

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-194

直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差

—観測および制御システムの誤差の影響—

松島弘一・新田慶治

大坪孔治・志甫 徹

1970年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|----------|---|-----------|---|
| TR-171 T | Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave | Feb. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa |
| TR-172 | 高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定
Measurement of Dynamic Stability Derivatives of Cones and Delta-Wings at High Speed | 1969年2月 | 柳 沢 三 憲 |
| TR-173 T | Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer | Feb. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa |
| TR-174 | Navier-Stokes 方程式に対する差分法
Difference Method for Navier-Stokes Equation | 1969年6月 | 三 好 甫 |
| TR-175 | 低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について
—失速フラッタの研究 II—
Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers | 1969年6月 | 中村泰治, 磯貝紘二
江尻 宏 |
| TR-176 | 軸流回転機の翼の振動について
(I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布
On the Vibration of Turbomachine Blades
(I) Natural Frequency Mode and Stress Distribution | 1969年7月 | 宮地敏雄, 星谷昌二
祖父江 靖, 網干三郎
岩部柱相, 武田克己 |
| TR-177 | 固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究
—特性と小型モータによる実験—
Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors
—Characteristic Analysis and Small Motor Tests— | 1969年7月 | 五代富文, 湯沢克宜
伊藤克弥, 西村久雄 |
| TR-178 | 測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリックスに対する必要条件
Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Contrallable Set | 1969年7月 | 川 幡 長 勝 |
| TR-179 | テフロン非定常アブレーションの測定
Measurements of Transient Ablation of Teflon | 1969年8月 | 野 村 茂 昭 |
| TR-180 | 鈴鹿山脈付近における乱気流の観測
Measurements and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka | 1969年8月 | 竹内和之, 小野幸一
山根皓三郎, 岡 遠 一
外崎得雄 |
| TR-181 | 振動翼における表面非定常圧力の測定
—失速フラッタの研究(III)—
Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter | 1969年8月 | 中村泰治, 磯貝紘二
江尻 宏 |
| TR-182 | 点束縛のある板の振動について
On the Natural Vibration of Plates Restrained at Several Points | 1969年9月 | 塙 武 敏, 多田保夫
泉 日出夫, 越出慎一 |
| TR-183 | 軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究
—隙間のあるピン接合部—
Experimental Investigation of Strength of Axial Flow Compressor Blade Root
—Pin Joint Lug having Clearance between Pin and Pin Hole— | 1969年9月 | 池田為治, 山 岸 崇 |

直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差

—観測および制御システムの誤差の影響*—

松島弘一**・新田慶治***・大坪孔治***・志甫 徹**

Guidance Errors of the Guidance Systems Applying Explicit Guidance

—The Effects of the Navigation and Control Systems on the Guided Trajectory—

By Kōichi MATSUSHIMA, Keiji NITTA, Kohji OTSUBO
and Tōru SHIHO

The guidance error due to the navigation and control system's errors was investigated by conducting the digital simulation.

The following results are attained through these studies.

- (1) velocity measurement errors is most sensitive to the guidance function in comparison with other navigational errors.
- (2) the higher response of the attitude control dynamics including flight controller should be required for achieving the excellent orbit accuracy.
- (3) the effects of the navigation and control system's errors on the trajectory seem to be written by linear equation such as

$$\Delta\epsilon_T = \Delta\epsilon_N + \Delta\epsilon_c,$$

where $\Delta\epsilon_T$ is total guidance error and $\Delta\epsilon_N$ and $\Delta\epsilon_c$ represent guidance error due to navigational error and due to control system's error, respectively.

1. ま え が き

任意の目的の状態にロケットを確実に到達させるためには、誘導を行なうための適当な複合システムが不可欠なものとなる。この複合システムは機能のうえから観測 (Navigation)、誘導計算 (Guidance Computation)、制御 (Control) の三つのサブシステムに分けて考えることができる。これらの三つのサブシステムは非常に密接に関連しており、特にハードウェアの面から見ると分離することはむずかしいが、それぞれ基本的には次のような機能を持つと考えられる。

観測システム

速度、加速度、位置などの物理量をセンサによって観測し、宇宙飛しょう体のその時の状態を推定する。もっと一般的には誤差を含む観測値から最も確からしい状態を求めるために、確率統計論を応用し

たフィルタリングの手法が用いられる。したがってハードウェアとして加速度計、ジャイロ、六分儀、望遠鏡などのセンサやレーダのほかに、フィルタリングを行なうための計算機も必要になる。

誘導計算システム

観測システムからの情報を基にして、目的の状態に達するために何をなすべきかを決定する。この決定を行なうための方式には大きく分けて、摂動式誘導法と直接式誘導法の二つがあるが、いずれの方法も飛しょう体の速度ベクトルを修正するために必要な推力の方向や大きさなどを決定することに相異はない。方式によってその計算速度や記憶容量に対する要請は異なってくるが、いずれにしろ誘導計算を行なうための計算機が必要とされる。

制御システム

誘導システムからの指令を忠実に実行に移すためのシステムである。たとえば推力方向の制御は、飛しょう体が液体ロケットであればジンバル機構に固定されたエンジンを回転させることによって行な

* 昭和45年1月9日受付

** 計測部

*** 宇宙研究グループ

い、また固体ロケットであればジェットベーン、ノズルの回転、二次噴射等によって行なうわけであるが、その精度、応答性は観測、誘導計算システムに十分マッチしたものでなくてはならない。

以上の三つのサブシステムは閉ループを構成することにより、初めてその機能を達成するようになるが、これにはループを飛ばしう体の中で閉じる純慣性誘導システムと、地上の装置を通して閉じる電波慣性誘導システム、電波誘導システムの三つの方式がある。

この報告は電波慣性誘導システムについて検討したものである。誘導誤差を最終時における飛ばしう体の、目的の状態からのずれとすると、これは各システムの誤差の総合されたものであり、一方、各システムの誤差はそれがどのようなコンポーネントによって構成されるかにより異なってくるので、誘導誤差を求めするにはそれぞれのシステム構成に対して、個々に検討する必要性が生じてくる。誘導方程式についてはすでに誘導可能領域の比較的広い、直接式誘導法について発表しており³⁾⁴⁾、その方程式自身の誤差は繰返し間隔を0.1秒程度にとることによって、十分に小さくできるので、この方程式を用いた誘導システムに対して、観測システムの誤差または制御システムの動特性がどのような影響を与えるかを、運動が二次元の場合について、次のような順序で検討した。

- 1) ジャイロ、加速度計、レーダなどのコンポーネントの誤差と観測システムの誤差との関連を求める。
- 2) 推力角制御システムの応答遅れを、機体の運動を考慮して検討する。
- 3) 直接式誘導法を用いた誘導計算システムを含めて誘導システムを構成し、デジタル計算機により観測システムの誤差および制御システムの応答遅れがどのような影響を与えるかを、具体的モデルのシミュレーションによって検討する。

