \text{ kg/cm}^2$) は δ_o に対して約 2% の減少または 1% の増加が見られる。以上のことから、 $\delta_c=\pm 6^\circ$ 、油圧 $P=68 \text{ kg/cm}^2$ および周波数範囲が

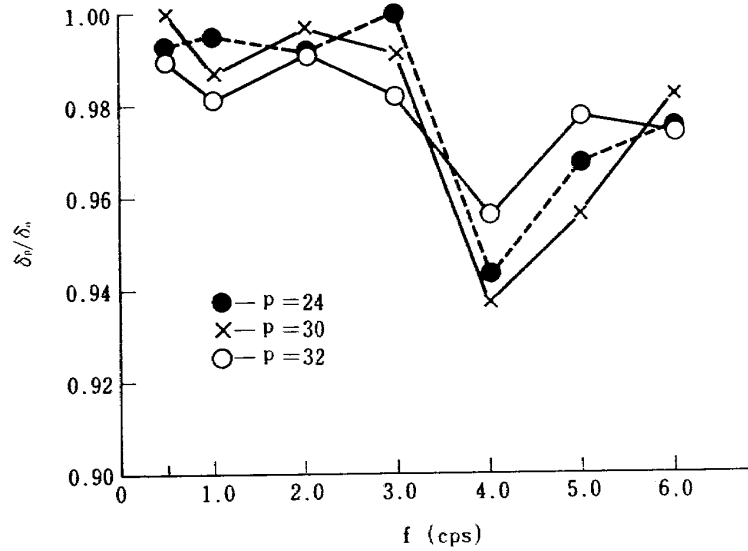


図 12 非燃焼中にパイプに圧力 p を加えた場合のエンジンふれ角 $\delta_p(\delta_c = \pm 4^\circ, p = 0, 24, 30, 32 \text{ 油圧}; 68 \text{ kg/cm}^2)$

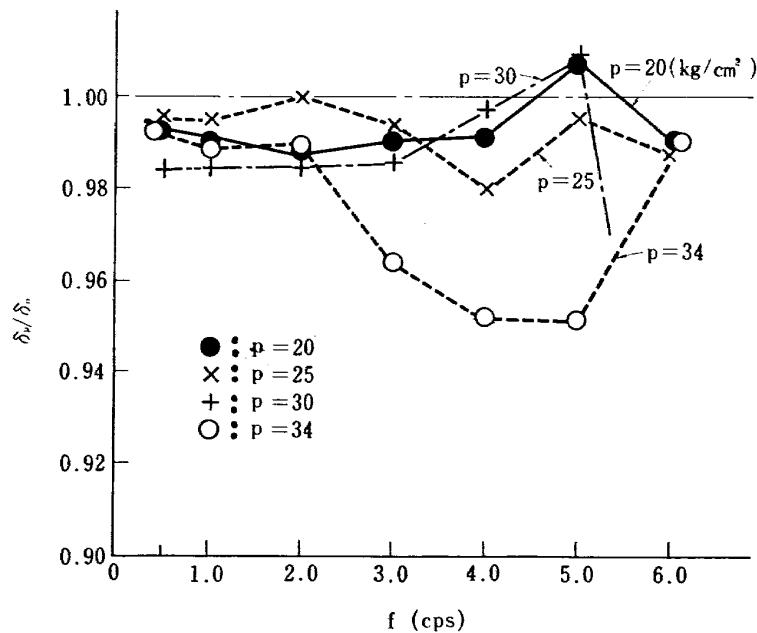


図 13 非燃焼中にパイプに圧力 p を加えた場合のエンジンふれ角 $\delta_p(\delta_c = \pm 6^\circ, p = 0, 20, 25, 30, 34 \text{ kg/cm}^2 \text{ 油圧}; P = 68 \text{ kg/cm}^2)$

4~6 cps における δ_A の δ_B に対する減少の割合は 4~8%であるが、これはフレキシブルパイプ内の圧力の影響によって減少する割合を約 2%とすると、残りの 2~6% はジンバル軸受の摩擦抵抗によるものが大部分であると考えられる。

