

UDC 621.313.333:
629.73.017.1:
629.73.077-526

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-300

自動着陸用電気サーボ系の非線形シミュレーション
モデルについて

永安正彦・堀川勇壮

1976年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. サーボ系の構成とモデル化	2
2.1 位置制御サーボ系	2
2.2 速度トルク特性	3
2.3 モータ機構部	6
2.4 サーボ系全体のモデル	7
3. パラメータ推定	7
3.1 速度トルク特性	7
3.2 慣性モーメント	9
3.3 歯車のトルク伝達効率	10
4. 非線形モデルによるシミュレーション	11
4.1 開ループステップ応答	11
4.2 等価時定数	11
4.3 閉ループステップ応答	11
4.4 負荷トルクがある場合の応答	13
5. まとめ	14

自動着陸用電気サーボ系の非線形シミュレーション モデルについて*

永安正彦**・堀川勇壮**

Nonlinear Simulation Model of An Electric Servo System for An Automatic Landing System

By Masahiko NAGAYASU and Yuso HORIKAWA

ABSTRACT

This research was carried out as part of the study of the automatic landing system, and is concerned with a nonlinear simulation model of an aeronautical electric servo system.

For the design of the multiplex servo system of the automatic landing system, the conventional first order lag model of the servo motor is unsatisfactory. Therefore, a more precise simulation model should be established.

The model described in this paper was constructed in consideration of the nonlinearity of the servo motor (slip-torque characteristics). The procedure for parameter estimation of the slip-torque characteristics and the inertial moment of the rotor is presented. These parameters were estimated on the basis of the experimental data. The nonlinear model thus developed has been tested by digital simulation and compared with a conventional linear model.

The simulation results show that the nonlinear model is suitable for the simulation of the servo system when the load applied to the servo motor varies with time. This condition occurs during the operation of the multiplex servo system of the automatic landing system.

1. まえがき

本研究は、自動着陸の研究の一環として行なったもので、^{1,2)}自動着陸用多重サーボ系設計のシミュレーション検討にとって必要とされる、オートパイロット用電気サーボ系のシミュレーションモデルとそのパラメータ推定について述べる。

自動着陸システムのような、複合したシステムを設計する際、サーボ系の特性は、従来使用されてきた一次遅れモデルでは不十分で設計の役に立たない。特に自動着陸システムにおいては高信頼化のためにサーボ系が多重化されており、より厳密な非線形サーボモデルを必要とする。本報告では、自動着陸サーボ系のシミュレーションに用い得る、新たな非線形サーボモデルを構成し、検

討を行なう。

現在、中型機以下の航空機の舵面制御用アクチュエータとして、電気サーボモータが広く利用されている。航空機の制御系を設計する場合には、サーボモータの特性を十分考慮する必要があるが、従来の設計理論では、サーボを一次遅れ系で近似したり、更に簡単にして一定ゲインですませている場合が多く、必ずしも十分に考慮されているとは云えない。

特に自動着陸装置では、安全性の見地から、装置の信頼性を高めるためにサーボアクチュエータ部を多重化しているが、サーボアクチュエータを多重化すると、系統間の機械的な干渉が発生して大きなストレスが生じる。²⁾この機械的ストレスは、サーボ系の性能を低下させ、また、信頼性を下げる原因となる。従って、多重サーボ系を設計する場合には、これらストレスの発生機構を解明

* 昭和50年11月29日 受付

** 計測部

して対策をたてる必要がある。多重サーボ系に発生する種々の現象や故障発生時の問題点等を検討するためには、計算機によるシミュレーションを欠かすことが出来ない。しかも、多重サーボ系のシミュレーションを行なうためのサーボモータモデルは、従来の一次遅れモデルを使用することが出来ず、広い速度範囲にわたって負荷が変動するような場合にも、実機サーボモータの運動をシミュレートできるように、速度-トルク特性や歯車のトルク伝達効率等の非線形性、ならびに負荷効果を考慮したモデルが必要となる。

従来の、いわゆる一次遅れ近似によるサーボモデルは、入力と出力角速度の関係を一次遅れ系で近似したものであり、角度情報にしか着目していない。従って、負荷の影響はモデルに implicit に含まれていて、モータの発生するトルクおよび負荷トルクに関する情報が、explicit には表現されていない。結局、一次遅れモデルでは、負荷トルクの変動が、モータの運動にフィードバックされないで、負荷トルクが変動するような場合について、その影響をシミュレーションによって検討することができないという欠点がある。

本研究では、上に述べたような自動着陸用多重サーボ系設計の立場から、サーボ系のモデル化を行なう。本モデルは、トルク発生機構と歯車列のトルク伝達効率の非線形性が考慮されており、また任意の変動する負荷を結合することができる。

モデルに含まれるパラメータの推定に関して、一つの手法を提案し、実験データにもとづいて推定を行なった。その結果得られたサーボ系のモデルによるシミュレーション結果と実験データの比較を行ない、サーボ系のステップ応答について、極めて良い近似が得られることが判った。また、変動する負荷を結合した場合のシミュレーションにより、非線形モデルの有効性が示された。

全体の構成は、第2章で、本研究で対象とした航空機用サーボ系の構成ならびにそのモデル化の説明を行なう。第3章では、2章で得られたモデルのパラメータ推定、すなわち速度-トルク特性、慣性モメント、歯車列のトルク伝達効率に関するパラメータ推定の手法を示し、実機サーボモータの実験データにもとづいて数値計算を行なう。第4章では、3章で得られたパラメータ値を用いてサーボモデルの計算機シミュレーションを行ない、等価時定数、ステップ応答等について実験データとの比較検討を行なう。

2. サーボ系の構成とモデル化

2.1 位置制御サーボ系

航空機の舵面を制御するためのサーボ系としては、位置制御サーボ系が一般的である。位置制御サーボ系は、出力舵角を検出してその信号をフィードバックし、入力指令信号とこのフィードバック信号を比較してサーボモータを駆動するための信号を発生させ、サーボ系への入力指令信号に比例した出力舵角が得られるようになっているものである。

本研究で対象としたのは、位置制御サーボ系であるが、本報告で述べるサーボモータのモデルは、ポジション・フィードバックを除去することによって、トルクバランス型サーボにも適用することが出来る。以下、位置制御サーボ系の構成とそのモデル化について述べる。

本研究で対象とした位置制御サーボ系は、図2.1に示すように、サーボアンプ部とサーボモータ部によって構成されている。サーボアンプ部は、400 Hz 交流信号を直流信号に変換するための復調器、出力角および出力角速度を定数倍するフィードバック・ゲイン、入力指令信号とフィードバック信号を加減算する加減算器、そして誤差信号をバワ増巾してサーボモータの制御相へ電流を

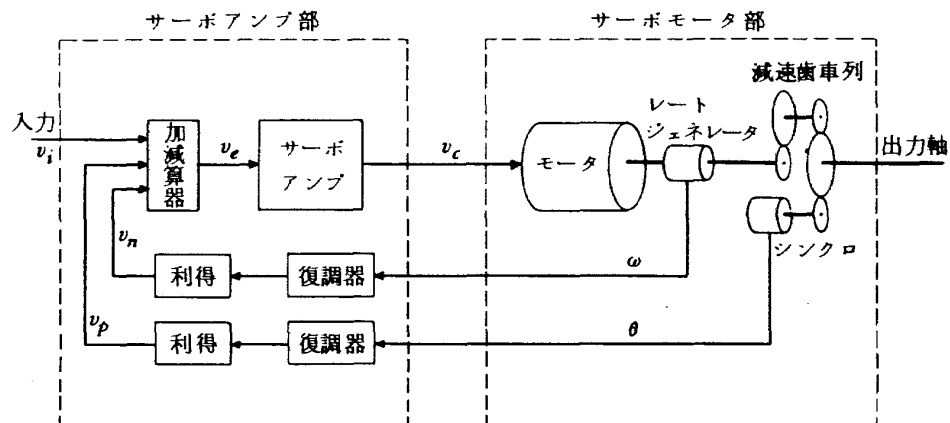


図 2.1 サーボ系構成図

供給するサーボアンプよりなる。サーボモータ部は、モータ本体、出力軸角に比例した信号を検出するシンクロ、出力軸角速度に比例した信号を検出するレートジェネレータ、および回転子から出力軸へ回転を伝える減速歯車列よりなっている。

サーボモータ部の写真および細部仕様と外形図を図2.2, 3に示す。サーボアンプ部を含めた全システムのブロック図は各要素のスケールファクタとともに図2.4に示す通りである。ただしモータのスケールファクタは定格入力時のものを記してある。

以上、サーボ系の構成について述べたが、サーボ系の運動と信号の流れについて図2.4を参照して概略を説明する。

まず、シンクロとレートジェネレータは、夫々サーボモータの出力軸の回転角および角速度に比例した400Hz交流信号を発生する。この交流信号が復調器によって直流信号に変換された後、フィードバック・ゲインで定数倍されて夫々がフィードバック信号 v_p , v_r となる。加減算器でサーボ系への入力指令信号 v_i から v_p と v_r が引かれ、その差が誤差信号 v_e となってサーボアンプの入力となる。サーボアンプでは、この誤差信号 v_e をサーボモータを駆動するための400Hz交流電圧 v_c にパワー増巾してサーボモータの制御相巻線に印加する。ただし、サーボアンプ出力はモータ定格電圧 v_{c0} で飽和するようになっ

ている。制御相巻線に制御電圧が印加されると、制御電圧 v_c と回転子の角速度 ω の関数として回転子に誘導トルク T が生じる。この誘導トルクと負荷トルクを受けて回転子に角加速度が生じてモータの運動に変化が起こる。位置制御サーボ系では、シンクロによる出力軸の回転角信号 v_p が入力指令信号 v_i と釣合ったところでモータが停止する。サーボ系の開ループゲインが有限の場合には、誤差信号 $v_e = v_i - v_p$ は零にならず、よく知られているように定常誤差が生じる。レートジェネレータによる角速度フィードバックはサーボ系の過渡応答を改善するためのものであり、これによって減衰率を調整し、整定値近傍での振動現象を抑制することを目的とするものである。サーボモータの出力段に減衰歯車列があるため、サーボモータ回転子に誘起された誘導トルクはそのまま負荷側に伝達されず、歯車列によるトルク損失がある。また、歯車列のトルク伝達効率を考慮する場合には回転子側と負荷側のどちらが駆動側でどちらが従動側かということが問題となり、一般にトルク伝達の機構は複雑な様子を呈する。

2.2 速度—トルク特性³⁾

二相サーボモータは、図2.5の概念図に示すように、固定子が励磁相巻線と制御相巻線よりなり、この二つの巻線に $\pi/2$ だけ位相のずれた交流電圧を印加すると、同期速度 $\omega_0 = 4\pi f/p$ で回転する回転磁界が生じる。こ

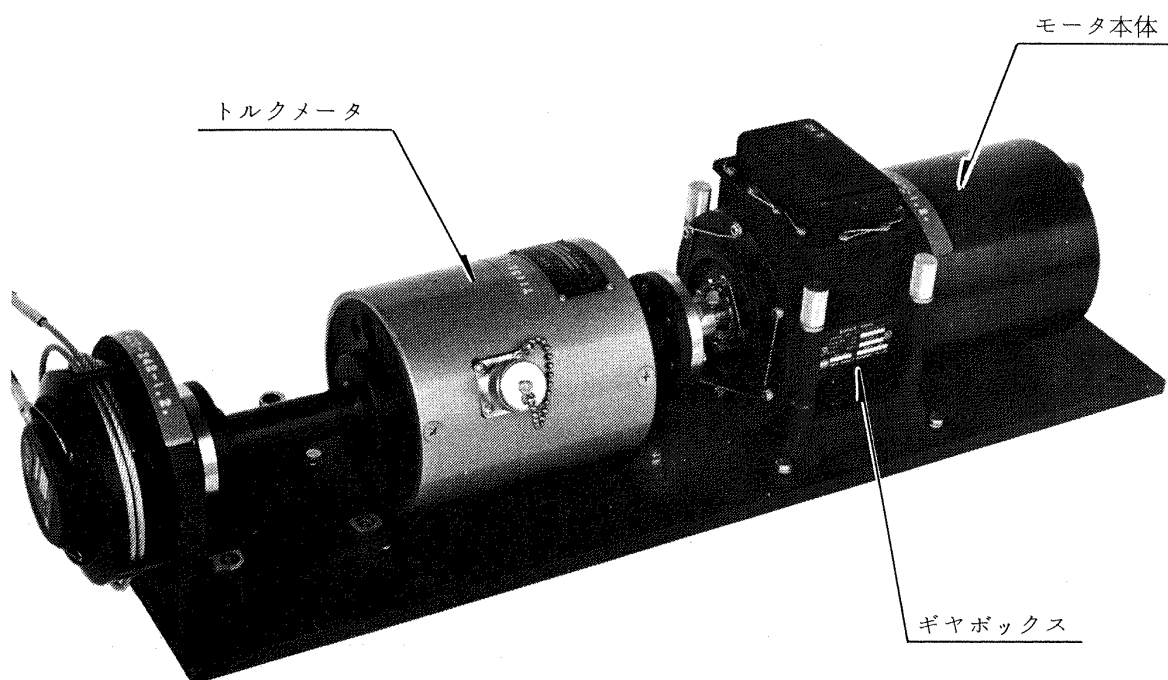


図2.2 サーボモータ

ここに f は印加した交流電圧の周波数, p は磁極数である。この回転磁界によってモータの回転子に誘導トルク T が発生する。誘導トルク T は固定子の磁界の強さに比例する。サーボモータでは, 固定子のうち励磁相へ印加する