2. 記 号

A_b : 加速度計のバイアス誤差
 A_s : 加速度計のスケールファクタ誤差
 a : 加速度
 a_T : 加速度計による測定値
 B_b : ジャイロのバイアス誤差
 B_s : ジャイロのスケールファクタ誤差
 d : ロケットのジンバルからの重心位置
 e : レーダ局設置点からのレンジ角
 F : 推力

g_0 : 地球表面での重力加速度
 g : ロケットに作用する重力加速度
 g_T : 標点における重力加速度
 g^* : 平均化重力加速度
 H_1, H_2 : ハミルトニアン
 I : ロケットの慣性モーメント
 K_0 : アンプゲイン
 K_R : レートジャイロゲイン
 m : ロケットの質量
 R : 地球中心からロケットまでの距離
 R_0 : 地球半径
 R_r : 基準軌道における地球中心からロケットまでの距離
 r : レーダ局設置点からロケットまでのレンジ
 T : 燃料終了時間
 t : 時間
 V : ロケットの速度
 V_{ex} : 燃料排気速度
 V_r : 基準軌道上におけるロケットの速度
 $\xi_0 \sim \eta_0$: ロケットの発射地点に固定された地球中心の慣性座標系
 $\xi \sim \eta$: ロケットの位置を示す地球中心の回転直交座標系
 $\xi_f \sim \eta_f$: 誘導目標点に固定された地球中心の慣性座標系
 α : $\xi_0 \sim \eta_0$ 座標系における推力角
 β : レーダ局の径度
 γ : $\xi \sim \eta$ 座標系における径路角
 δ : $\xi_f \sim \eta_f$ 座標系における最適操作量
 ε : 制御システムの時定数
 ζ : 制御システムの減衰比
 θ : ロケットの迎角
 θ_c : 誘導計算システムによって決定される推力指令角
 θ_d : 推力方向と機体軸方向のずれ
 ϕ : 発射点から測ったレンジ角
 ϕ_T : 発射点から測った目標点のレンジ角
 ϕ^* : 平均化レンジ角
 ψ : ジャイロのドリフト角度
 χ : $\xi_f \sim \eta_f$ 座標系における推力角
 χ^* : $\xi_f \sim \eta_f$ 座標系における最適推力角
 ω_n : 制御システムの固有振動数
 τ : $-(m_0/m)$
 Δ : 誤差を表わす
 $(\cdot), (\ddot{\cdot})$: 一階および二階の時間微分

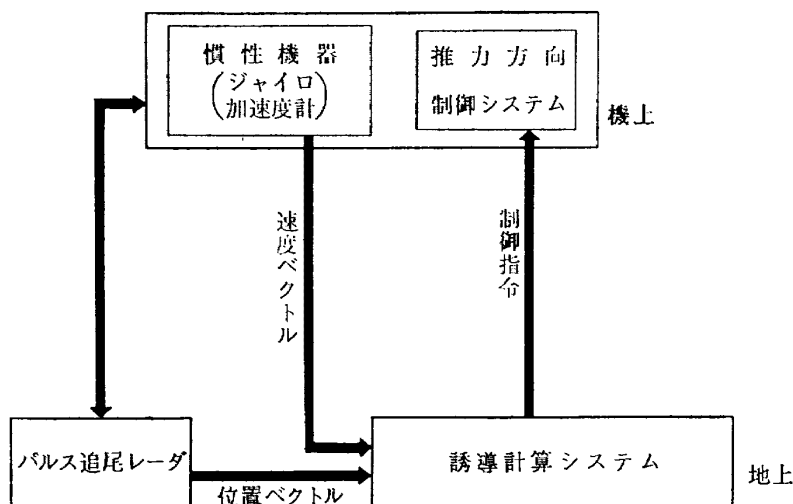


図1 電波慣性誘導システムの概略図

3. 観測システムの誤差

誘導システムには三つの方式があることについてまえがきのところで述べたが、ここでは次のような電波慣性誘導システムを想定した。図1に示したように、飛しょう体の位置はパルス追尾レーダによって検出し、一方速度ベクトルは機上の加速度計およびジャイロによって求める。これらの情報を基にして地上の計算機によって求めた誘導指令を、再びレーダを通し機上の制御システムに送る。したがって観測システムの誤差は大きくわけて位置誤差、速度誤差、コンポーネント誤差の三つが考えられる。

位置誤差

図2において、 P 点をレーダ設置点とし、そこで測定されたロケットのレンジ角および距離をそれぞれ r, e のすると、 $\xi_0 \sim \eta_0$ 座標系から見たロケットの位置は次のように表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \xi_0 &= R_0 \sin \beta + r \cos(e - \beta) \\ \eta_0 &= R_0 \cos \beta + r \sin(e - \beta) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

いま簡単のため、地球半径 R_0 、緯度 β の測定には誤差がないとし、 r および e の測定誤差を互に独立なものとして、 ξ_0, η_0 を次の関数で表わす。

$$\left. \begin{aligned} \xi_0 &= f_1(r, e) \\ \eta_0 &= f_2(r, e) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

これらの変分をとると次のようになる。

$$\begin{aligned} \Delta \xi_0 &= \frac{\partial f_1}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial f_1}{\partial e} \Delta e \\ &= \cos(e - \beta) \cdot \Delta r - r \sin(e - \beta) \cdot \Delta e \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \Delta \eta_0 &= \frac{\partial f_2}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial f_2}{\partial e} \Delta e \\ &= \sin(e - \beta) \cdot \Delta r + r \cos(e - \beta) \cdot \Delta e \end{aligned} \quad (4)$$

ここで地球中心から測ったロケットまでの距離 R および発射点からのレンジ角 ϕ を求めると、図2から

$$\left. \begin{aligned} R &= \sqrt{\xi_0^2 + \eta_0^2} \\ \phi &= \tan^{-1} \frac{\xi_0}{\eta_0} \quad (0 < \phi < \pi/2) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

これらの変分をとると、

$$\begin{aligned} \Delta R &= \frac{\partial R}{\partial \xi_0} \Delta \xi_0 + \frac{\partial R}{\partial \eta_0} \Delta \eta_0 \\ &= \frac{\xi_0 \Delta \xi_0 + \eta_0 \Delta \eta_0}{\sqrt{\xi_0^2 + \eta_0^2}} \\ \Delta \phi &= \frac{\partial \phi}{\partial \xi_0} \Delta \xi_0 + \frac{\partial \phi}{\partial \eta_0} \Delta \eta_0 \end{aligned} \quad (6)$$

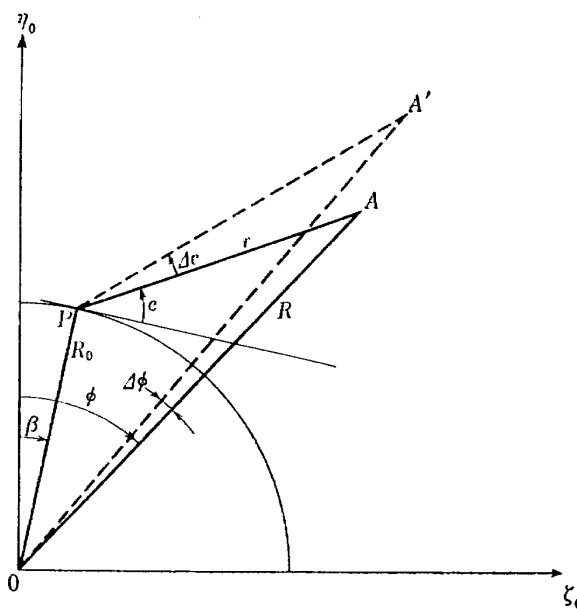


図2 レーダによる観測
 A : ロケットの位置 r : レンジ
 A' : 観測によるロケットの位置 R_0 : 地球の半径
 P : 発射点 R : 地球中心からのレンジ
 e : 発射点からの迎角 β : 発射点の緯度

図2 レーダによる観測

$$= \frac{\eta_0 \Delta \xi_0 - \xi_0 \Delta \eta_0}{\xi_0^2 + \eta_0^2} \quad (7)$$

したがって、(3)、(4)および(6)、(7)から、レーダ誤差を代入してロケットのレンジおよびレンジ角の誤差を求めることができるが、実際にシミュレーションを行なう場合には、図3(a)、(b)に座標系を示すように、まず観測システムの誤差は $\xi_0 \sim \eta_0$ 座標系、誘導方程式は $\xi_f \sim \eta_f$ 座標系で表わされるが、ロケットの運動方程式は $\xi \sim \eta$ の回転座標系で表わされる。したがって r, e, ξ_0, η_0 などの量は $\xi \sim \eta$ 系で表わされたロケットの状態を $\xi_0 \sim \eta_0$ 系に座標変換することによって求める。

速度誤差

加速度計、レーダの測定誤差およびジャイロドリフトによって生じる速度誤差 ΔV は、加速度測定誤差を Δa とすると

$$\Delta V = \int \Delta a dt \quad (8)$$

と表わせる。ここでジャイロドリフトを小さいと考えると加速度誤差は次のようになる。

$$\Delta a = \Delta a_T + \Delta g - [\dot{\phi} \cdot a_T] \quad (9)$$

ここで $a_T, \Delta a_T$ は加速度計による測定値とその誤差、 ϕ は加速度計取付け軸(ステーブルプラットフォーム)のドリフト角で反時計回りを正とし、 Δg はレーダによる高度の測定誤差に起因する重力加速度の誤差である。