燃焼中におけるエンジンの振動に関しては図14および図15に示すごとく、エンジンの揺動周波数が 0.5~6 cps においてエンジンがジンバル軸まわりに揺動することによって発生する側分力以外に、周波数が約

50 cps で振幅が約 5~15 kg の振動が発生している。これはエンジンの振動および油圧の脈動によるものと思われるが、その振幅は δ の値が極大値を示す時、すなわちアクチュエータの速度が極小値を示す状態において大きな値を示している。非燃焼中における振動の振幅は燃焼中の場合に比べて小さくなるが、アクチュエータの速度が小さい時に振幅の大きな振動が発生する傾向は非燃焼中においても燃焼中と同様である。以上のことからジンバル装置の機械精度およびアクチュ

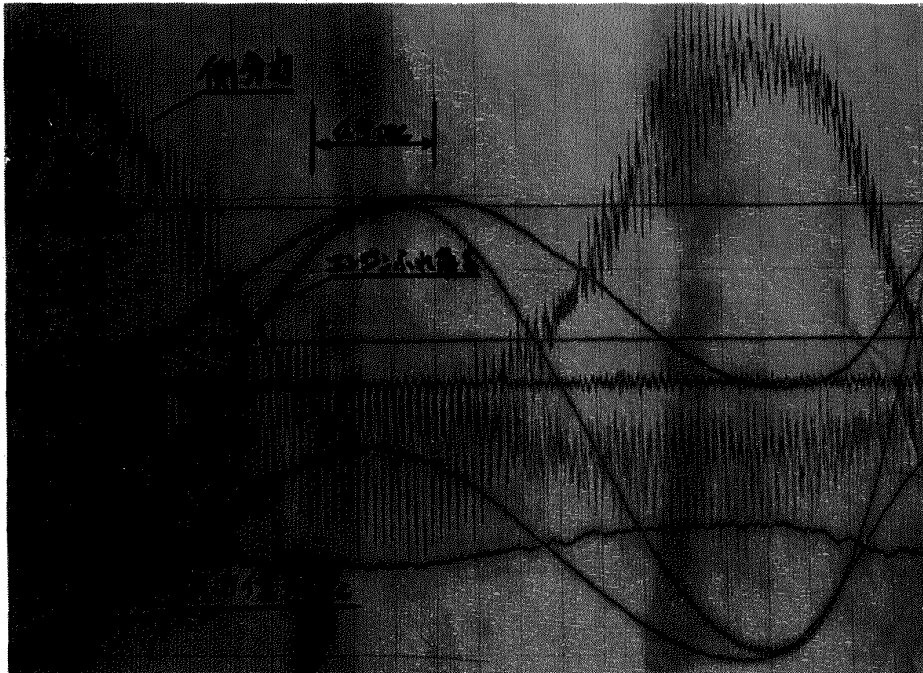


図 14

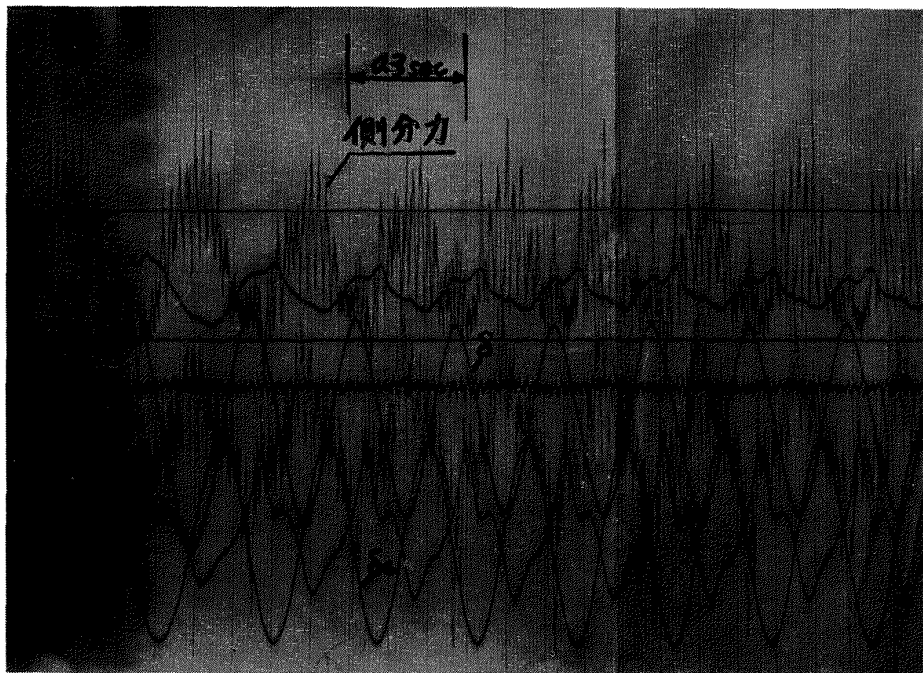


図 15

エータの力などがエンジンの振動に大きく影響していると考えられる。前述のごとく大きな振動が発生するが、振動の周波数はエンジンの揺動周波数よりも十分に高いのでエンジンふれ角およびロケットの姿勢制御のための側分力に対しては直接の影響はない。しかしながら振動エネルギーとしてはかなり大きく、エンジン構造におよぼす影響は無視できないものと思われ

る。また電気系統の配線および摺動型ポテンシヨメータなどの破損なども発生し易く制御系の信頼性も低下する。本装置の制御系のブロック図は図4で示されていて、その伝達関数は附録の(14)式または(15)式に示される。しかしながら附録の(15)式は一次の近似式であり近似の程度が粗く、制御系の特性におよぼす燃焼の影響が全く表われていない。したがって負荷トルク

T を考慮した式を導き、本装置の制御系の特性を示す近似式の精度を高める必要がある。

補償要素を含まず、また開ループである場合について δ_c およびスプール変位 X_V の関係式は附録の(4)式から

$$X_V = K_a V_e = K_a K_F \delta_c \quad (4)$$

となり附録と同様の計算方法によって、 δ_c および δ に関する方程式が求まる。