電圧 v_m は一定であり, 制御相へ印加する電圧 v_c は誤差信号 v_e を入力とするサーボアンプの出力であり, v_e が変わればそれにつれて変化する。したがって, 回転子への誘導トルク T は, 制御相電圧 v_c に比例し, トルクの方向

SPECIFICATIONS

Motor

- Excitation
 - Fixed phase 115 volts, 400 cps
 - Variable phase at stall . . 43.5 volts
- Stall current
 - Fixed phase 0.250 to 0.330 amp
 - Variable phase 0.87 to 1.25 amps
- No stall speed 11.9 rpm min
- Output torque (stall) . . . 204 ± 10 lb-in

Autosyn synchro

- Excitation 26 volts, 400 cps
- Followup signal 0.4 degree per degree of output of output shaft
- Phase angle $0^\circ \pm 3^\circ$ of excitation reference
- Synchro signal Linear up to 180° of output shaft rotation
- Backlash $\frac{1}{2}^\circ$ between followup synchro and shaft

Rate generator

- Excitation 115 volts, 400 cps
- Signal gradient 27 mv per degree/sec of the output shaft
- Phase angle $0^\circ \pm 5^\circ$ of excitation phase

Solenoid clutch

- Excitation 28 volts dc
- Torque transmission . . 245 lb-in min

Weight 8.5 lbs

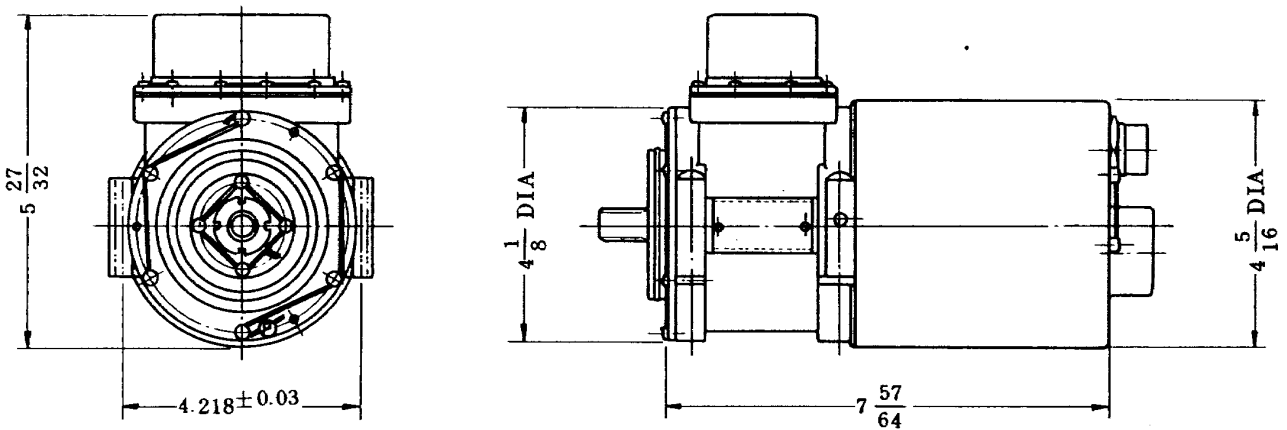


図 2.3 サーボモータ細部仕様と外形図

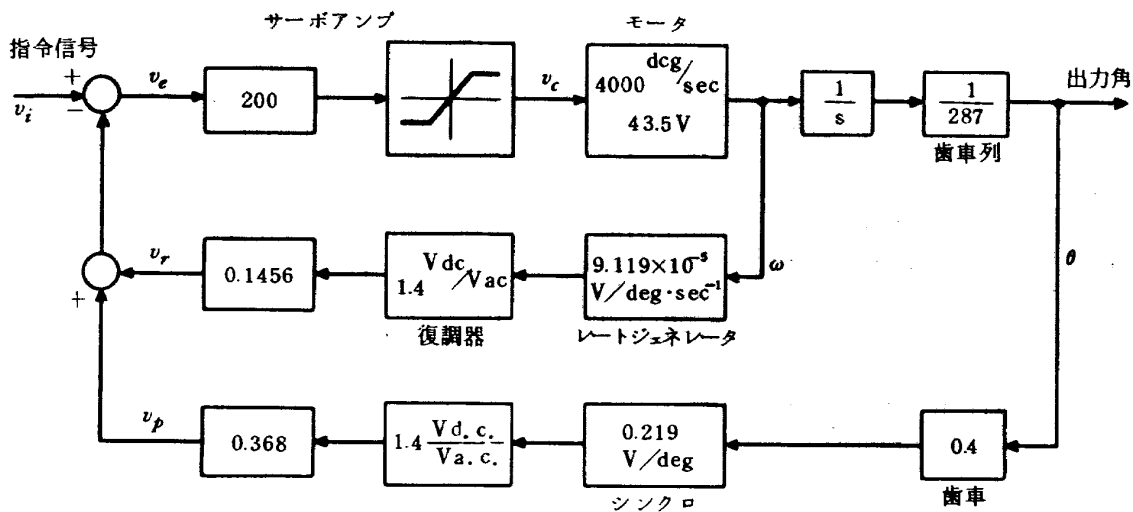


図 2.4 サーボ系ブロック図

は、制御相電圧の位相によって定まることになる。さらに、誘導トルク T は回転子の回転速度にも依存している。以下で、誘導トルク T と制御相電圧 v_c および角速度 ω の関係式を導く。

まず、制御相と励磁相が平衡している場合、即ち、回転磁界が完全な円形になっている場合について考える。平衡二相電圧が印加されている場合のサーボモータの等価回路は、図 2.6 に示すように表わすことができる。ここで R_1, X_1 は固定子の抵抗およびリアクタンスであり、 R_2, X_2 は一次側に換算した回転子の抵抗およびリアクタンスである。また R_m, X_m は励磁インピーダンス、 v_c は印加電圧である。ここで

$$\begin{aligned} Z_1 &= R_1 + jX_1 \\ Z_2 &= \frac{R_2}{s} + jX_2 \end{aligned} \quad (2.1)$$

$$\frac{1}{Z_m} = \frac{1}{R_m} + \frac{1}{jX_m}$$

とおくと、誘導トルクは、

$$T(s) = \frac{2}{\omega_0} \left| \frac{\left(\frac{Z_m}{Z_2 + Z_m}\right) v_c}{Z_1 + \left(\frac{Z_2 Z_m}{Z_2 + Z_m}\right)} \right|^2 \frac{R_2}{s} \quad (2.2)$$

と表わすことができる。ここで s はすべりであり、

$$s = 1 - \frac{\omega}{\omega_0} \quad (2.3)$$

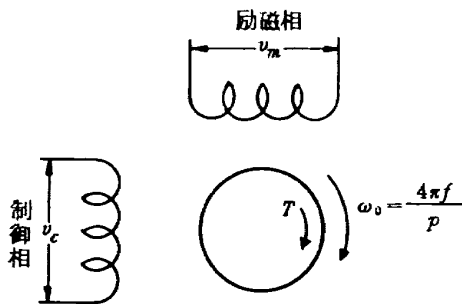


図 2.5 モータ概念図

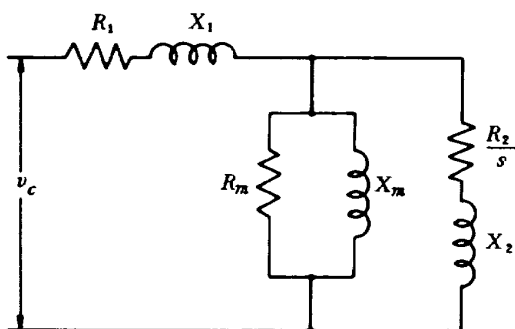


図 2.6 サーボモータの等価回路

と表すことができる。ただし、

ω_0 : モータ回転子同期角速度

ω : モータ回転子角速度

ここでさらに、

$$R + jX \equiv \frac{Z_1 Z_m}{Z_1 + Z_m} \equiv Z \quad (2.4)$$

とおくと、(2.2) 式に代入して、

$$\begin{aligned} T(s) &= \frac{2}{\omega_0} \left| \frac{Z_m}{Z_1 + Z_m} \right|^2 \left| \frac{v_c}{Z_2 + \frac{Z_1 Z_m}{Z_1 + Z_m}} \right|^2 \frac{R_2}{s} \\ &= \frac{2}{\omega_0} \left| \frac{Z}{Z_1} \right|^2 \left| \frac{v_c}{\frac{R_2}{s} + jX_2 + R + jX} \right|^2 \frac{R_2}{s} \\ &= \frac{2}{\omega_0} \left| \frac{Z}{Z_1} \right|^2 \frac{R_2 s}{[R^2 + (X + X_2)^2] s^2 + 2RR_2 s + R_2^2} |v_c|^2 \end{aligned} \quad (2.5)$$

一般に、多くのサーボモータでは、 $R_2 \gg R$ の仮定が十分なりたつので、(2.5) 式は、

$$T(s) = \frac{2}{\omega_0} \left| \frac{Z}{Z_1} \right|^2 \frac{R_2 s}{[R^2 + (X + X_2)^2] s^2 + R_2^2} |v_c|^2 \quad (2.6)$$

と近似することもできる。

制御相電圧 v_c と励磁相電圧 v_m が平衡していない場合については、 v_m は一定であり、 v_c が可変とし、 v_c の v_m からの位相ずれを ϕ 、励磁相電圧 v_m と平衡する時の制御相電圧を v_{c0} とし、電圧比を $k (= v_c / v_{c0})$ とすると、誘導トルク T は電圧比 k とすべり s 位相ずれ ϕ の関数として

$$\begin{aligned} T(s, k, \phi) &= \frac{1}{4} \left\{ \tau(s) (1 + 2k \sin \phi + k^2) \right. \\ &\quad \left. - \tau(2-s) (1 - 2k \sin \phi + k^2) \right\} \end{aligned} \quad (2.7)$$

と表わすことが出来る³⁾。ただし、 $\tau(s)$ は平衡二相電圧 (v_{c0}, v_m) が印加されている場合の誘導トルクである。従って、(2.5) 式より、

$$\tau(s) = \frac{2}{\omega_0} \left| \frac{Z}{Z_1} \right|^2 \frac{|v_{c0}|^2 R_2 s}{\{R^2 + (X + X_2)^2\} s^2 + 2RR_2 s + R_2^2} \quad (2.8)$$