ここで二次元($\xi_0 \sim \eta_0$ 座標系)に限定して考え、(7)式を成分の式に直してみると、 ϕ については $\xi_0 \sim \eta_0$ 面に垂直な軸まわりの回転成分を ϕ とおいて

$$\left. \begin{aligned} \Delta a_{\xi_0} &= \Delta a_{T\xi_0} + \Delta g_{\xi_0} - \dot{\phi} a_{T\eta_0} \\ \Delta a_{\eta_0} &= \Delta a_{T\eta_0} + \Delta g_{\eta_0} + \dot{\phi} a_{T\xi_0} \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

となる。

ジャイロおよび加速度計のバイアス誤差および加速度の大きさに関する誤差をそれぞれ B_b, B_s, A_b, A_s と表わすとジャイロドリフトおよび加速度の測定誤差は

$$\phi = \int B_s a_{T\eta_0} dt \pm B_b t \quad (11)$$

$$\left. \begin{aligned} \Delta a_{T\xi_0} &= \int A_s a_{T\xi_0} dt \pm A_b t \\ \Delta a_{T\eta_0} &= \int A_s a_{T\eta_0} dt \pm A_b t \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

となる。

またレーダの測定に誤差があるために生じる重力の誤差は

$$\begin{aligned} \Delta g &= -g_0 \frac{R_0^2}{(R + \Delta R)^3} (R + \Delta R) + g_0 \frac{R_0^2}{R^3} R \\ &\doteq -g_0 \frac{R_0^2}{R^3} \left[\Delta R - 3 \frac{(R \cdot \Delta R)}{R^2} R \right] \quad (13) \end{aligned}$$

となるから、これを成分で表わすと

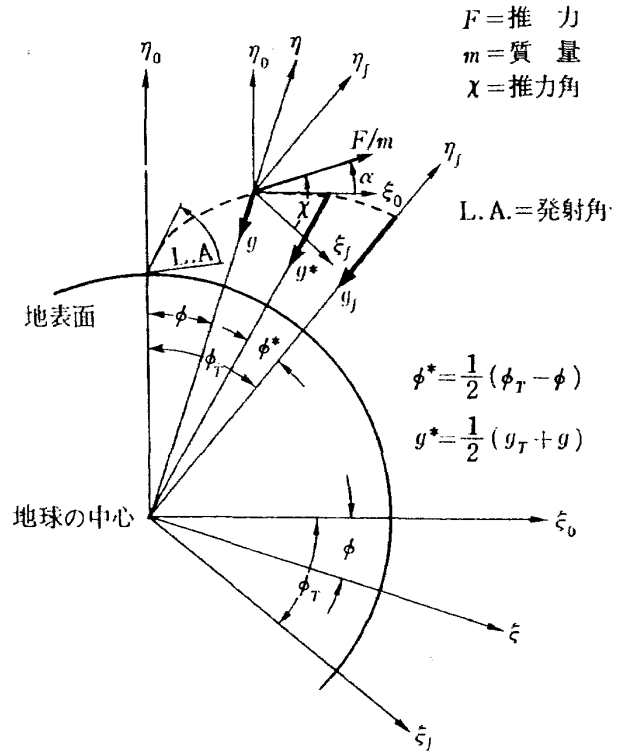


図3(a) 座標系図

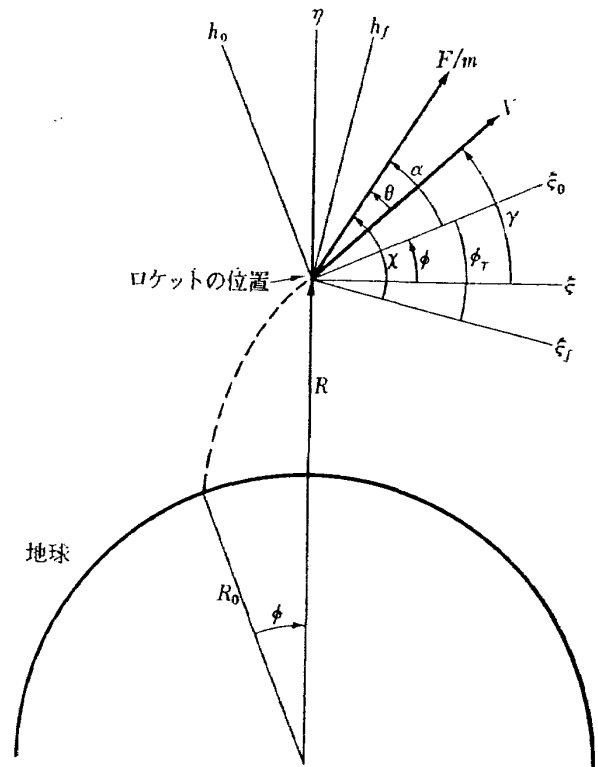


図3(b) ロケットの推力方向および速度ベクトルと各座標間関係

表 1 パルス追尾レーダの誤差

	角度誤差 (deg.)		距離誤差 (m)	
	定常分	ノイズ分	定常分	ノイズ分
レーダ系のメカニズムに起因する誤差	0.01	0.01	7.0	6.0
電波の特性および飛しょう体の運動に起因する誤差	0.01	0.001	5.0	1.0
RMS 誤差	0.01	0.01	8.6	6.1

表 2 加速度計およびジャイロの誤差

加速度計誤差	加速度に関する誤差	$2.0 \times 10^{-5}\%$
	バイアス誤差	$2.0 \times 10^{-5}G$
ジャイロ誤差	加速度に関する誤差	$0.7^\circ/\text{hr}/g$
	バイアス誤差	$0.1^\circ/\text{hr}$

$$\left. \begin{aligned} 4g_{\xi_0} &= -g_0 \left(\frac{R_0^2}{R^3} \right) \left[4\xi_0 - \frac{3}{R^2} \xi_0 (\xi_0 4\xi_0 + \eta_0 4\eta_0) \right] \\ 4g_{\eta_0} &= -g_0 \left(\frac{R_0^2}{R^3} \right) \left[4\eta_0 - \frac{3}{R^2} \eta_0 (\xi_0 4\xi_0 + \eta_0 4\eta_0) \right] \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

コンポーネントの誤差

一つのレーダ局で飛しょう体の位置を直接的に検出し得るという利点を持つパルス追尾レーダシステムにおいては、伝ぱん径路内の電波の屈折、減衰、位相偏倚等を生じさせる大気層、電離層の存在は無視できない。したがって誤差の原因を大きく、レーダシステムの装置自体と電波の伝ぱん特性の変動に分けて考えると、分献 6) におけるデータを参考にして表 1 のようになる。前者にはメカニカルな部分の不備などによる定常誤差と、地上の熱雑音によるジッタや風などによるノイズ分があり、後者には、さらに大気の屈折率や飛しょう体の加速度運動による誤差もある。

一方、ジャイロおよび加速度計の誤差については、現在のわが国の技術水準で期待できるものとして、表 2 に示すような値を用いた。

4. 推力角制御システムの応答性

誘導計算システムにおいて決定された推力角の指令は、エンジンアクチュエータによって実行されるわけであるが、ここでは簡単に図 4 に示されるような制御システムを仮定した。ここで推力角 θ_d はジンバル角

度センサによって測定し、角速度 $\dot{\theta}$ はレートジャイロによって求める。制御システム作動とそれによる機体の応答を考える場合、エンジンアクチュエータの特性、ジンバル角度センサの誤差、機体のたわみ、燃料のスロッシング等を考慮する必要があるが、ここでは、アクチュエータや角度センサは理想的に作動するとし、機体は完全剛体としての運動のみを扱った。