$$\begin{aligned} \frac{IV_T}{K} \frac{d^3\delta}{dt^3} + I(l_a + l_V) \frac{d^2\delta}{dt^2} + AR^2 \frac{d\delta}{dt} \\ = ARK_V K_a K_F \sqrt{P_S - P_R} \delta_c - \left(\frac{V_T}{K} \frac{dT}{dt} \right) \\ - (l_a + l_V) T \end{aligned} \quad (5)$$

油を非圧縮性であるとする、

$$K \rightarrow \infty$$

であり(5)式は

$$\begin{aligned} I(l_a + l_V) \frac{d^2\delta}{dt^2} + AR^2 \frac{d\delta}{dt} \\ = ARK_V K_a K_F \sqrt{P_S - P_R} \delta_c - (l_a + l_V) T \end{aligned} \quad (6)$$

次にパイプの圧力によるトルク T_L および軸受の摩擦抵抗によるトルク T_f が、 δ および $d\delta/dt$ に比例するとすると負荷トルク T は δ および $d\delta/dt$ の一次式で表わされる。

$$T = T_0 \left(\delta + \alpha_1 \frac{d\delta}{dt} + \alpha_2 \frac{d^2\delta}{dt^2} \right) \quad (7)$$

ただし T, α_1, α_2 は定数

7)式を(6)式に代入しラプラス変換をすると(8)式のごとく表わすことができる。ただし δ および δ_c のラプラス変換をそれぞれ $L[\delta], L[\delta_c]$ とする。

$$\begin{aligned} [I(l_a + l_V) + \alpha_2 T_0(l_a + l_V)] S^2 + [A^2 R^2 \\ + T_0 \alpha_1(l_a + l_V)] S + T_0(l_a + l_V) L[\delta] \\ = ARK_V K_a K_F \sqrt{P_S - P_R} L[\delta_c] \end{aligned} \quad (8)$$