となる。(2.7), (2.8) 式から、回転子に生ずる誘導トルクは、電圧比 k とすべり s の関数として得ることが出来る。

以上のことから、トルク発生の数学モデルとしては (2.7) 式を採用し、 $\tau(s)$ は、(2.8) 式から

$$\tau(s) = \frac{s}{a_0 + a_1 s + a_2 s^2} \quad (2.9)$$

とおく。一般に $R_2 \gg R$ の条件が成り立ち、その場合に

は $a_1 = 0$ となるので、(2.9) 式で $a_1 = 0$ の場合についても検討する。

2.3 モータ機構部

モータ機構部は、誘導トルクと負荷トルクを受けて、回転子と歯車列および負荷が回転運動をする部分であり、これらの運動について検討し、そのモデル化を行なう。

サーボモータの回転子は、図 2.7 に示すように、 N 段の減速歯車列を介して出力軸に結合されているとする。第 i 段目の軸に関して、軸およびその軸に取付けられている歯車の慣性モーメント全体を I_i とし、第 i 段目から出力軸までの減速比を $\xi_i = \frac{\omega_0}{\omega_i}$ とし、さらに $g_i = 1/\xi_i$ とする。ただし、 I_N には回転子の慣性モーメントが含まれているものとする。回転子に生ずる誘導トルクを T' 、負荷トルクを T_L 、そして出力軸の角変位を θ とし、歯車列のトルク伝達効率 $\eta = 1$ と仮定すると系の運動方程式は

$$\left(\sum_{i=0}^N g_i^2 I_i \right) \frac{d^2 \theta}{dt^2} = \frac{T'}{\xi_N} - T_L \quad (2.10)$$

となる。ここであたらしく

$$I_M \equiv \sum_{i=0}^N g_i^2 I_i \quad (2.11 a)$$

$$T \equiv g_N T' \quad (2.11 b)$$

を定義すると (2.10) 式は

$$I_M \frac{d^2 \theta}{dt^2} = T - T_L \quad (2.12)$$

となる。(2.12) 式は、出力軸からみたみかけ上のモータの運動方程式であり、 I_M は回転子と歯車列の慣性モーメントを出力軸相等に変換したものであって等価慣性モーメントと呼ぶことにする。

(2.12) 式を求める時には、歯車列のトルク伝達効率 η を 1 と仮定したが、実際には、 η は 1 より小さい値をとる。今、図 2.8 に示すように、同じピッチ円半径の 2 つの歯車が、噛み合っていて回転しながらトルクを伝達している場合について考える。⁴⁾ 歯面に働らく摩擦力のために、駆動歯車のトルク T_1 は、全てが従動歯車には伝えられず、トルク損失があって、 $T_2 = \eta T_1$ となる。 μ を歯面の摩擦係数、 α を圧力角、 θ をピッチ点からの回転角とする時、一般にトルク伝達効率 η は、

$$\eta = \frac{1 \mp \mu (\tan \alpha \pm \theta)}{1 \mp \mu (\tan \alpha \mp \theta)} \begin{cases} \text{上側: 駆動歯車の歯先噛み合} \\ \text{下側: 駆動歯車の歯根噛み合} \end{cases}$$

と表われ、噛み合い点の移動に伴って変化する。ただし、今回のモデル化では、 η の変動が微小であり、かつ、多段の歯車列の場合には各段の効率が平均化される事を

考慮して、 η を一定として取扱うことにする。

次に、誘導トルクと負荷トルクとの関係について考察をする。

モータの回転子に加わるトルクは、固定子の回転磁界による誘導トルク T と、負荷トルク T_L が、歯車列を介して伝わる回転子軸トルク T_R である。従って、回転子の運動を記述するためには T_R がわからなければならない。図 2.9 に示すように、モータ出力軸の負荷トルクを T_L 、歯車のトルク伝達効率を η 、減速率を 1、回転子角速度を ω とした時の T_R を求めることにする。

まず、モータが停止している場合 ($\omega = 0$) について

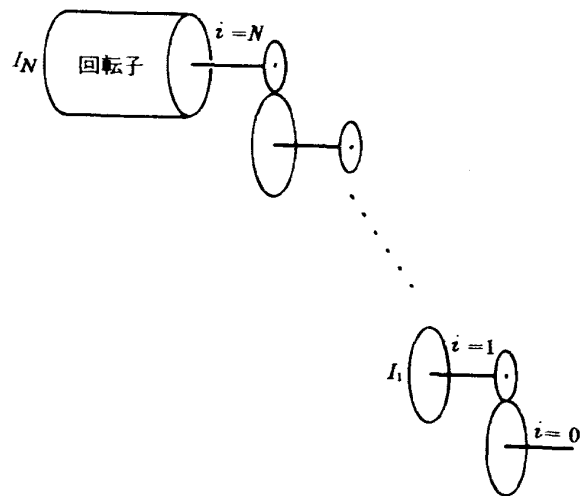


図 2.7 減速歯車列

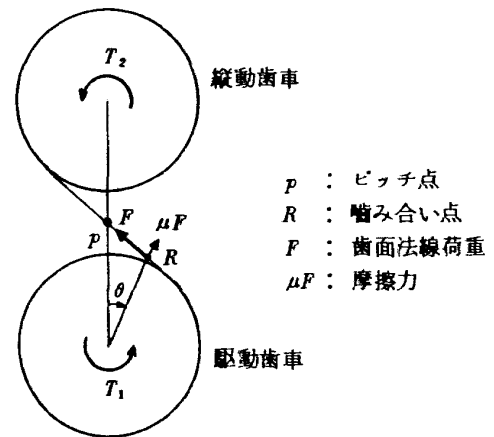


図 2.8 歯車によるトルク伝達

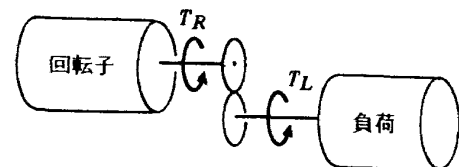


図 2.9 トルク伝達モデル

考える、 T と T_L が同方向の場合には、負荷側歯車が駆動歯車となるために、 $T_R = \eta T_L$ となる。 T と T_L が逆方向の場合には、 $|T_L| > |T|/\eta$ ならば負荷側が駆動側となるので、 $T_R = \eta T_L$ となり、 $|T| > |T_L|/\eta$ ならば回転子側が駆動側となるので、 $T_R = T_L/\eta$ となる。これ以外の場合には、誘導トルクと負荷トルクが歯車を介して釣合った状態になり、回転子に加速度は発生しない。

次に、モータが回転している場合($\omega \neq 0$)について考える。出力軸の回転方向と負荷トルク T_L の印加の方向とが同方向の場合には、負荷側が駆動していることになるので、 $T_R = \eta T_L$ となり、逆方向の場合には、負荷側が従動側になるので、 $T_R = T_L/\eta$ となる。

以上の検討結果により、モータ機構部の運動は、次のように記述することができる。

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{T_0}{I_M} \quad (2.14)$$

ここで $\theta(0) = \theta_0$

ただし、 T_0 は、

$$(i) (\omega=0) \wedge \{ (T \cdot T_L \geq 0) \vee (|T| < \eta |T_L|) \} \vee (\omega \neq 0) \wedge (T_L \cdot \omega \geq 0) \text{ の場合には、}$$

$$T_0 = T + \eta T_L$$

$$(ii) (\omega=0) \wedge (T \cdot T_L < 0) \wedge (|T_L| < \eta |T|) \vee (\omega \neq 0) \wedge (T_L \cdot \omega < 0) \text{ の場合には、}$$

$$T_0 = T + \frac{T_L}{\eta}$$

(iii) (i), (ii)以外の場合には、

$$T_0 = 0$$

ここで、 \wedge は論理積を、 \vee は論理和を表わす。

2.4 サーボ系全体のモデル

前項までで、サーボ系の機構ならびにそのモデル化について、部分的に検討を行ってきた。これら数式モデルを全体としてまとめると次のようになる。

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega \quad \theta(0) = \theta_0 \quad (2.15)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{T_0}{I_N} \quad \omega(0) = \omega_0 \quad (2.16)$$

ここで

(1) T_0 は

(a) $A \wedge (BUC) \vee \bar{A} \wedge D$ の場合

$$T_0 = T + \eta T_L$$

(b) $A \wedge \bar{B} \wedge E \vee \bar{A} \wedge \bar{D}$ の場合

$$T_0 = T + \frac{T_L}{\eta}$$

(c) (a)(b)以外の場合

$$T_0 = 0$$

ここで、 A, B, C, D は夫々次の命題を表わし、

$$A: \omega = 0$$

$$B: T \cdot T_L \geq 0$$

$$C: |T| < \eta |T_L|$$

$$D: T_L \cdot \omega \geq 0$$

$$E: |T_L| < \eta |T|$$

\wedge は論理積、 \vee は論理和、 \bar{A} は命題 A の否定を表わす。

(2) T は

$$T = \frac{1}{4} \{ \tau(s) (1 + 2k \sin \phi + k^2) - \tau(2-s) \times (1 - 2k \sin \phi + k^2) \}$$

$$\tau(s) = \frac{s}{a_0 + a_1 s + a_2 s^2}$$

$$s = 1 - \frac{\omega}{\omega_0}$$

$$k = \frac{v_c}{v_{c0}}$$

(3) v_c は

$$v_{ce} = K_s (v_i - K_p \cdot \theta - K_r \cdot \omega) \text{ とおいて、}$$

(a) $|v_{ce}| \leq v_{c0}$ の場合

$$v_c = v_{ce}$$

(b) $|v_{ce}| > v_{c0}$ の場合

$$v_c = \text{sign}(v_{ce}) \cdot v_{c0}$$

ここで K_p はポジションフィードバックゲイン、 K_r はレートフィードバックゲイン、 K_s はサーボアンプのゲインである。また $\text{sign}(v_{ce})$ は $v_{ce} \geq 0$ なら+1、 $v_{ce} < 0$ なら-1を表わす。

サーボ系全体のモデルのブロック図を図2.10に示す。以後、本節で定義したモデルを非線形モデルと呼ぶことにする。

3. パラメータ推定

前章で、電気サーボ系の構成とシミュレーションモデルについて述べたが、実際にシミュレーションを行なうために、モデルに含まれている全てのパラメータの値を知ることが必要になる。サーボアンプ部のパラメータは、モデルが簡単であり、かつ各要素の入出力信号を観測すれば容易に知ることができる。

本章では、特に速度-トルク特性、等価慣性モーメント、トルク伝達効率の推定手法を説明し、さらに実験データにもとずいて推定を行なった結果を示す。

3.1 速度-トルク特性

モータ回転子への誘導トルク発生機構のモデルをつく

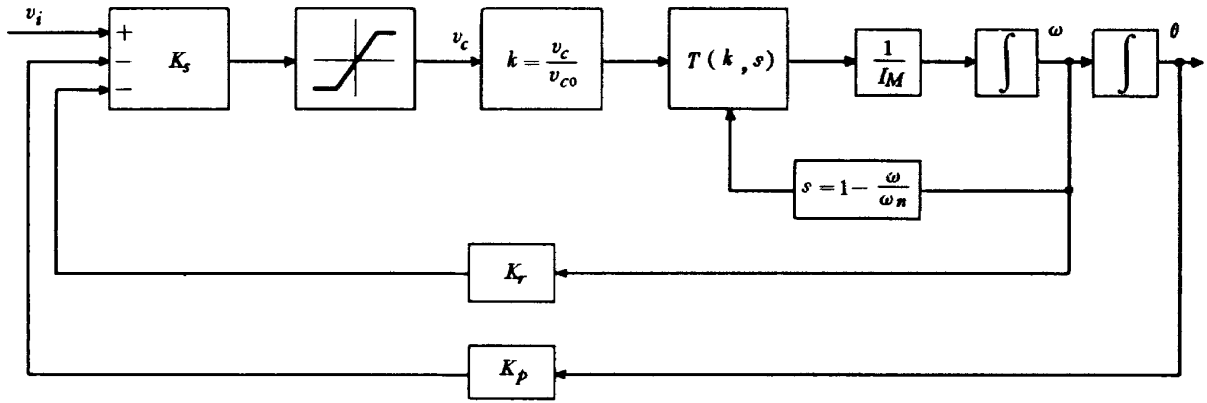


図 2.10 位置制御サーボ系の全体モデル

る為には、モータの速度-トルク特性を知ることが必要であり、発生トルクの理論式、およびそのモデルについて、2.2節で述べた。一般には、サーボモータの速度-トルク特性は、正の印加電圧に対して、すべり s の区間 $(0, 1)$ において出力トルクが正、つまり、モータの正常な運転状態についてわかればよいのであるが、自動着陸用の多重サーボ系の場合のように、複数のモータの出力軸が機械的に結合されている場合には、あるモータが、他のモータによって、出力軸側から強制的に回転させられるという状況も発生する。従って、区間 $(1, 2)$ (印加電圧と逆方向に回転している状態) および区間 $(0, 1)$ で出力トルクが負の領域 (以下兩者を合わせて過負荷運転状態と云う) についても特性を知る必要がある。しかしながら、これらの領域に関しては、実験データを取得することは一般に困難である。従って、正常運転時のデータを基礎にして、過負荷領域の特性を推定できれば、実用面で極めて有益なわけである。本節では、その一手法として、2.2節で述べた理論式にもとづいて、すべり s の区間 $(0, 2)$ で定義されたモデル (2.7), (2.9) 式を観測式とし、観測式に含まれるパラメータ $a = (a_0, a_1, a_2)$ と ϕ を、区間 $(0, 1)$ の実測データを用いて決定する、という手法を示す。パラメータ推定に際して、曲線あてはめの問題が起るが、ここでは、最小二乗法の意味で最良な回帰曲線を得るようにする。