空気力を無視すると図 4 に示したロケットのピッチ面の運動は θ_d を小さな量とし、 I 、 d を固定して考えると図 5 から

$$I\ddot{\theta} = Fd\theta_d \quad (15)$$

また図 4 から

$$\theta_d = K_D(\theta_c - \theta) - K_R\dot{\theta} \quad (16)$$

したがって(15)と(16)式から

$$\ddot{\theta} + K_R \frac{Fd}{I} \dot{\theta} + K_D \frac{Fd}{I} (\theta - \theta_c) = 0 \quad (17)$$

しかし実際には、慣性モーメント I もロケットの終端から重心までの距離 d も、エンジンが燃焼している間は時間とともに変わる。したがって I や d は時間の関数になるわけで、制御システムの応答性を一定に保つには、変化する I や d に対応して常に K_D や K_R を変化させなければならないが、これを実現することは困難である。そこでシミュレーションにおいても、 I や d はロケットの発射後の適当な時間の値に固定し、ロケットの各段をそれぞれ定常な系と仮定すると(17)式から固有振動数 ω_n 、減衰比 ζ 、時定数(振幅が初期値の $1/2.718$ に減衰する時間) ϵ はそれぞれ次のように

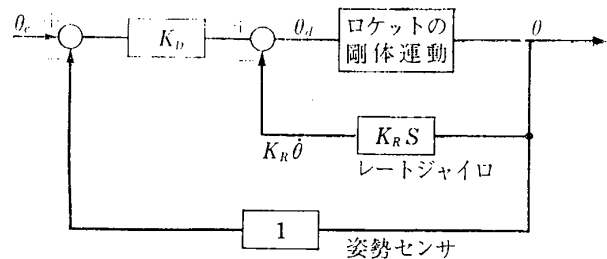


図 4 推力角制御システム (ピッチ面)

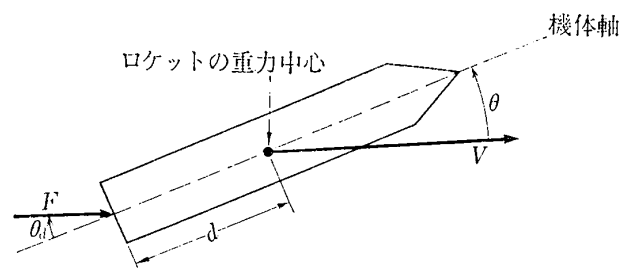


図 5 ロケットの剛体としての図

なる。

$$\omega_n = \sqrt{\frac{K_D F d}{I}} \quad (18)$$

$$\zeta = \sqrt{\frac{K_R^2 F d}{4 K_D I}} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \epsilon &= \frac{1}{\zeta \omega_n} \\ &= \frac{2I}{K_R F d} \end{aligned} \quad (20)$$

5. 誘導計算システム

ロケットの誘導法および誘導方程式については、文献 2) および 4) に詳しく述べてあるので、ここではその概要について説明する。ロケットの運動および誘導方程式は (i)~(iv) に示した仮定のもとで扱い、それらを記述する座標系は図 3 に示した。

- (i) 二次元運動とする。
- (ii) 空気力を無視する。
- (iii) 質点計算として扱う。
- (iv) 推力を一定とする。

これらの仮定のもとで、運動方程式 $\xi \sim \eta$ は座標系で次のように書き表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \left(\frac{F}{m} \right) \cos(\alpha + \phi - \gamma) - g_0 \left(\frac{R_0}{R} \right)^2 \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{V} \left\{ \left(\frac{F}{m} \right) \sin(\alpha + \phi - \gamma) - g_0 \left(\frac{R_0}{R} \right)^2 \cos \gamma \right\} + \dot{\phi} \\ \dot{R} &= V \sin \gamma \\ \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma}{R} \\ \dot{m} &= - \frac{F}{g_0 I_{SP}} \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

一方、誘導方程式はある初期点から、固定された終端点における速度ベクトルおよび高度の目標を、燃料最少で達成するための最適制御を求めるわけであるが、その最適推力制御角は次の二段階に分けて決定される。まず、ある初期点から目標の速度ベクトルに最少燃料で到達するための推力角 χ^* の決定。これは推力一定であるから、最短時間制御に等しくなる。次に目標速度ベクトルを達成したときに、同時に高度の目標も達成するよう推力角に付加項として δ を加え、その量を最少にする。したがって推力制御角 χ は

$$\chi = \chi^* + \delta \quad (22)$$

として与えられる。

ここで

$$\left. \begin{aligned} \chi^* &= \tan^{-1}(b/a) \\ a &= \dot{\xi}_{fT} - \dot{\xi}_{f0} - g^* T \sin \phi^* \\ b &= \dot{\eta}_{fT} - \dot{\eta}_{f0} + g^* T \cos \phi^* \\ g^* &= (g_T + g)/2 \\ \phi^* &= (\phi_T - \phi)/2 \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

$$\left. \begin{aligned} \delta &= \frac{d - ct}{2(\tau - t)} V_{ex} \cos \chi^* \\ c &= \frac{2}{(V_{ex} \cos \chi^*)^2} \cdot \frac{A}{B} \\ d &= \left\{ \tau - \frac{\tau(\tau - T)}{T} \log \frac{\tau}{\tau - T} \right\} \frac{2}{(V_{ex} \cos \chi^*)^2} \cdot \frac{A}{B} \\ A &= \eta_{fT} - \eta_{f0} - \dot{\eta}_{f0} T + \frac{1}{2} g^* T^2 \cos \phi^* \\ &\quad - V_{ex} \sin \chi^* \left\{ T - (\tau - T) \log \frac{\tau}{\tau - T} \right\} \\ B &= T - \frac{\tau(\tau - T)}{T} \left\{ \log \frac{\tau}{\tau - T} \right\}^2 \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

6. シミュレーションの方法

観測システムおよび制御システムについて 3~4 節で述べたが、それらを誘導計算システムと結びつけたシミュレーションの過程を図 6 のブロック図によって示した。まずロケットの状態を表す高度 R 、レンジ角 ϕ 、速度 V の観測システムによる測定誤差は (6)~(7) および (8)~(14) の各式によって求められる。また径路角 γ ($\xi \sim \eta$ 座標系からみた速度ベクトルの方向) の測定誤差 $\Delta \gamma$ は、(7) 式から求められるレンジ角誤差 $\Delta \phi$ と (11) 式で与えられるジャイロドリフト角 ϕ の和として求められる。

運動方程式を計算して得られた状態量に、これらの誤差を付加したものが入力として誘導計算システムに入り、目標への最適推力制御角 θ_e が決められる。また制御システムの応答性の影響を考慮するために、式 (17) を解いて得られる θ を、推力角制御システムの入力 θ_e に対する機体の応答と考える。この θ はロケットの次の状態を決めるための初期値として、運動方程式に入る。この繰返し計算を 0.1 秒間隔で行なった。なお観測システムの誤差あるいは制御システムの応答性の一方だけを考慮した場合についても、その過程を点線で図 6 に示した。

ここで座標系について整理してみると、3~5 節で述べたように、観測システムは $\xi_0 \sim \eta_0$ 系、推力制御システムおよび運動方程式は $\xi \sim \eta$ 系、誘導計算システムは $\xi_f \sim \eta_f$ 系とそれぞれ異なった座標系をとっている。そこで、これらのシステムを結合してシミュレ