2 cps 以下の低周波領域における特性は図5~図8に示すごとく、ゲインは 0 dB 近傍であり大きな変化は見られない。特性の変化が表われる 3 cps 以上の領域における負荷トルク T の影響を(8)式について調べてみることにする。3 cps 以上においては(8)式左辺の [] 内の第3項 $T_0(l_a + l_V)$ は第1項および第2項に比較して十分に小さいのでこれを省略すると、(8)式は近似式として次式のごとくなる。

$$\begin{aligned} [I(l_a + l_V) + \alpha_2 T_0(l_a + l_V)] S^2 + [A^2 R^2 \\ + T_0 \alpha_1(l_a + l_V)] S L[\delta] \\ = ARK_V K_a K_F \sqrt{P_S - P_R} L[\delta_c] \end{aligned} \quad (9)$$

(9)式から、(1)式に示す補償要素を含まない制御系の開ループの伝達関数は次式で表わされる。

$$L[\delta]/L[\delta_c] = \frac{K}{S(1 + T_c S)} \quad (10)$$

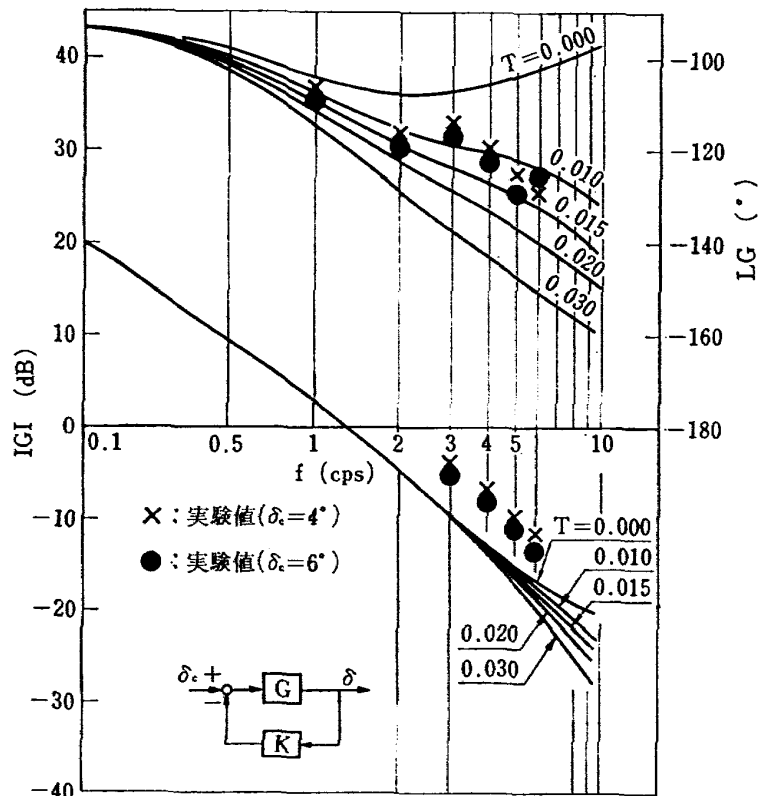


図 16 開ループ特性 $G(S) F_x = 260 \text{ kg} \quad P = 68 \text{ kg/cm}^2$

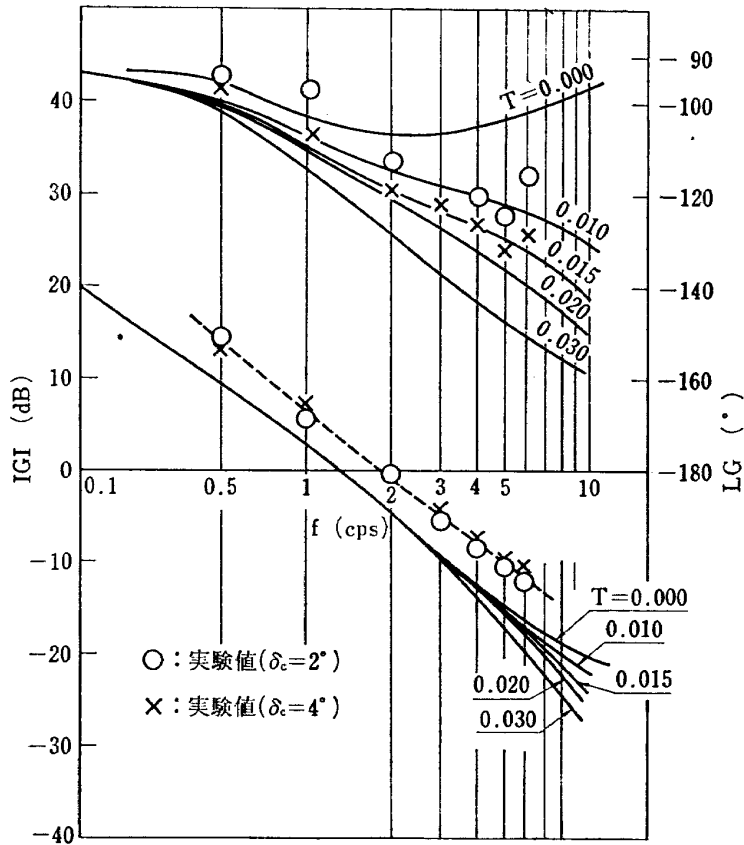


図 17 開ループ特性 $G(S)$ ($F_x=220 \text{ kg}$ $P=68 \text{ kg/cm}^2$)

ただし

$$\left. \begin{aligned} K &= \frac{AR K_V K_a K_F \sqrt{P_S - P_R}}{A^2 R^2} \\ &\quad + T_0 \alpha_1 (l_a + l_V) \} \\ T_c &= \frac{(l_a + l_V)(I + \alpha_2 T_0)}{A^2 R^2} \\ &\quad + T_0 \alpha_1 (l_a + l_V) \} \end{aligned} \right\} (10')$$