問題は、(2.7), (2.9) 式を観測式とし、実験によって、制御相電圧比が k_i 、すべり s_i 、の時の出力トルク T_i を測定し、得られたデータからパラメータ a を推定することである。

最小二乗法の意味で、最良のパラメータ a, ϕ を決定するために、次のように、出力トルクのモデルと実験値の差の二乗和を、評価関数 $J(a, \phi)$ と定める。

$$J(a, \phi) = \sum_{i=1}^N (T_i - \hat{T}_i)^2 \quad (3.1)$$

ただし、

$$a = (a_0, a_1, a_2)$$

T_i : すべり s_i 、電圧比 k_i の時に観測されたトルクの実験データ ($i=1, \dots, N$)

\hat{T}_i : 誘導トルクの推定値であり、次式で表わすことができる。

$$\hat{T}_i = \frac{1}{4} \left\{ \tau(s_i) (1 + 2k_i \sin \phi + k_i^2) - \tau(2-s_i) (1 - 2k_i \sin \phi + k_i^2) \right\}$$

$$\tau(s_i) = \frac{s_i}{a_0 + a_1 s_i + a_2 s_i^2}$$

s_i : すべり ($i=1, \dots, N$)

k_i : 制御相電圧比 ($i=1, \dots, N$)

N : 実験データ数

(3.1) 式を最小にする a^*, ϕ^* を (2.7), (2.9) 式に代入すれば、最小二乗法の意味において最良の回帰曲線を得ることができる。評価関数 (3.1) は、パラメータ a, ϕ に関して非線形であり、解析的に最小二乗解を求めることは困難であるので、最大傾斜法を用いて、数値計算によって最適解の探索を行なうことにする。

$$x = (a_0, a_1, a_2, \phi) \quad (3.2)$$

とすると、最大傾斜法により、最適解 x を求めるための逐次式は、

$$x(n+1) = x(n) - h \cdot \text{grad } J(x(n)) \quad (3.3)$$

で与えられる。ここで、 $x(n)$ は第 n ステップ目に得られた x の値、 h は探索のステップ巾、 $\text{grad } J(x(n))$ は $x(n)$ における評価関数 $J(x)$ の勾配で、

$$\text{grad } J(x(n)) = \left(\frac{\partial J}{\partial a_0}, \frac{\partial J}{\partial a_1}, \frac{\partial J}{\partial a_2}, \frac{\partial J}{\partial \phi} \right)_{x=x(n)}$$

$$(3.4)$$

で与えられる。(3.3) 式を用い、適当な初期値 $x(0)$ を与

えて繰返し計算を行なえばよい。

すでに述べた様に、推定のための基礎データは、正常運転時の実験により求める。実験装置は、図 3.1 に示すように、モータ本体、モータの出力軸トルクを測定するためのストレングス型トルクメータおよび回転ドラムをブレーキで締めつけて負荷トルクを与える負荷装置よりなる。モータ制御相へ一定電圧を与えておいて、ブレーキを一定圧力で締めつけた時の、出力軸角速度と出力軸トルクをレトジェネレータとトルクメータで測定する。ブレーキを締めつけていって負荷トルクを増加していくと、出力軸トルクは増加して回転数が下がってゆき、負荷トルクがストールトルクに達すると、回転は止まる。制御相電圧 v_c とすべり s に対する出力軸トルク T の関係を表わす実験データを表 3.1 に示す。表に示した $N=25$ 点のデータが推定のための基礎データとなる。このデータをもとにして速度-トルク特性のモデルに含まれているパラメータを推定するわけであるが、推定の対象となるモデルを次の 3 ケースにわけると。

モデル I : (2.7), (2.9) 式によるモデル。モデルに含まれるパラメータは (a_0, a_1, a_2, ϕ)

モデル II : モデル I の中で $\phi = 90^\circ$ として固定する。推定すべきパラメータは (a_0, a_1, a_2)

モデル III : モデル 2 の中で $a_1 = 0$ として固定する。推定すべきパラメータは (a_0, a_2)

夫々のモデルについて、パラメータを推定した結果を表 3.2 に示す。モデル I の位相ずれ ϕ は 90° となり、モデル II で十分であることがわかる。モデル II とモデル III にもとづく速度-トルク特性曲線、および表 3.1 のデータをプロットしたものを図 3.2 に示す。 s の区間 [1, 2] にプロットしてあるデータはモデルとの比較のために記入した実測値である。

3.2 慣性モーメント

サーボモータには、回転子と歯車列によって形成される慣性モーメントがあり、この慣性モーメントに、誘導トルクと負荷トルクが印加されて、角加速度が生じる。

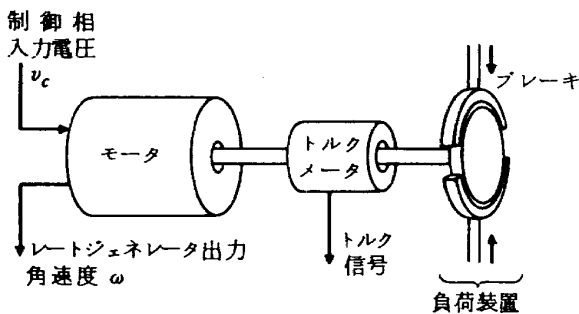


図 3.1 速度-トルク特性測定装置

本節では、2.3 節で述べた等価慣性モーメント I_M を推定する手法、および実験データをもとに推定計算を行なった結果を示す。

推定のために使用できるデータは、制御相電圧 v_c 、モータ出力角 θ および角速度 ω であるが、前節で述べたように、制御相電圧と角速度および誘導トルクは非線形の

表 3.1 すべり s と制御相電圧 v_c に対する出力軸トルク (kg-m)

s	v_c volt			
	10	20	30	40
s^0	0.7	1.329	2.02	2.70
s^1	0.67	1.29	1.98	2.67
s^2	0.56	1.22	1.90	2.59
s^3	0.44	1.09	1.75	2.45
s^4	0.21	0.83	1.47	2.15
s^5		0.40	0.93	1.44
s^6			0.0	0.32

$$s_j = 1 - 0.1543^j$$

表 3.2 速度-トルク特性モデルのパラメータ

	a_0	a_1	a_2	ϕ
モデル I	0.136	0.0772	0.122	90.0°
” II	0.136	0.0772	0.122	90°
” III	0.158	0	0.183	90°

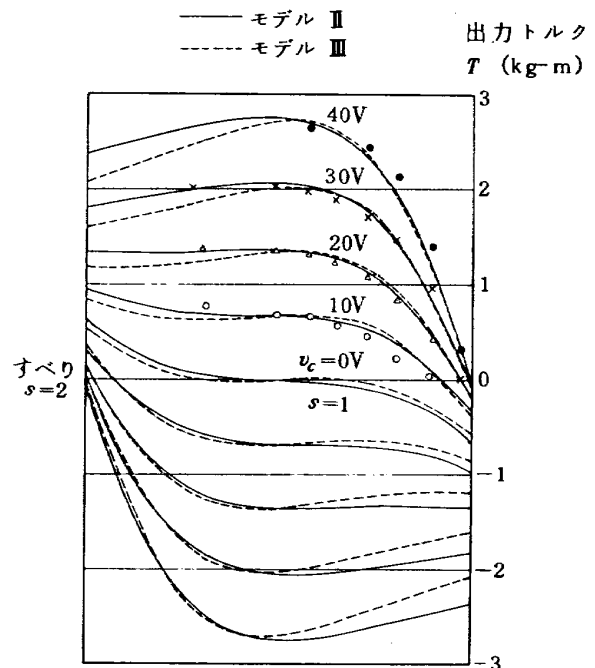


図 3.2 速度-トルク特性

関係にあるので、与えられたデータ集合から解析的に等価時定数 I_M を求めることはできない。従って、本節では、モータのステップ応答を繰返しシミュレーションしながらシミュレーション結果が実験値と一致するように I_M を変えていくという、いわゆる繰返し法で推定する。即ち、初めに I_M に適当な値を与え、制御相にステップ入力を印加した時の出力角速度の時間応答を計算し、その応答を、実験によって得られたステップ応答データと比較する。両者が一致するように、応答計算を繰返ししながら I_M を変えてゆき、実機モータの等価慣性モーメントを推定する。モデルのステップ応答を計算するためには、モータの速度-トルク特性が必要であるが、これは前節で得られた結果を用いる。

数値計算の結果と実験データの比較は、等価時定数 τ を用いる。時定数という概念は、厳密には線形系に対してのみ成立つものであるが、ここでは、時定数の考え方を非線形系に拡張して、2つのシステムの時間応答の近似度を比較するためのパラメータとする。ここで定義する等価時定数 τ とは、制御相にステップ入力を印加した時に、出力角速度が整定値の 63.2% に達するまでの時間とする。系が非線形であるので、当然、等価時定数は、制御相ステップ入力の大きさに依存して変わる。従って、等価時定数の比較は、同一の入力電圧の場合について行なわなければならない。

推定アルゴリズムは次の通りである。

- (i) I_M の初期値 $I_M(0)$ を与える。
- (ii) 制御相ステップ入力 v_c に対する角速度 ω の時間応答をシミュレートして、等価時定数 $\tau(0)$ を求める。
- (iii) シミュレーションによる等価時定数 $\tau(0)$ と実験からあらかじめ得られた τ_e から、次式で $I_M(1)$ を求める。

$$I_M(1) = I_M(0) \frac{\tau_e}{\tau(0)} \quad (3.5)$$

- (iv) 一般に、第 n 段で用いた慣性モーメントを $I_M(n)$ とし、これを用いたステップ応答のシミュレーション結果から得られる等価時定数を $\tau(n)$ とするならば、第 $n+1$ 段の慣性モーメント $I_M(n+1)$ は、

$$I_M(n+1) = I_M(n) \cdot \frac{\tau_e}{\tau(n)} \quad (3.6)$$

として求める。

(iv) を繰返し計算して、 $\tau_e - \tau(n)$ が十分小さくなった所で計算を打ち切り、その時の $I_M(n)$ を推定値とする。

実際の等価慣性モーメントの推定においては、制御相入力電圧 $v_c = 40$ V で行なった。この時の等価時定数の実験値は、 $\tau_e = 0.054$ sec であり、モデルの速度-トル

ク特性は、前節でのモデル II を用いた。これによって得られた等価慣性モーメントは、

$$I_M = 0.00261 \text{ kg} \cdot \text{m} / \text{deg} \text{ sec}^{-2}$$

である。

3.3 歯車トルク伝達効率

モータに負荷がある場合には、出力軸の回転角だけでなく、トルク伝達のモデルが必要になる。特に多重サーボ系の研究の場合には、過負荷運転状態が主な対象になるので、特に大切である。歯車列の減速比を 1 と考えた場合の、トルク伝達系の概念図は、図 2.9 に示した通りである。図中で、 T_R は回転子側の軸に発生したトルクであり、 T_L は歯車列を介したモータの出力軸トルクである。出力軸には負荷装置が取り付けられているが、この負荷装置として、対象とするサーボモータよりも大きなトルクを発生できる強力なモータを考える。歯車列のトルク伝達効率は、入出力軸関係が逆転しても変わらない事を仮定しているので、トルク T_R と T_L の大小関係によって、系の振舞いは次のように記述できる。

- (i) $T_R > \frac{T_L}{\eta}$: 回転子側のトルクが大きく、負荷が駆動される。
- (ii) $\frac{T_L}{\eta} \leq T_R \leq \eta T_L$: 歯車列のトルク損失により、回転は起こらない。
- (iii) $T_R < \eta T_L$: 負荷側が駆動側となって、回転子が駆動される。