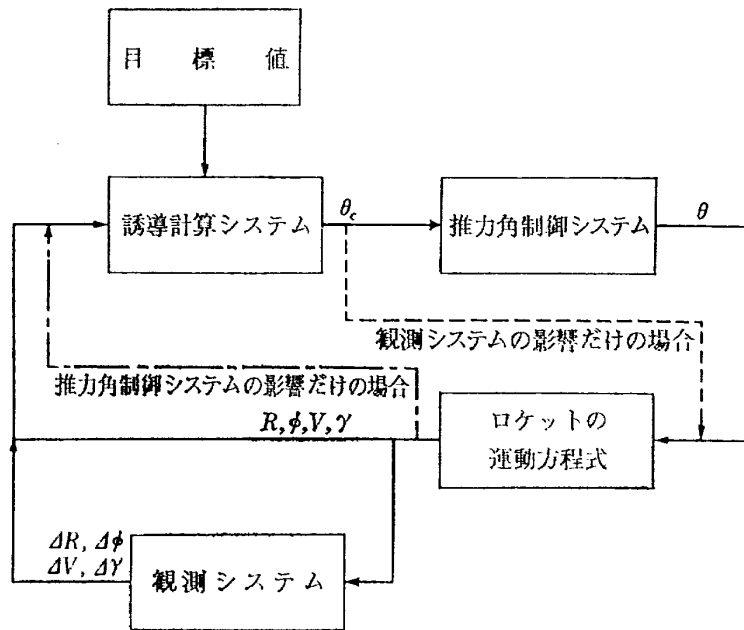


図 6 シミュレーションのブロック図

シミュレーションを行なう場合には座標変換をしなければならない。各座標系の変換式は次のようになる。

$$\left. \begin{aligned} \xi &= 0 \\ \eta &= R \\ \dot{\xi} &= 0 \\ \dot{\eta} &= \dot{R} \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

なお以下の計算で、図 3 (b) からわかるように $\dot{R} = V \sin \gamma$, $R\dot{\phi} = V \cos \gamma$ とおくことができる。

$$\left. \begin{aligned} \begin{pmatrix} \xi_0 \\ \eta_0 \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \cos \phi & \sin \phi \\ -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \dot{\xi}_0 \\ \dot{\eta}_0 \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \cos \phi & \sin \phi \\ -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{pmatrix} + \dot{\phi} \begin{pmatrix} -\sin \phi & \cos \phi \\ -\cos \phi & -\sin \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

$$\left. \begin{aligned} \begin{pmatrix} \xi_f \\ \eta_f \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \cos(\phi_T - \phi) & -\sin(\phi_T - \phi) \\ \sin(\phi_T - \phi) & \cos(\phi_T - \phi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \dot{\xi}_f \\ \dot{\eta}_f \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \cos(\phi_T - \phi) & -\sin(\phi_T - \phi) \\ \sin(\phi_T - \phi) & \cos(\phi_T - \phi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{pmatrix} \\ &+ \dot{\phi} \begin{pmatrix} \sin(\phi_T - \phi) & \cos(\phi_T - \phi) \\ -\cos(\phi_T - \phi) & \sin(\phi_T - \phi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

また誘導計算システムにおいて決定される推力制御角 χ は、図 3 (b) からわかるように次の式によって θ_c に変換される。

$$\theta_c = \chi - \gamma - \phi_T + \phi \quad (28)$$

また想定したロケットおよびそのミッションのモデルは文献 1)~5) とまったく同じもので、表 3、図 7 にその諸元および V-H 平面における飛しょう径路を示した。これは二段ロケットで、0.5 トンのペイロ

ードを高度 460km の円軌道にのせるものである。一段目は打上げ70秒後（高度が約 35km で空気の影響をほとんど無視できる）に誘導を始め 100 秒後の一段目の燃焼終了時で停止し、275 秒のコースティング後二段目の点火とともに誘導を開始し、63 秒後のインジェクションまで行なうものである。

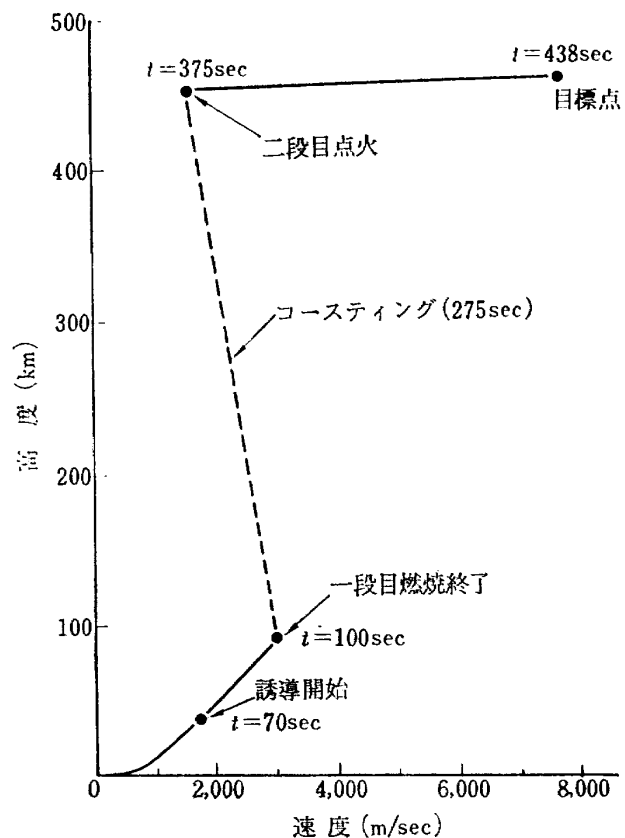


図 7 V-H 平面における飛しょう径路

表 3 ロケットの諸元

	一段目	二段目
推 力	150 トン	75 トン
比 推 力	300 秒	300 秒
質 量	70 トン	18 トン
燃 料	50 トン	15.75 トン
燃 焼 時 間	100 秒	63 秒
機 体 の 真 径	1 m	1 m
機 体 の 長 さ	20.65 m	7.45 m
発 射 角	70 度	

7. 結果と検討

前節までに述べたシミュレーションによって、観測システムだけに誤差がある場合、制御システムの応答性だけを考慮した場合および両方を同時に考慮した場合についての結果と検討を以下に行なう。

(i) 観測システムに誤差がある場合

表2に示したコンポーネントの誤差によって、観測システムに生じる高度誤差 ΔR および速度誤差 ΔV は、それぞれ式(6)、(8)によって与えられるが、これらがロケットの飛しょう中に変化していく様子を図8に示した。またこの図には示していないが、式(7)および(11)式から求められるレンジ角誤差 $\Delta\phi$ とジャイロドリフト ϕ は、一段目の終わりでそれぞれ 0.0001° 、 0.0366° 、インジェクションのときで 0.00001° 、 0.0196° であった。

まず観測システムにだけ誤差があった場合のロケットの運動の様子を図11~18に示した。横軸に各段の目標までの Time-to-go をとり、速度および高度の基準軌道における値からのずれを縦軸に描いた。 ΔV 、 ΔR は各時点での観測システムによる速度および高度の測定誤差を表わす。一段目で図9、図11からわかるように速度誤差が正のときには、ほぼ観測誤差の範囲

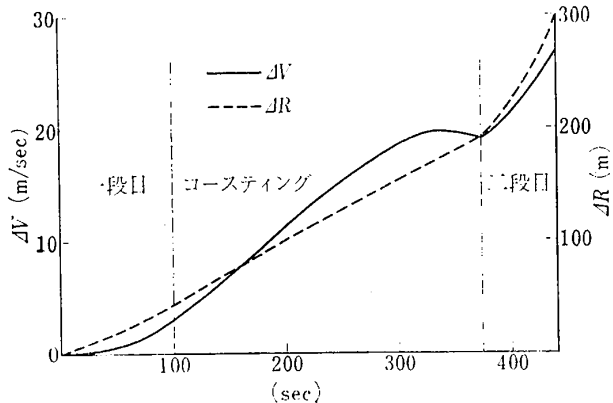


図 8 観測システムの誤差

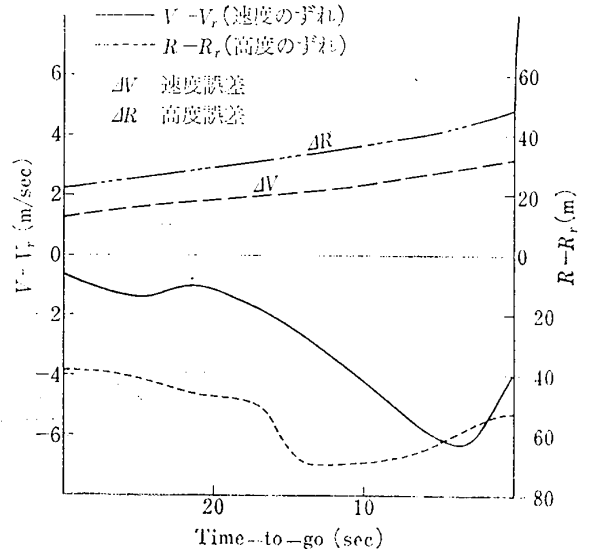


図 9 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (一段目)