したがって、制御系が補償要素 $(1+T_2S)/(1+T_1S)$ を有し、かつ開ループである場合の伝達関数は

$$\begin{aligned} G(s) &= \frac{K(1+T_2S)}{S(1+T_cS)(1+T_1S)} \\ &= \frac{K(1+0.0493S)}{S(1+T_cS)(1+0.0951S)} \end{aligned} \quad (11)$$

(11)式をボード線図で表わした場合、ゲイン曲線は定数 K の値によって上下に平行移動するだけであり曲線の特性には直接影響を与えない。したがって K に適当な値を選んでも制御系の定性的特性を確認するには差支えない。 K の値として10を選び、 T_c の値を $T=0\sim 0.03$ の範囲で計算した結果と、燃焼中の δ の測定値から制御系の開ループの特性を計算によって求めた値とを図16および図17に示す。3~10 cps の周波数領域におけるゲイン曲線の勾配から判断すると図16および図17に示す推力 260 kg および 220 kg の場合における実験値は大体において両方とも $0.010 < T_c$

< 0.020 の範囲に入りそれぞれを区別することは困難であるこれは実験誤差の範囲であり、実験精度を現在の状態よりさらに高めなければこの区別はできない。実験精度を高めることにより推力の変化が T_c の変化として表わされるとすると以下のようなことがいえる。 T_c は (10)式で示されるごとく T_0 の関数であり、 T_0 はパイプ圧力およびシンバル軸受の摩擦抵抗によって変化する。すなわち推力によって定まる定数と考えてよい。以上のことから燃焼中においては、エンジンの推力によって負荷トルクが変化して、制御系の周波数特性に変化が生じる原因となる。