伝達効率 η を推定するためには、 $s = 1$ の近傍で (i) と (iii) の場合について T_L を測定すればよいことがわかる。即ち、制御相へ一定電圧を印加しておき、①モータ回転子側から負荷を駆動して、回転を始めた時 ($s = 1-0$) の出力軸トルク T_L' と、②負荷側から回転子を逆に駆動して、回転を始めた時 ($s = 1+0$) の出力軸トルク T_L'' を測定すれば、 $s = 1$ での回転子への誘導トルク $T = T_R$ は一定であることを考慮すれば、

$$\begin{aligned} T_R &= \frac{T_L'}{\eta} \\ &= \eta T_L'' \end{aligned} \quad (3.7)$$

となり、

$$\eta = \sqrt{\frac{T_L'}{T_L''}}$$

の関係が得られる。

データ取得のための実験では、歯車列を介したモータ出力軸と負荷側モータの間に、トルクメータを取付けて T_L を測定した。

制御相電圧 v_c を変えていった時の T_L' および T_L'' の値、ならびに (3.1) 式で求めたトルク伝達効率 η の値を表

3.3.に示す。

表 3.3 トルク伝達効率

v_c (volt)	T'_L	T''_L	η
5	0.32	0.37	0.93
10	0.67	0.74	0.95
20	1.32	1.46	0.95
30	1.93	2.2	0.93

4. 非線形モデルによるシミュレーション

前章までで、サーボ系のモデルを構成し、そのパラメータを推定した。本章では、このサーボモータのモデルが、実際のサーボ系をどの程度近似しているかをシミュレーションによって検討する。

4.1 開ループステップ応答

位置制御サーボ系の出力角および角速度のフィードバックを行わずに、開ループとした時のモータのステップ応答を考える。即ち、制御相にステップ入力を印加した時のシミュレーションを行ない、出力角速度の応答について、実験データとの比較を行なう。モデルの速度トルク特性は、3.1節のモデルIIのパラメータを使用し、等価慣性モーメントは $I_M = 0.00261 \text{ kg}\cdot\text{m}/\text{deg}\cdot\text{sec}^{-2}$ を用いる。

制御相電圧を 40 V とした場合の、出力角速度のステップ応答について、シミュレーション結果と実験データを図 4.1 に示す。同図では、実験で得たデー

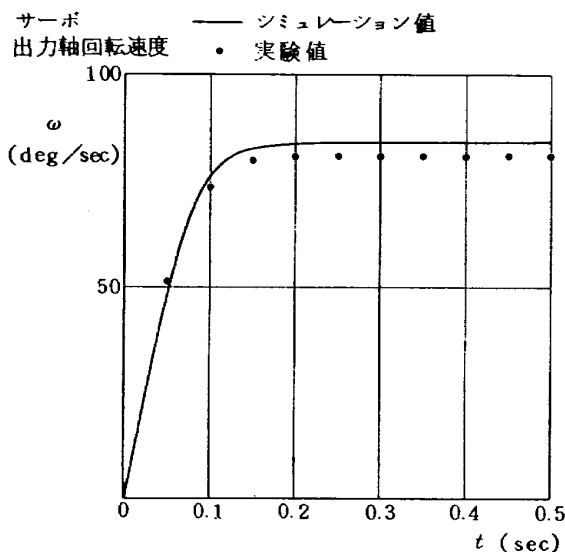


図 4.1 サーボモータ開ループステップ応答 (入力電圧 40 V)

タの定常角速度が、シミュレーションによる結果より低くなっている。これは、実機のモータにおいては、軸受の抵抗、歯車列による抵抗等があり、見かけ上無負荷であっても、実効的な負荷効果があって、平衡二相電圧系 ($v_c = 43.5 \text{ V}$) の場合でも、同期速度 ω_0 に達しないのに対し、シミュレーションにおいては、無負荷状態としてモデル化してあるためだと思われる。

4.2 等価時定数

モータの等価慣性モーメント I_M は、制御相電圧 40 V に対するステップ応答の等価時定数について、シミュレーション結果と実験データを比較して推定を行なった。そして、すでに述べたように、モータは非線形要素を含むので、異なった制御相電圧に対する等価時定数は、一般に同じにはならない。従って、40 V 以外の制御相電圧に対するモデルの等価時定数がどのようになるか、実験データとどの程度一致するかを比較検討する。

等価慣性モーメントを $I_M = 0.00261$ とし、各制御相電圧に対するステップ応答のシミュレーションを行ない、シミュレーション結果から等価時定数を求める。制御相入力電圧に対する等価時定数の関係について、シミュレーションによる結果と実験データとを図 4.2 に示す。入力電圧が小さくなると、等価時定数は急激に大きくなっていくことがわかる。同図では、シミュレーション結果と実験データは極めて良く一致しており、等価慣性モーメントの推定法として、等価時定数を比較する方法が有効であることが結論できる。

4.3 閉ループステップ応答

位置制御サーボ系を構成し、無負荷時のステップ応答のシミュレーションを行ない、実験データと比較し、さらに、一次遅れモデルによるシミュレーション結果との比較も行なう。

位置制御サーボ系のモデルは、図 2.10 ブロック線図に示したものであり、各要素に含まれる係数は、表 4.1 に示す。位置制御サーボ系に、 $v_i = 2 \text{ V}$ の入力を加えた場合のステップ応答の、シミュレーション結果と実験デー

表 4.1 位置制御サーボモデルのパラメータ

サーボアンプゲイン	$G_s = 200$
モータ定格電圧	$v_{c0} = 43.5 \text{ Volt}$
等価慣性モーメント	$I_M = 0.00261 \text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{deg}\cdot\text{sec}^{-2}$
レートフィードバックゲイン	$G_r = 0.00675 \text{ Volt}/\text{deg}\cdot\text{sec}^{-1}$
ポジションフィードバックゲイン	$G_p = 0.0451 \text{ Volt}/\text{deg}$
同期速度	$\omega_n = 81 \text{ deg}/\text{sec}$

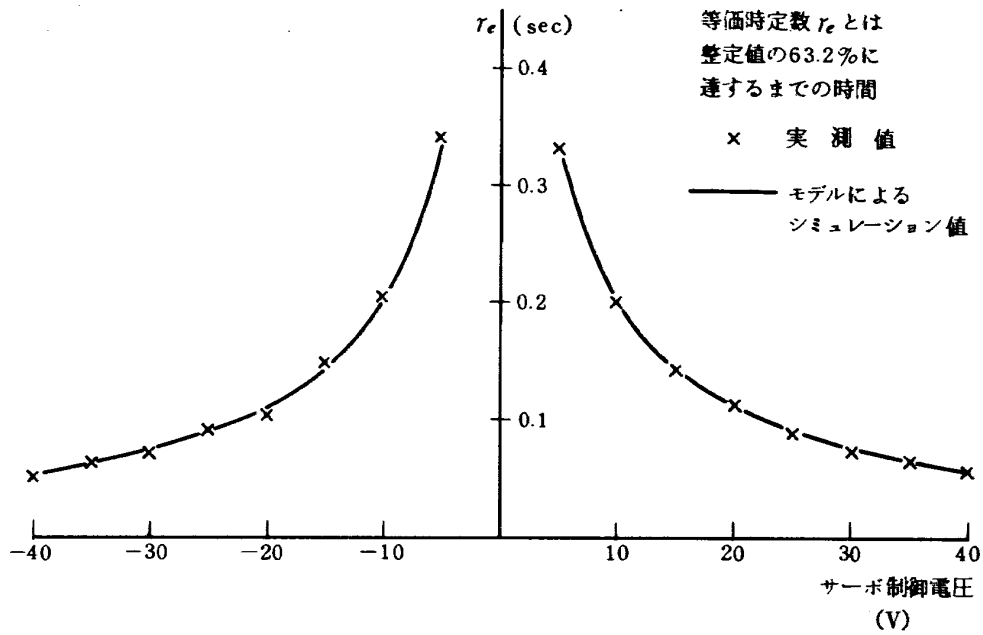


図 4.2 サーボ制御相ステップ入力電圧一等価時定数特性

タを図 4.3 に示す。ただし、実験により実機サーボモータの、定格電圧 ($v_c = v_{c0}$) における回転数が $\omega = 81 \text{ deg/sec}$ で、同期速度 $\omega = 83.6 \text{ deg/sec}$ に達していないことが判っているので、 $\omega_n = 81 \text{ deg/sec}$ として計算を行なった。図 4.3 では、シミュレーション結果と実験データは良く一致している。

次に、非線形モデルによるシミュレーション結果が、一次遅れモデルのシミュレーション結果とどの程度違うかを検討する。サーボモータの一次遅れモデルとしては、モータの速度応答を一次遅れで近似し、非線形性としては、回転速度の飽和特性だけを考慮する*。一次遅れモデルのブロック線図を図 4.4 に示す。

両モデルのシミュレーション結果は図 4.5 に示す通りである。非線形モデルでは、4.2 節で示したように、等

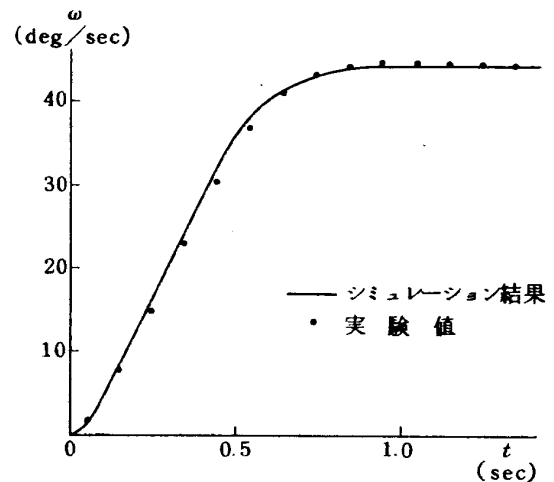


図 4.3 位置制御サーボステップ応答

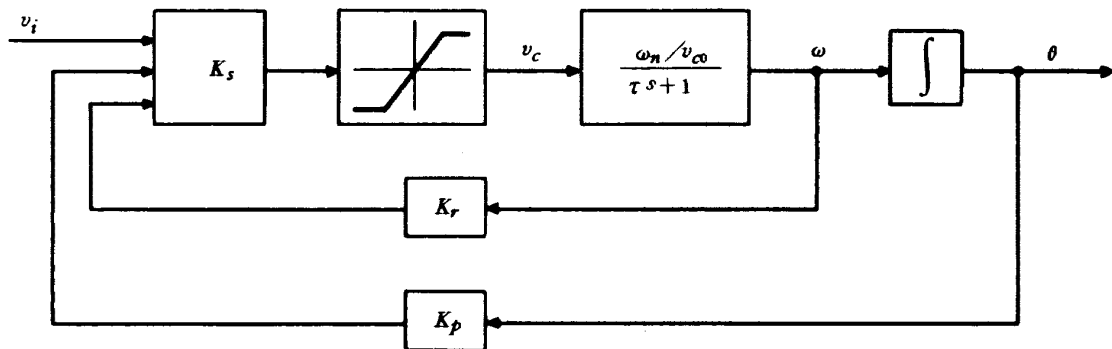


図 4.4 一次遅れモデルによる位置制御サーボ系のブロック図

* このモデルは飽和特性の非線形性を有しているが、ここでは一次遅れモデルと呼ぶことにする。

値時定数が $\tau \leq 0.05$ 秒以上になっているので、一次遅れモデルの時定数として、 $\tau = 0.05, 0.2$ 秒、 0.4 秒の3つの場合についてシミュレーションを行ない、その結果を示してある。 $\tau = 0.05$ 秒の場合には、立ち上り時の近似は良いが、目標値近傍で、遅れが出てくる。 $\tau = 0.2$ 秒の場合には、逆に、目標値近傍での近似は良くなっているが、立ち上り時に遅れが出てしまうことがわかる。

4.4 負荷トルクがある場合の応答

前節で、位置制御サーボ系の一次遅れモデルと非線形モデルについてのステップ応答を比較した。そして、無負荷時の出力角に注目する限り、 $\tau = 0.05$ 秒とすれば、かなり実物に近い応答が得られることが判った。然しながら、前節のシミュレーションは、あくまで無負荷の状態で行なったものである。即ち、無負荷状態に対するサ