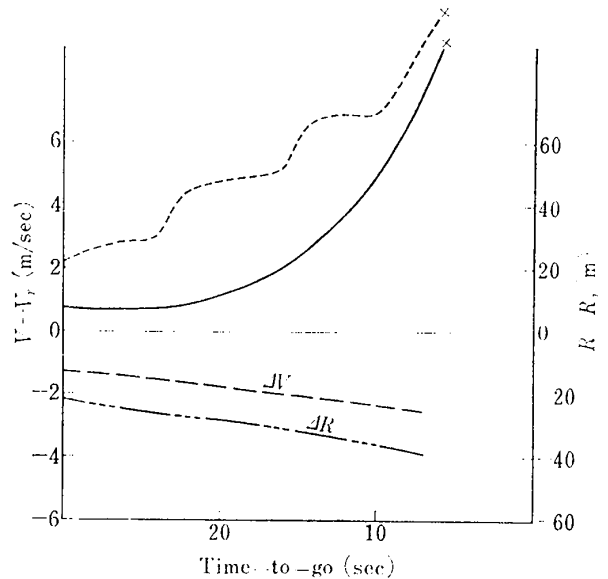


図 10 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (一段目)

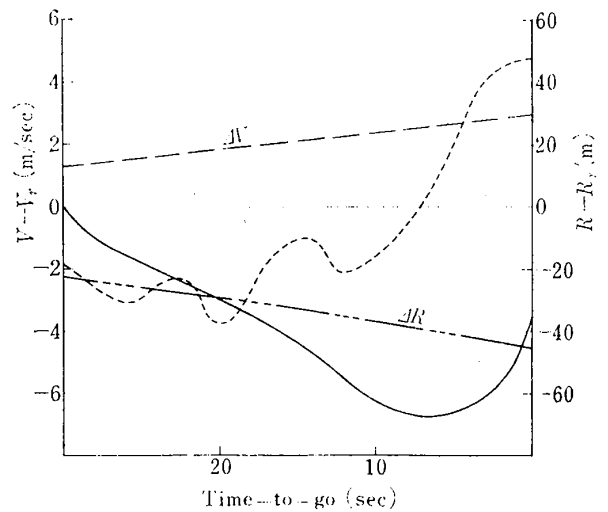


図 11 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (一段目)

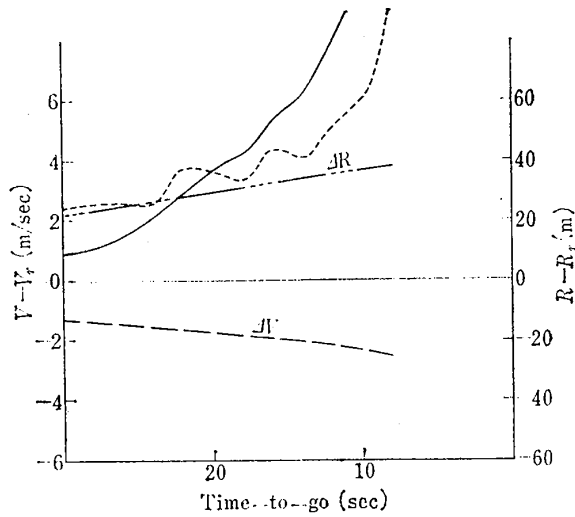


図 12 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (一段目)

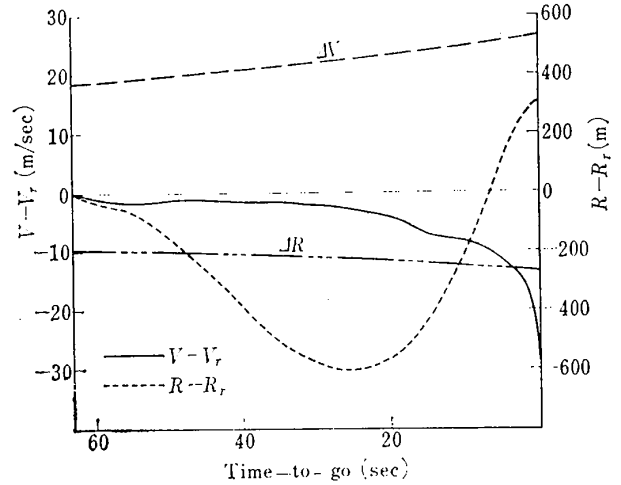


図 15 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目)

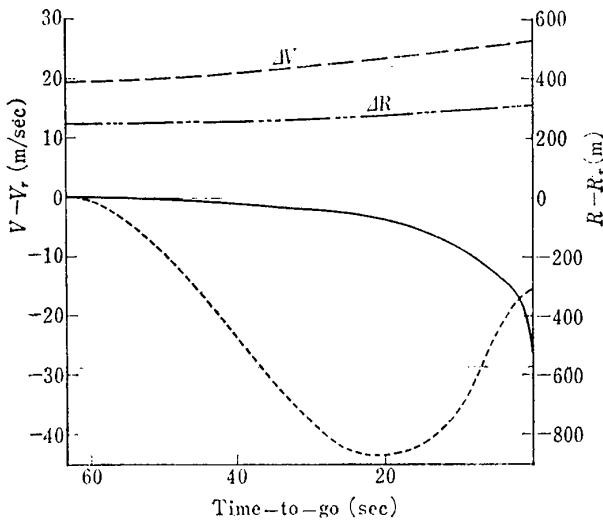


図 13 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目)

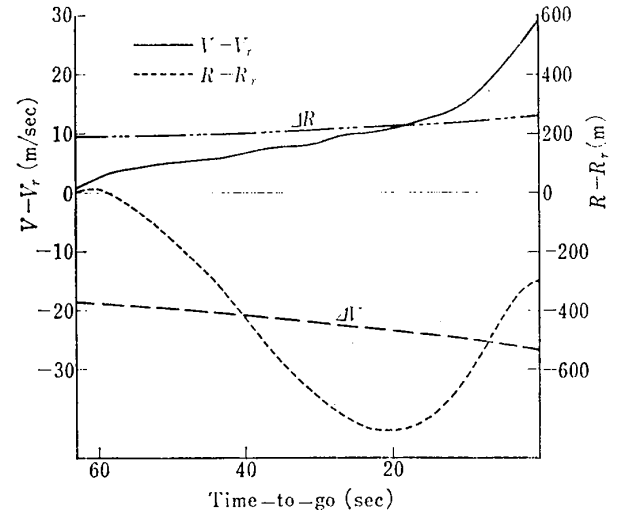


図 16 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目)

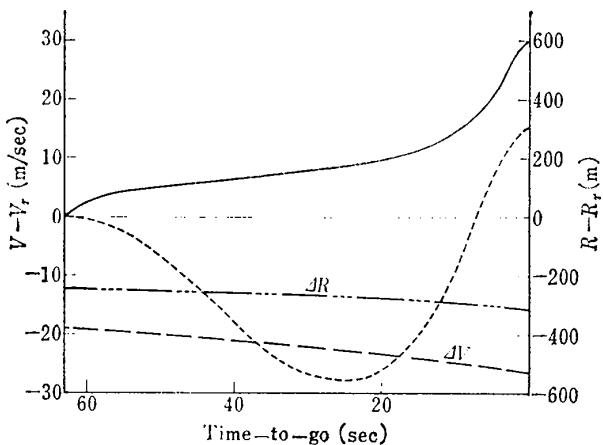


図 14 観測システムに誤差があるときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目)