以上、実験により求めた制御系の特性および (6)式と(11)式をもとにして述べた制御系の特性は、装置の大きさおよび機構がある程度変化しても定性的には同様の傾向を示すが、定量的には大きな変化があると思われる。特に揺動周波数が一定の場合にアクチュエータの負荷はエンジンの慣性能率に比例するので、油圧源の供給能力が小さい場合には制御系の特性は大きく変化する。すなわち、(4)式におけるサーボバルブの流量係数 K_0 を定数としたが、厳密には K_0 は負荷の関数であり慣性能率 I が本実験に用いた I よりも十分に大きい場合には制御系の特性に定量的な変化が生

じる。

ま と め

シンバルエンジンの燃焼中における制御系の特性を調べるために、推力 300 kg のシンバル液体ロケットエンジンおよび多分力横型テストスタンドを用いて実験を行なった。振動および測定精度の点から、エンジンふれ角・揺動周波数、油圧などそれぞれ $\delta=0^\circ\sim\pm 6^\circ$ 、 $f=0.5\sim 6$ cps、 $P=50, 68$ kg/cm² の範囲で実験を行なった。その結果は以下の通りである。

(1) エンジンふれ角の周波数特性は燃焼中と非燃焼中では異なり、その原因としては燃料および液体酸素供給用パイプの加圧による負荷トルクおよび推力によるシンバル軸受の摩擦抵抗の負荷トルクがエンジンふれ角に作用することであり、これは推力の大きさによって変化する。

(2) 燃焼中シンバルエンジンに発生する振動はかなり大きなものであり、その大きさはエンジンの揺動周波数によって変化して、揺動周波数が 5 cps、目標値 δ_c が $\pm 2^\circ\sim\pm 6^\circ$ では、その大きさは約 20~40 kg になり側分力の大きさに匹敵する。これらの振動の周波数はエンジンの揺動周波数に比較して十分に高いので、エンジンふれ角およびロケットの姿勢制御に対する側分力の効果には直接の影響はないが、電気部品を破損させ制御系の信頼性を低下させる原因になっている。

本実験では推力を所定の値にセットすることの困難さが原因となり、エンジンふれ角、推力および油圧間の関係について定量的に特性の相違を十分に調べるには至らなかったが、エンジンふれ角、エンジンの振動および側分力などに関して得られた諸特性の定性的結果は大型シンバルエンジンを設計する場合の資料となり得るものと思う。終りに本研究の計画および実行にあたっては、当所角田支所の大家貞吉支所長に終始御指導を仰いだことを付け加える。

付録 制御系の伝達関数

図 4 に示すごとく制御系は閉ループであり、入力電圧 V_e は次式で示される。

$$V_e = V_c - V_F \quad (1)$$

また V_c および V_F はそれぞれ (2) 式および (3) 式で表わされる。

$$V_c = K_F \delta_c \quad (2)$$

$$V_F = K_f X \quad (3)$$

(1), (2) および (3) 式から

$$V_e = K_F \delta_c - K_f X \quad (4)$$

サーボ弁の流量 q_V は近似的に次式²⁾ で表わされる

$$q_V = K_V X_V \sqrt{P_S - P_R} - l_V P_L \quad (5)$$

ただし l_V はサーボ弁のスプールにおける油の漏洩係数であり、 X_V スプールの変位である。一方 q_V はアクチュエータのピストン変位、油の漏洩量および体積弾性率 K によって次式のごとく表わせる。

$$\begin{aligned} q_V &= A \frac{dX}{dt} + l_a P_L + \frac{V_T}{K} \frac{dP_L}{dt} \\ &= AR \frac{d\delta}{dt} + l_a P_L + V_T / K P_L \quad (6) \end{aligned}$$

(5) 式および (6) 式から

$$\begin{aligned} V_T / K \frac{dP_L}{dt} + (l_a + l_V) P_L &= K_V X_V \sqrt{P_S - P_R} \\ &\quad - AR \frac{d\delta}{dt} \quad (7) \end{aligned}$$