ーボ系のシミュレーションとしては、一次遅れモデルでも比較的良い近似が得られるが、負荷を考慮しなければならない場合や、さらには運転中に負荷が変動することも考慮しなければならない場合には事情が異なり、一次遅れモデルでシミュレーションをすることは出来ない。そのわけは、一次遅れモデルは、制御相入力電圧に対する出力角度信号だけに着目して、負荷の影響はモデルに implicit に含まれているので、本質的に、トルクに関する信号を扱うことが出来ないという弱点を持っているからである。従って、当然のことながら、負荷の変動を考慮に入れたシミュレーションをすることができない。これに対して、非線形モデルは、どのように変動する負荷トルクに対しても、それを組み込んだシミュレーションモデルを構成することができる。変動する負荷がある場合の、非線形モデルによるシミュレーション結果について、2つの例を図4.6に示す。

図4.6は、図2.10の位置制御サーボ系の入力信号 v_i を零にして、モータの出力軸に $T_L = T_0 \sin \omega t$ の正弦波状の負荷トルクを印加した場合のシミュレーション結果である。図中に、モータの出力軸角 θ 、角速度 ω および誘導トルク T を示してある。また、負荷トルクと誘導トルクを比較するため $-T_L$ も記してある。図4.6(a)は $T_0 = 3 \text{ kg-m}$ の場合で、歯車のトルク伝達効率 $\eta = 0.95$ を乗ずると 2.85 kg-m となり、サーボモータの最大停動トルク $T_s = 2.83 \text{ kg-m}$ とほぼ等しくなる。従って、負荷トルクが最大になっても、モータの誘導トルクと釣り合うので、出力軸はそれ程大きく回転はしていない。他方図4.6(b)は $T_L = 4 \text{ kg-m}$ の場合で、この時は、負荷トルク T_L がモータの最大停動トルクよりもかなり大きく

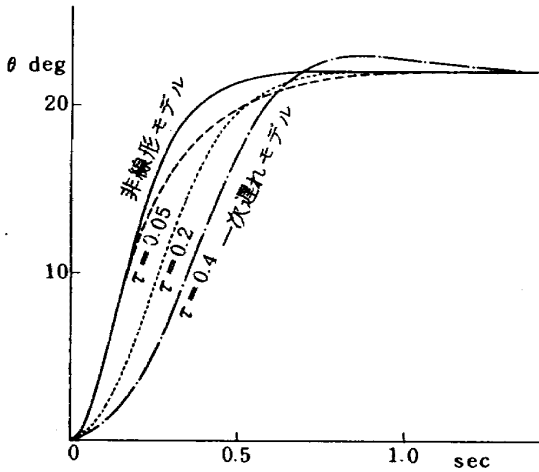


図 4.5 位置制御サーボステップ応答

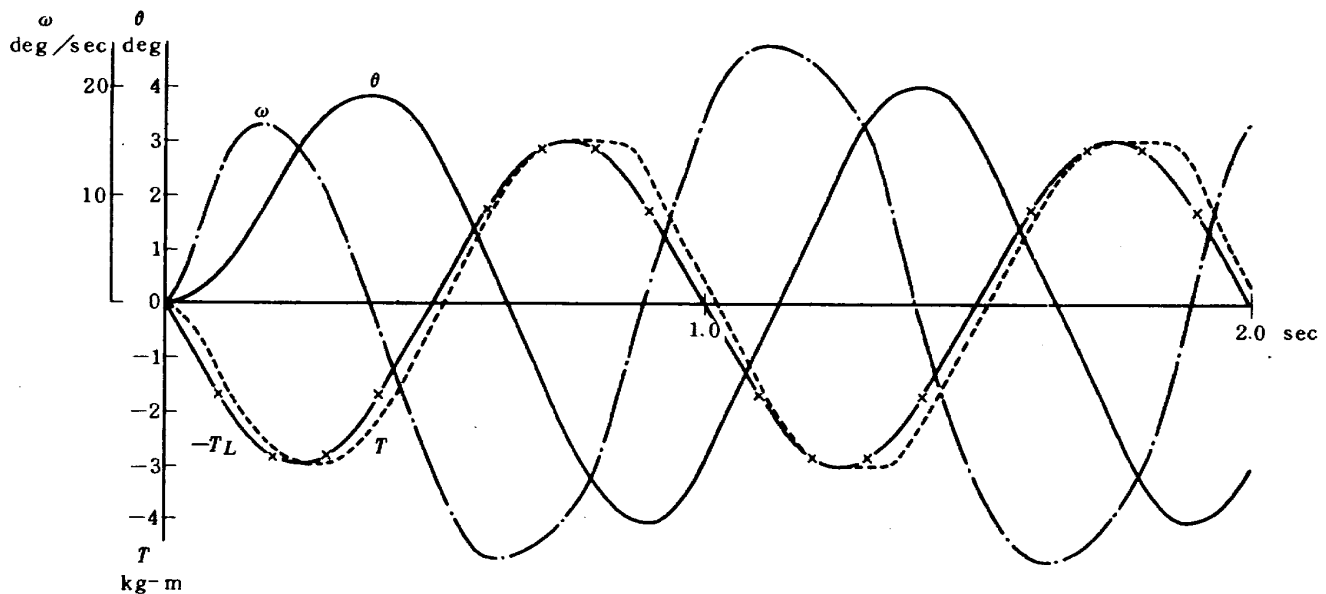


図 4.6 (a) 位置制御サーボ過負荷応答

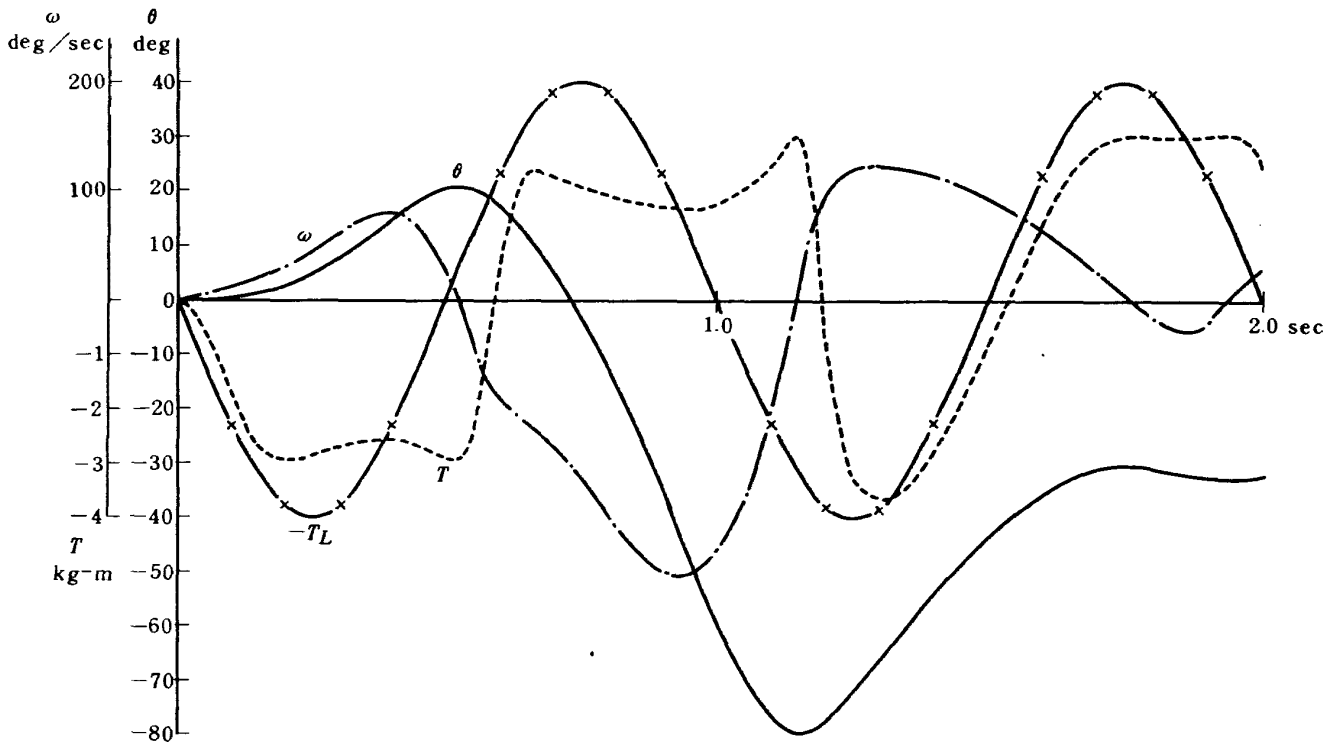


図 4.6 (b) 位置制御サーボ過負荷応答

なる時がある。そうすると、負荷トルク T_L と誘導トルク T の釣合いがくずれて、出力軸が回転を始めて大きな角度変化が起こることがわかる。

このように、非線形モデルでは負荷トルクの影響を考慮しているので、負荷トルクが変動すれば、それはモータの運動の変化として現われてくるのだが、一次遅れモデルでは、すでに述べたようにトルクは explicit にはモデル化されていないので本節で示したようなシミュレーションを行なうことはできないのである。

5. ま と め

航空機用サーボ系は、従来、一定ゲインまたは一次遅れモデルで近似してきた。一次遅れモデルは、入力 v_c から出力角速度 ω への伝達関数を一次遅れ系で近似している。このような一次遅れモデルでは、例えば、モータにより大きな慣性負荷を新たに付加した場合には、出力角速度 ω のステップ応答の立上りが遅くなるので、モデルの時定数を大きくしなければならない。即ち、既設の系に慣性負荷を取付けた場合には、モデルに含まれているパラメータを変更しなければならなくなる。このように、一次遅れモデルでは、トルクの信号を explicit に取扱っていないために、一定の慣性負荷だけの場合にはまだしも、変動する負荷があるような場合には、シミュレーションを行なうことが出来ない。一方、航空機の自動着陸システムのサーボ系は信頼性を上げるために多重系に

することが不可欠であり、多重サーボ系の解析に際しては、一つのモータに対する負荷トルクが大きく変動した時の挙動をシミュレーションすることが必要になる。

本研究では、以上のような研究上の必要性から

- (1) 任意の変動する負荷と結合できるようなサーボモータのシミュレーションモデルを構成し、
- (2) 実験データをもとに、モデルに含まれているパラメータ（速度-トルク特性、等価慣性モーメント、歯車列トルク伝達効率）の推定を行ない、
- (3) モデルによるシミュレーション結果と実験データとの比較検討を行なった。
- (4) シミュレーション検討の結果、閉ループステップ応答について極めて良い近似が得られることが判った。また、40V 入力時に等価時定数が一致するようにモータの等価慣性モーメントを求め、その値を用いて、他の入力電圧に対する開ループステップ応答のシミュレーションを行ない、等価時定数を求めたところ、実験値と完全な一致を得た。
- (5) また、一次遅れモデルによる位置制御サーボ系と非線形モデルによる位置制御サーボ系のステップ応答の比較検討を行ない、非線形モデルの精度の良さを明らかにした。
- (6) 最後に、変動する負荷トルクを与えた場合のサーボ系のシミュレーションを行ない非線形モデルの有効性を示した。

本研究によって、自動着陸用多重サーボ系解析のためのサーボモータのシミュレーションモデルを確立することが出来た。多重サーボ系においては、単一サーボ系にはみられない様々な現象が生ずるが、これらについては、非線形サーボモデルを用いて、引続き、デジタルシミュレーション解析等によって検討中である。

最後に、実機サーボモータの実験データの取得に際し、日本航空電子工業K.K. 板橋英雄氏に御協力いただいた事を付記し、ここに厚く御礼を申し上げます。

参 考 文 献

- (1) 堀川, 小川, 永安 "自動着陸研究用テストリグについて" 航技研資料TM-248, 1973
- (2) 小川, 堀川, 渡辺, 永安 "自動着陸用多重サーボ機構について" 航技研資料TM-250, 1973
- (3) 茂木晃 "シンクロとサーボモータ" 日刊工業,
- (4) 窪田雅男 "歯車入門" オーム社, 1966
- (5) 成田誠之助 "システム工学の手法" コロナ社, 1970