で最終点に誘導できるが、負のときには図10, 図12に示したように誘導機能が途中で停止する。これは蓄積された誤差によって誘導可能領域²⁾を越えてしまうためで、5節に述べたようにこの誘導方程式がまず速度ベクトルを一致させるための推力角を求め、つぎに高度を一致させるための付加項を最小にするという基本的問題に起因している。しかし図13~16よりわかるように、二段目ではこの程度の観測誤差であれば、その範囲内で十分目標値に到達できる。

また文献 2) および 4) に詳しく報告したように、二段目の誘導開始時における速度および高度誤差の許容範囲はかなり広い。このことから最後のインジェクションに焦点をせばれば、一段目はあえて誘導を行なう必要がなく、ここで想定した程度のコンポーネント

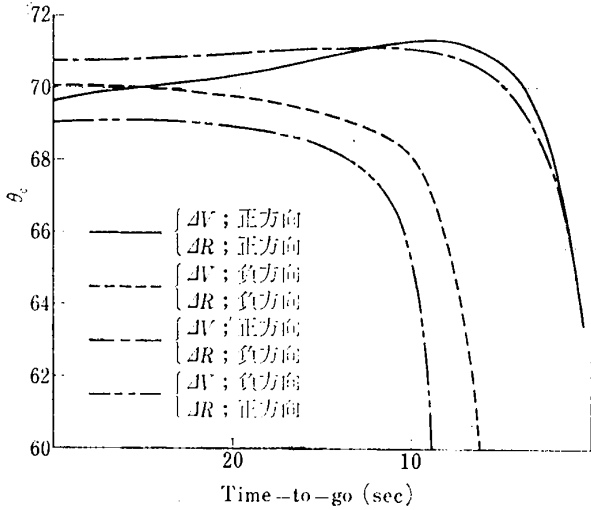


図 17 観測システムに誤差があるとき、誘導システムで決定される推力方向指令角の変化 (一段目)

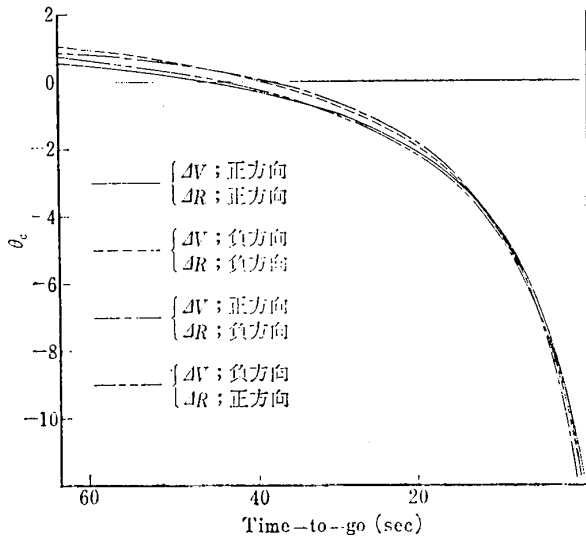


図 18 観測システムに誤差があるとき、誘導システムで決定される推力方向指令角の変化 (二段目)

の誤差であれば、誘導機能に対する影響もほとんどなく、したがって最終点での誤差もほぼ観測システムの誤差に一致している。

一方推力方向の指令角 θ_c がどのような値にきまっていくなかを図17および図18に示した。これからわかるように Time-to-go が小さくなるにしたがって推力指令角は変化が大きくなり、一段目では速度誤差が正方向であれば、シミュレーションでは誘導可能であっても、Time-to-go が4~5秒以下になると制御指令角が非常に急激に変化し、実際上では制御系の追従が不可能になる。このような現象は二段目でも同様に見られるが、その変わり方は一段目に比較してかなりゆっくりとしている。

(ii) 姿勢制御システムの応答性を考慮した場合

姿勢制御システムの応答性については4節で説明したが、図4におけるアンプゲイン K_D およびレートジャイロゲイン K_R を変えて、(20)式で表わされたシステムの時定数が0.5~5.0秒の範囲にあるとき、制御命令に対する応答遅れがロケットの運動にどのような変化をもたらし、また誘導機能にいかなる変化を与えるかをシミュレーションによって調べた。誘導開始時におけるロケットの姿勢角が予定通りであればあまり問題ではないが、予定値よりもずれていたとき、以後の指令推力角と実際の角度の関係はどのようなになるか、ロケットの高度や速度ベクトルが基準軌道におけるそれらの値からどのようにずれていくか、またそれらが誘導機能にどのような影響を与え、したがって決定さ

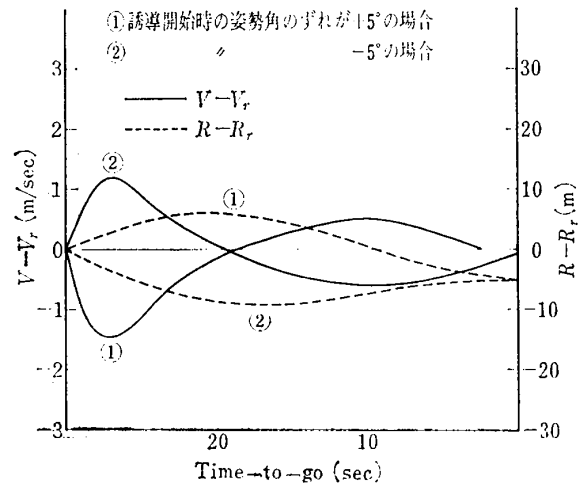


図 19 (a) 制御システムの応答性を考慮したときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目、時定数1秒)

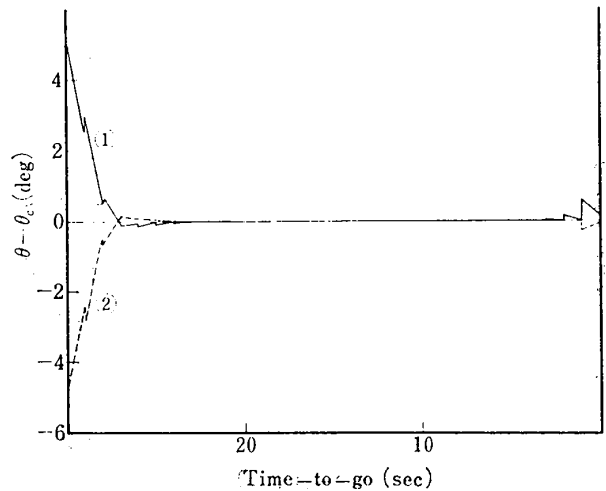


図 19 (b) 推力角の制御指令量と実際量との差 (一段目、時定数1秒)

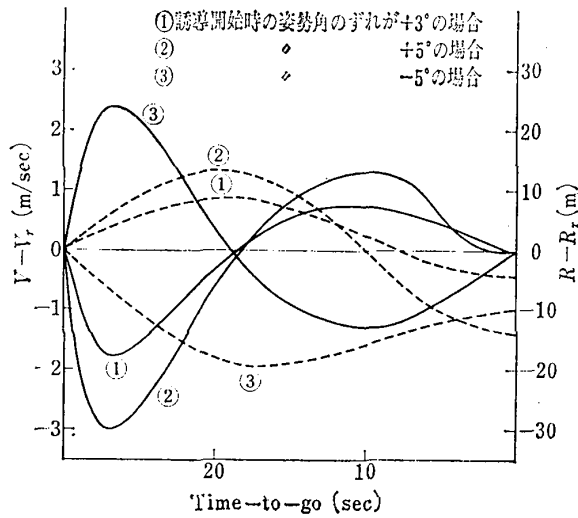


図 20 (a) 制御システムの応答性を考慮したときの速度および高度の基準値からのずれ (一段目, 時定数 2 秒)