ここで計算の便宜上補償要素 $(1 + T_1 S) / (1 + T_2 S)$ を含まない制御系を考えるとすると、スプール変位 X_V はサーボ弁の電流に比例し、また電流 i は電圧 V_e に比例する。

$$X_V = K_1 i \quad (8)$$

$$i = K_2 V_e \quad (9)$$

K_1 および K_2 は比例定数であり、 $K_a = K_1 K_2$ とすると、スプール変位 X_V は

$$\begin{aligned} X_V &= K_a V_e = K_a (V_c - V_F) \\ &= K_a (K_F \delta_c - K_f X) \quad (10) \end{aligned}$$

(9) 式および (10) 式より

$$\begin{aligned} V_T / K \frac{dP_L}{dt} + (l_a + l_V) P_L &= K_V K_a (K_F \delta_c \\ &\quad - K_f R \delta) \sqrt{P_S - P_R} - AR \frac{d\delta}{dt} \quad (11) \end{aligned}$$

シンバルエンジンおよびアクチュエータの水平面上の運動はシンバル軸を中心とした角運動であり次式で表わされる。

$$I \frac{d^2 \delta}{dt^2} + T = R (A P_L) \quad (12)$$

ただし T は負荷トルクであり、 I はシンバル軸まわりのエンジンの慣性能率である。

T_L をエンジンの振動モードによって定まる負荷トルクまたは燃料供給用フレキシブルパイプなどによって定まる負荷トルクとし、 T_f をシンバル軸受の摩擦抵抗および粘性抵抗による負荷トルクとすると、負荷トルク T は、

$$T = T_L + T_f$$

である。

(11)式および(12)式から, P_L および dP_L/dt を消去すれば, 制御系の入力信号 δ_c およびエンジンふれ角 δ に関して次式が得られる。

$$\begin{aligned} & \frac{IV_T}{K} \frac{d^3\delta}{dt^3} + I(l_a + l_v) \frac{d^2\delta}{dt^2} + A^2R^2 \frac{d\delta}{dt} \\ & + AR^2K_VK_aK_f\sqrt{P_S - P_R} \delta \\ & = ARK_VK_aK_f\sqrt{P_S - P_R} \delta_c - \\ & \frac{V_T}{K} \frac{dT}{dt} - (l_a + l_v)T \end{aligned} \quad (13)$$

負荷トルク T は時間の関数であり, かつ線型であるとして, δ_c , δ , T のラプラス変換をそれぞれ $L[\delta_c]$, $L[\delta]$, $L[T]$ とすると (24)式は次式のごとく表わされる

$$\begin{aligned} & \left\{ \frac{IV_T}{K} S^3 + I(l_a + l_v)S^2 + A^2R^2S \right. \\ & \left. + AR^2K_VK_aK_f\sqrt{P_S - P_R} \right\} L[\delta] \\ & = ARK_VK_aK_f\sqrt{P_S - P_R} L[\delta_c] \end{aligned}$$

$$- \left(\frac{V_T}{K} S + l_a + l_v \right) L[T] \quad (14)$$

油を非圧縮性とした場合には, $K \rightarrow \infty$ であり, また l_a , l_v および T がそれぞれ十分に小さな値であるとすると(25)式は1次式になり制御系の伝達関数として次式が得られる。

$$L[\delta]/L[\delta_c] = \frac{K_1}{1 + K_2S} \quad (15)$$

ただし

$$\begin{aligned} K_1 &= K_f / (RK_f) \\ K_2 &= A / (K_VK_aK_f\sqrt{P_S - P_R}) \end{aligned}$$

References

- 1) Robert J. Antl, David W. Vincent, and Larry D. Plews "Static and Dynamic Characteristics of Centaur Gimbal System under Thrust Load", NASA TM X-1205, Feb. 1966
- 2) J.G. Rolland Collette "Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems", Volume XI-Component Dynamics NASA CR-830 pp 64-84

TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺 義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤 洋史, 高橋 宏 桑野 尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡 安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀 保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ

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187号

昭和45年11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)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