既 刊 資 料

TM- 1	高マツハ数風胴について(I)	1961年11月	平木 一, 清水福寿 橋本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリ(I)	1962年 2月	樋口一雄, 戸川隼人 好 甫, 高橋利之 能美力, 板垣芳雄 鳥海良三, 佐藤保子
TM- 3	YS水平尾翼後桁取付部静荷重試験・疲労試験報 告書	1962年 2月	斎藤浩一, 多田保夫
TM- 4	18 cm×20 cm 超音速風胴について	1962年 5月	長洲秀夫, 伝田幸雄
TM- 5	遷音速流の線形理論	1962年 8月	細川 巖
TM- 6	18 cm×18 cm 遷音速風胴整備試験	1962年 8月	橋本 登, 井上政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8月	竹内和之, 山根皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研 究	1962年 9月	池田為治, 坂元思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON205用ALGOL58使用法について	1963年 2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3月	竹中幸彦, 小川 鑣一 林 洋一
TM-13	遷音速における45°後退角翼の予備的フラッタ実 験	1963年 3月	中井暎一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法について	1963年 3月	中井暎一, 小原 瑛 鳥海良三, 安藤泰勝
TM-15	ジェット中間練習機のフラッタ確認試験報告	1963年 4月	中井暎一, 橋爪 宏一 中村泰治, 田辺義一 西村博史, 小原 瑛 高木俊朗, 森田 甫之 安藤泰勝, 河田 忠 江 尻 宏
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの予備試験	1963年 4月	中井暎一, 橋爪 宏 高木俊朗, 橋本 登
TM-17	VTOL機用Jet Lift Engineに関する一考察	1963年 6月	鳥崎忠雄, 松木正勝 山中龍夫, 藤井昭一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル解析	1963年 6月	小野幸一
TM-19	吹出式超音速風胴による実験データの処理方式に ついて (I)	1963年 6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風胴におけるACARD標準 模型Bの三分試験	1963年 7月	高木廣治, 谷 喬 斎藤秀夫, 新井 忠
TM-21	国産中型輸送機YS-11主翼疲労試験(第1報)	1963年 9月	竹内和之, 飯田宗四郎 北谷虔勇, 中井治夫
TM-22*	試験用飛しょう体の遷音速風胴試験(I)	1963年10月	高木廣治
TM-23	人工衛星用多段ロケットの初期計画	1963年12月	五代富文, 山中龍夫 清水英範
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井文雄
TM-25	DATATRON205用ALGOL58のProcedures ライブラ	1964年 1月	高橋利之
TM-26	吹出式風胴の圧力制御(フラッタ試験設備の場合)	1964年 1月	橋爪 宏, 中井暎一
TM-27	遷音速風胴における高速目標機のビトー静圧およ び補助翼舵効き試験(I)	1964年 1月	高木廣治, 竹内 理
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風胴試験	1964年 1月	谷 喬, 原 亘利 榊原盛三, 外立政隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験	1964年 2月	中井暎一, 橋爪 宏 安藤泰勝, 高木俊朗

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
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験	1964年3月	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
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-35*	小型超音速機の遷音速および超音速風洞試験(I)	1964年5月	高木廣治, 竹内理 石原久蔵, 杉原尚明 浅井人久, 原亘利 外立政隆
TM-36	遷音速タービン翼列二次元試験(第1報)	1964年5月	近藤博, 養田光弘 山崎紀雄
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, 斉藤秀夫 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YS-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	田畑浄治, 大坪孔治 滝沢実
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-43*	小型超音速機の遷音速および超音速風洞試験(II)	1964年11月	高木廣治, 竹内理 石原久蔵, 神原盛三 関根英夫, 鈴木弘一 中村正剛
TM-44	高負荷燃焼器(アニューラ模型)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 広木強, 山中国雄
TM-45	国産中型輸送機YS-11 主翼疲労試験(第II報) -機体の被害状況-	1964年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 塩原竹治, 中井治夫
TM-46	翼同結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内和之, 藤枝郭俊
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	幸尾治朗, 岡遠一
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, 林二謙 橋本登, 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, 鎌田幸男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井暎一, 塙武敏 泉日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷喬, 高島一明 原亘利, 近藤洋史
TM-52	超音速目標機の遷・超音速風洞試験	1965年5月	斎藤秀夫, 竹内理 神原盛三, 木村友昭
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	板垣芳雄
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
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	河崎俊夫, 谷喬
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	吹出式超音速風胴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
TM-61	クインエア機の風胴試験	1965年9月	廣末健一, 矢沢健司 塚野雄吉, 田村征一 佐野四郎, 能村 実 別府信宏
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-66	国産中型輸送機YS-11 胴体疲労試験(II) -機体の被害状況-	1965年11月	竹内和之, 川島矩郎 塩原竹治
TM-67	国産中型輸送機YS-11 部分胴体疲労試験 -乗降口および前方荷物口部付近の部分胴体-	1965年11月	竹内和之, 野原利雄 松岡陽一
TM-68	超軽量ジェットエンジン試作1号機(JR100)の 燃焼器(I)	1965年11月	大塚貞吉, 鈴木邦男 石井茂五郎, 山中国雅
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	斉藤 隆, 堀内正司 中村浩子
TM-70	ジェットエンジン用燃料噴射弁の特性試験	1965年12月	福田 広, 相波哲朗 松本 宏, 畑山金弥
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
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 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風胴の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永 崇
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	小川 鑑一
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 スピンの測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
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	堀川勇壮, 森 幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究 -ロケット用テレメータ送信装置III型の試作-	1966年3月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	檜崎哲二
TM-81	吹出式超音速風胴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	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 榎原盛三 宗美 均
TM-82	ビトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
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	近藤 博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風胴試験	1966年7月	毛利 浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村 実
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	小野幸一
TM-86*	STOL 飛行艇のフライト・シミュレーション試験	1966年8月	樋口一雄, 堀川勇壮 百名盛之, 岡部正典 森 幹彦
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型STOL 機の風胴試験(I)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦, 泉日出夫

TM- 90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年 9月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM- 91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 養田光弘 山崎 紀雄
TM- 92	リフト・ジェットエンジン試験設備(I) - 台上運転設備 -	1966年10月	大山 耕一, 吉田 晃 中山 晋, 菅原 昇 五味 光男
TM- 93	軽量ジェットエンジン研究試作2号機(JR200) の燃焼器(I)-アニューラ型模型による実験-	1966年10月	鈴木邦男, 石井浅五郎 広瀬 健樹, 大塚 貞吉 山 中国 雍
TM- 94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 田中 俊男 官地 敏雄, 星谷 昌二
TM- 95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 官地 敏雄 星谷 昌二
TM- 96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野 政明, 菰岡 一洋
TM- 97	高マッハ数風洞について(II)	1967年 1月	吉永 崇, 井上 建二 広田 正行, 楯 篤志
TM- 98	40 kW プラズマ発生装置の諸特性	1967年 1月	野村 茂昭, 相原 康彦
TM- 99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年 2月	大月 正男, 鈴木 孝雄 田畑 浄治, 円居 繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年 3月	近藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年 3月	望月 昌, 五代 富文 湯沢 克宣, 斎藤 信 伊藤 克弥
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年 3月	堀 武敏, 築地 恒夫 越出 慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年 3月	築地 恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年 4月	中井 暎一, 森田 甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年 4月	関口 清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年 5月	高島 一明, 榑原 盛三 原 亘利, 北出 大三 金 成 正好
TM-107	プロペラ後流偏向型STOL機の風洞試験(II)	1967年 6月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村 清美, 川幡 長勝 高橋 侔, 木村 友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年 7月	長洲 秀夫, 柳沢 三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年 7月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(I)	1967年 8月	犬丸 矩夫, 北村 清美 川幡 長勝
TM-111	リフトジェットVTOL機の離陸径路に関する近似解	1967年 8月	西村 博史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年 8月	橋爪 宏, 橋本 登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(II) - 計測設備 -	1967年 9月	森田 光男, 岩部 柱相 関根 静雄, 武田 克巳
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年 9月	藤井 昭一, 松木 正勝 五味 光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究(I) - 直管内における二相流 -	1967年 9月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 田丸 卓, 乙幡 安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて	1967年 9月	鈴木 邦男, 相波 哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年 9月	新田 慶治, 松崎 良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年 9月	村上 力, 真柳 光美
TM-119	ペーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑 浄治, 松島 弘一 成田 健一, 塚本 憲男

TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥組澄男
TM-121	大きなマトリックスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川鑲一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宣, 伊藤克弥 西村久男
TM-123	“NAL-16・31”および“NAL-25・31”二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井暎一, 関昌次朗 田寺木一, 高木俊朗 安藤泰勝, 森田孝 峯岸正勝, 菊池 太田幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原巨利
TM-125	航技研1m×1m 吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原久蔵, 原巨利 榊原盛三, 関根英夫
TM-126*	BOAC, ボーイング707,G-APEE機の破壊状況の調査と解析	1968年3月	航空安全対策委員会構造調査グループ
TM-127	2024-T3 アルミニウム合金の3-bay有孔補強平板の荷重による疲労特性	1968年4月	飯田宗四郎, 猿本光明 斎藤信一郎
TM-128	軽量ジェットエンジン研究試作2号機(JR200)の燃焼器(II)	1968年4月	大塚貞吉, 鈴木邦男 石井浅五郎, 広瀬健樹 山中国雅
TM-129	軽量ジェットエンジン試作1号機(JR100)の燃焼器(II)	1968年4月	大塚貞吉, 鈴木邦男 石井浅五郎, 広瀬健樹 山中国雅
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤博, 大城章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験(III)	1968年5月	近藤博, 養田光弘 山崎紀雄, 古川昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中幸彦, 斎藤浩一 古田敏康, 川島矩一郎 三本木茂夫, 小川鑲一 越出慎一, 朝田洋雄 熊倉郁夫, 大竹邦彦
TM-134	AGARD標準模型HB-1, HB-2の超音速風洞試験	1968年5月	斎藤秀夫, 石原久蔵 原巨利, 野田順一 関根英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川鑲一, 遠藤修司
TM-136	NAL-16・31およびNAL-25・31二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井暎一, 飯田宗四郎 高木俊朗, 安藤泰勝 菊池孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式およびHITAC 5020による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	堀武敏, 越出慎一 林洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内和之, 野原利雄 飯田宗四郎
TM-140	二次元スラットおよびスロッチドフラップの実験的研究	1968年7月	犬丸矩夫, 北村清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤博, 坂口一 八山優, 高森晋
TM-142	二次元スラットおよびスロッチドフラップの実験的研究(III)	1968年7月	犬丸矩夫, 高橋侅
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中幸彦, 朝田洋雄 野口義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中幸彦, 朝田洋雄 野口義男

TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川隼人, 石黒登美子 山本浩通
TM-146	双発STOL機の飛行試験 (実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年8月	幸尾治朗, 岡 遠一 塚野雄吉, 鎌田幸男 小野孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月正男, 鈴木孝雄 円居繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェットVTOL機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 -フラッタ解析法の研究その1-	1968年12月	市川輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檜崎哲二, 中野富雄
TM-153	FA-200改機の風洞試験(I) プロペラ付き	1969年2月	廣末健一, 坂井紀穂 高橋 宏, 綿貫忠晴
TM-154	FA-200改機の風洞試験(II) 高揚力装置付き	1969年2月	廣末健一, 木村友昭 高橋 宏, 綿貫忠晴
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	機上用超小型エンコーダの研究	1969年3月	中 正夫, 山本芳樹 大石 晃
TM-158	軽量ジェットエンジン研究試作1号機(JR-100)の燃焼器(III) -高温形燃焼器型の実験-	1969年4月	大塚貞吉, 鈴木邦男 石井浅五郎, 広瀬健樹 山中国雅
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(I)	1969年9月	藤森義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラSTOL機の動安定風洞実験	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 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11A-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) -冷却フィルムプローブによる方法-	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR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 山中国雅
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(着水)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	FA-200改機の動安定係数	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	NAL16-31D型ロケットの研究試作	1970年5月	宇宙研究グループ

TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 倅
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 紫藤羊二
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器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
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年10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 桑野尙明
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型ロケットの研究試作および飛しょう実験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力300kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(1)	1970年11月	槍崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年12月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勤
TM-189	燃料蒸発管に関する研究(III) -管内の燃料・空気二相流への熱伝達-	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-190*	NAL-25・31型ロケットのノズル部FRP ライナーの接着, 剝離の検討	1970年12月	中井暎一, 五代富文 古田敏康, 大竹邦彦
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	計測部計算第一研究室
TM-192	極超音速風洞M9ノズル較正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貫至
TM-193*	軽量ジェットエンジンJR220の燃焼器	1971年1月	鈴木邦男, 石井浅五郎 江口邦久, 井上利昭
TM-194	航空機のSTOL性に関する一考察	1971年1月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔の形状, 配列の効果について	1971年1月	西村英明, 白井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄
TM-196	NAL-16H型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏, 戸田亘洋 白井正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯部俊夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内正司, 本間幸吉 矢萩恵一
TM-200*	小型ガスタービン燃焼器の実験	1971年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 江口邦久, 斎藤 昭 野村修也
TM-201*	中型輸送機のフライト・シミュレーション試験 (1)安定操縦性の検討	1971年4月	堀川勇壮, 森 幹彦 川原弘靖
TM-202	単発STOL 実験機に関する研究 -テレメータ実験局の電界強度測定-	1971年6月	幸尾治朗, 小野秀次 矢沢健司, 塚野雄吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五代富文, 岡部祐二郎 清水昭紀, 伊藤克弥 西村久男
TM-204	サーボ機構の過度応答改善用デジタルコントローラについて	1971年7月	小川 鑛一, 島村正人 (日本大学)
TM-205	自由飛行模型FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成(I) -地球の重力場による摂動-	1971年8月	松島弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰

TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 - 接着およびリベット継手 -	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの校正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 大野口義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブーストSTOLの一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年 1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド'空気系統試験	1972年 2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド'燃料系統試験	1972年 2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-215*	中型輸送機のフライト・シミュレーション試験(II) - 離着陸特性の検討 -	1972年 2月	堀川勇壮, 森 幹彦 渡辺 顕
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年 2月	大石 晃, 山中龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッド'自動安定装置性能試験(I) - 製作時性能試験 -	1972年 7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッド'自動安定装置性能試験(II) - 実験前性能試験 -	1972年 7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッド'の脚性能試験	1972年 5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッド'のテレメータ性能試験	1972年 5月	小野幸一, 十河 弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定係数の測定	1972年 5月	谷 喬, 高島一明 関根英夫, 中村正剛
TM-222*	YS-11A-500/600型主翼疲れ試験(II) - セーフライフ試験と機体の被害状況 -	1972年 5月	野原利雄
TM-223	自由飛行模型FFM-10の強度について	1972年 5月	河崎俊夫, 斎藤秀夫 堀武敏, 多田保勸 林 洋一, 戸田勸一 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井暎一 森田甫之, 菊池孝男 高橋 実, 東久保正年
TM-224	フライングテストベッド'油圧系統試験	1972年 5月	藤枝郭俊, 十河 弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察	1972年 5月	大月正男, 新宮博公 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド'機体強度剛性試験	1972年 7月	渋谷昭義, 丸山 茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド'操縦系統試験	1972年 7月	藤枝郭俊, 牧野 健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年 7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年 7月	宮川行雄, 関 勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(I) - 現状とその検討 -	1972年 7月	斎藤 隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド'全機振動試験	1972年 8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山 茂, 川崎純男
TM-232	フライングテストベッド'電気系統試験	1972年 9月	甲斐忠夫, 十河 弘
TM-233	フライングテストベッド'空気タービン試験	1972年11月	宮本義人, 川崎純男 中村公昭, 東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年11月	石井進一, 岡部祐二郎 山田 晃, 新岡 嵩 三谷 徹
TM-235	推進エンジン用空気取入口の予備実験(続報)	1972年10月	近藤 博, 長谷川聰
TM-236	大型低速風洞動的量データ処理設備	1972年10月	桑野尚明
TM-237	大型低速風洞壁面効果補正要領	1972年11月	佐藤淳造
TM-238	圧力測定的时间遅れにおよぼす圧力孔の影響	1972年11月	曾我 国男, 小野寺信幸

TM-239	突風風洞の気流測定について	1973年4月	高橋 侅
TM-240	突風風洞での突風応答予備実験	1973年5月	松下 洸, 西村博史
TM-241	カーボン複合材の強度特性	1973年6月	古田敏康, 野口義男 松嶋正道
TM-242*	高压燃焼器の研究II -先行試験用アヌラ形燃焼器模型(OC10) の実験結果-	1973年6月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-243	推力300kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動 特性(I)	1973年6月	檜崎哲二, 野溝国生 萩原装千夫, 吉原正一
TM-244	ジェットノズルの箱型模型実験	1973年6月	坂口 一, 近藤 博 高森 晋, 岩下敬吾
TM-245	コンボジット固体ロケット推進薬のポアソン比測 定	1973年8月	大竹邦彦, 遠藤修司 種村利春
TM-246*	YS-11A-500/600型主翼疲れ試験(III) -フェールセーフ試験による機体の被害状況-	1973年8月	野原利雄, 伊藤誠一 笹田栄四郎, 田村光司
TM-247	ジェットエンジン低騒音化の研究 第一報 JR100H-1P ジェットエンジンの騒音特性	1973年9月	鳥崎忠雄, 小林 実 武田克巳
TM-248	自動着陸研究用テスト・リグについて	1973年10月	堀川勇壮, 小川鑑一 永安正彦
TM-249	人工衛星打上げ用ロケット・システムについての 検討	1973年10月	宇宙研究グループ
TM-250	自動着陸用多重サーボ機構について	1973年11月	小川鑑一, 堀川勇壮 渡辺 顕, 永安正彦
TM-251	推力中断型固体ロケット用プロペラントの比推力 の計算	1973年11月	五代富文, 西村久男 毛呂明夫
TM-252	L, Z 型断面をもつ柱の軸圧縮強度	1973年12月	斎藤浩一, 築地恒夫
TM-253	高压燃焼器におけるうず巻噴射弁の作動	1973年12月	堀内正司, 中野篤治
TM-254*	高压燃焼器の研究(I) -先行試験用アヌラ形燃焼器の設計-	1974年4月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-255	連続手動制御作業における人間のサンプリング周 波数について	1974年5月	川原弘靖
TM-256	ガスジェットによるロケットのロール制御について	1974年5月	毛利 浩
TM-257	人工衛星の姿勢制御研究用1軸テーブル装置につ いて	1974年5月	村上 力, 中島 厚 木田 隆, 岡本 修
TM-258	着陸用電波誘導システムの基本性能および多重化 方式に関する一考察	1974年8月	真柳光美, 堀川勇壮
TM-259	ベッセル関数 $J'_m(k)Y'_m(k)J'_m(kv)$ の零点	1974年11月	田村敦宏
TM-260	高压形セクタ燃焼器模型の実験(I)	1974年8月	鈴木邦男, 石井浅五郎 斎藤 隆, 山田秀志
TM-261	突風風洞での突風応答予備実験(その2) -テレメータ搭載の場合-	1974年8月	松下 洸, 西村博史
TM-262	強力なフラップを用いた双発STOL機の風洞試 験(I)	1974年9月	北村清美, 高橋 侅
TM-263	境界層の常微分方程式の数値解法	1974年10月	楯 篤志, 井上建二
TM-264	単発STOL実験機に関する研究 -飛行試験計測装置の試作-	1974年10月	矢沢健司, 小野孝次 塚野雄吉
TM-265*	FJRエンジン用高压形セクタ燃焼器模型の実験(I)	1974年10月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-266	カルマンフィルターによる軌道および誘導誤差解 析のためのシミュレーションプログラム	1974年11月	村田正秋, 志甫 徹 吉田正廣
TM-267	ロケット搭載用VHF帯アンテナの研究報告	1974年11月	桜井善雄, 佐木誠夫 北原弘志, 長谷川貞雄 新田晃道, 綾部広一
TM-268	2噴流衝突型噴射器の微粒化に及ぼす周囲圧力の 影響	1974年12月	八柳信之
TM-269*	FJRエンジン用高压形セクタ燃焼器模型の実験(II)	1975年1月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-270	超音速に於ける円錐ボートテイル上の圧力係数	1975年1月	野溝国生

TM-271	ジェットエンジン低騒音化の研究 第二報 JR100H-1Pを用いたジェットエンジン消音の研究	1975年1月	鳥崎忠雄, 渡辺実 小林 紘, 武田克巳
TM-272	液滴模型前方よどみ領域拡散火炎の解析	1975年1月	田丸 卓, S. I. Abdel-Khalik & M. M. EL-Wakil
TM-273	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(II) - 燃焼ガスの化学平衡計算とNO濃度の計算 -	1975年1月	相波哲朗
TM-274	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(III) - NO _x の測定結果 -	1975年1月	鈴木邦男, 斎藤 隆 山田秀志, 平田 宏
TM-275*	ガスタービン燃焼器の設計プログラム(I)	1975年4月	鈴木邦男, 相波哲朗 田丸 卓
TM-276	冷却タービン翼根部の2次元光弾性試験	1975年5月	松末勝利, 橋本良作 米内山 誠
TM-277	1次方程式系の解法 - 係数行列が正定値である場合 -	1975年5月	福田正大, 末松俊二
TM-278	単発STOL実験機に関する研究 - 失速特性試験 -	1975年6月	小野孝次, 塚野雄吉
TM-279	偏心円孔を有する回転円板の応力 (2次元光弾性試験)	1975年6月	松末勝利, 米内山 誠 橋本良作
TM-280	有翼ロケットのサイド・ジェット超音速風洞実験	1975年7月	外立政隆
TM-281	液体ロケットエンジン(LOX-C ₂ H ₅ -OH)の着火システム改良	1975年7月	檜崎哲二, 荻原装千男 吉原正一
TM-282	燃料蒸発管に関する研究(IV) - 蒸発管付箱形燃焼器の特性 -	1975年8月	田丸 卓, 鈴木邦男
TM-283	三次元座標測定器の試作	1975年8月	染谷昭夫
TM-284	Review of Aeronautical Fatigue Investigations in Japan During the Last Years	Aug. 1975	Tadao KAMIYAMA Eiichi NAKAI Kazuyuki TAKEUCHI Soshiro IIDA
TM-285*	高圧燃焼器の研究(III) - 一次試作用アニュラ型燃焼器模型(CC20-0, CC20-1)の実験結果 -	1975年10月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-286*	ファン駆動用四段低圧タービン(LT-10C)の空力性能実験	1975年10月	山本孝正, 高原北雄 能瀬弘幸, 白井 弘 三村富嗣雄, 井上重雄
TM-287	VTOL 実験機模型に関するCTOLモードの風洞実験(I)	1975年11月	尾形吉和, 広末健一 北村清美, 村上義隆
TM-288	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(IV) - 一次燃焼領域模型による内部ガス濃度の測定 -	1975年12月	鈴木邦男, 江口邦久 斎藤 隆, 石井浅五郎 山田秀志
TM-289*	KEVLAR-29 複合材の強度と曲げ疲労強度	1975年12月	古田敏康, 野口義男 松嶋正道
TM-290*	フロント・ファンの研究開発	1976年2月	藤井昭一, 西脇英夫 五味光男
TM-291*	二段空冷軸流タービン(HT-10C)の空力性能実験(設計および冷却空気を流さない場合の実験結果)	1976年2月	山本孝正, 高原北雄 白井 弘, 井上重雄 三村富嗣雄
TM-292*	高圧燃焼器の研究(IV) - アニュラ型燃焼器模型(CC20-2)の実験結果 -	1976年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-293	ロケットプロペラントの理論性能 - 多項式近似式による表示 -	1976年3月	毛呂明夫, 鈴木和雄
TM-294	人工衛星の3軸制御実験 - デサチュレーション -	1976年3月	中島 厚, 村上 力
TM-295	液体ロケット推進薬の性能特性図	1976年3月	檜崎哲二, 荻原装千男 吉原正一
TM-296	ストラップダウン慣性航法用冗長センサ系の構成に関する考察	1976年3月	新宮博公, 大月正男
TM-297*	新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第1報 常圧性能試験)	1976年4月	田丸 卓, 鈴木邦男

TM-298*	FDS のアナログシミュレーション試験	1976年4月	田中敬司, 岡部正典 川原弘靖
TM-299*	高圧燃焼器の研究(V) -呼称# 07 ライナの試験結果-	1976年4月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-300	自動着陸用電気サーボ系の非線形シミュレーションモデルについて	1976年4月	永安正彦, 堀川勇壮

* 配布先限定

航空宇宙技術研究所資料300号

昭和51年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