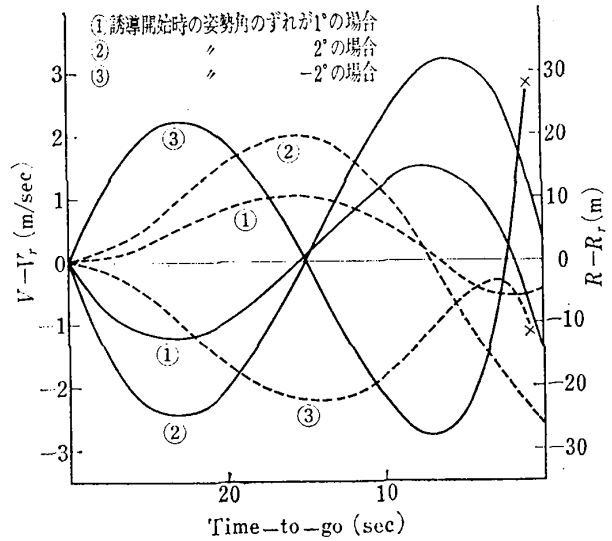


図 21 (a) 制御システムの応答性を考慮したときの速度および高度の基準値からのずれ (一段目, 時定数 5 秒)

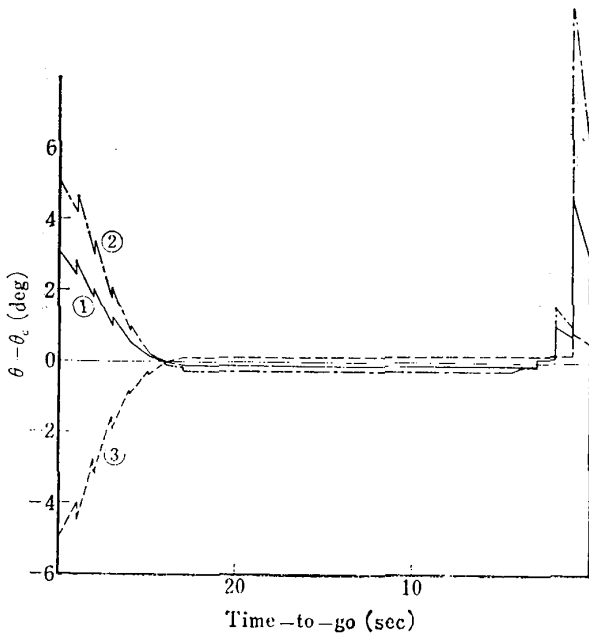


図 20 (b) 推力角の制御指令量と実際量との差 (一段目, 時定数 2 秒)

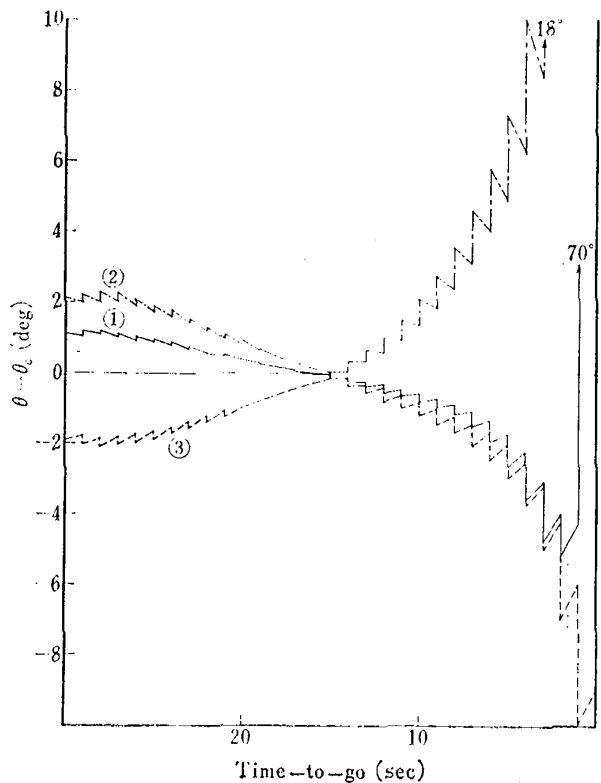


図 21 (b) 推力角の制御指令量と実際量との差 (一段目, 時定数 5 秒)

れる指令角がどのようになるかなどの問題についてシミュレーション実験を行なった。その結果を図19~24に示した。

各図の (a) は高度および速度ベクトルの大きさの基準値からのずれ, (b) は推力角における指令値と実際値との差 $\theta - \theta_c$ を描いたものである。一段目では推力も大きく, 制御システムに対する要請もきびしくなり, 時定数が 5 秒ぐらいになると, 最初の姿勢角のずれが 2° 程度であっても, R, V の基準値からのずれは相当に大きくなる。また $\theta - \theta_c$ の値も, 制御システム

の時定数の大きさによって変わり方は異なるが, Time-to-go が小さくなるにしたがって, 急激に大きくなる傾向にある。これは制御指令角が急激に変わるために, 実際に機体がそれに応答することが困難になっていくことを示している。このような現象は初期の姿勢角のずれがあれば, 大小の差はあっても必ず起り, また時定数が 1 秒や 2 秒の小さな場合にも, Time-to-go

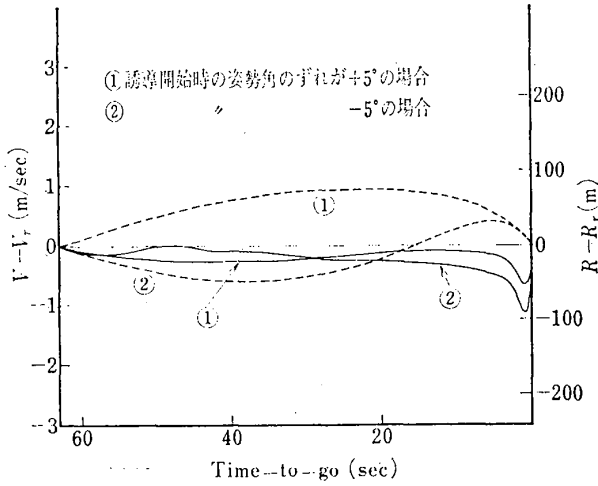


図 22 (a) 制御システムの応答性を考慮したときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目, 時定数 1 秒)

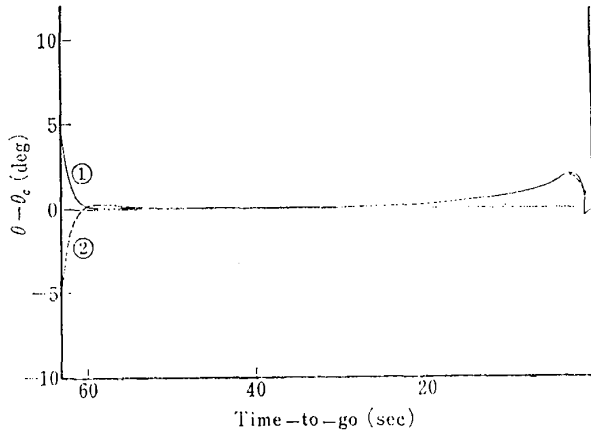


図 22 (b) 推力角の制御指令量と実際量との差 (二段目, 時定数 1 秒)

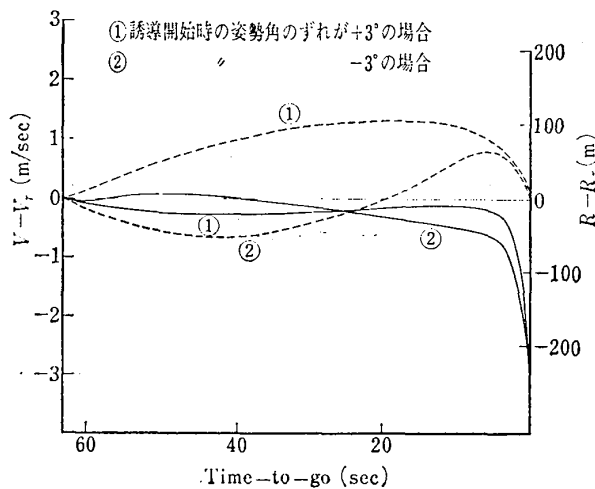


図 23 (a) 制御システムの応答性を考慮したときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目, 時定数 2 秒)

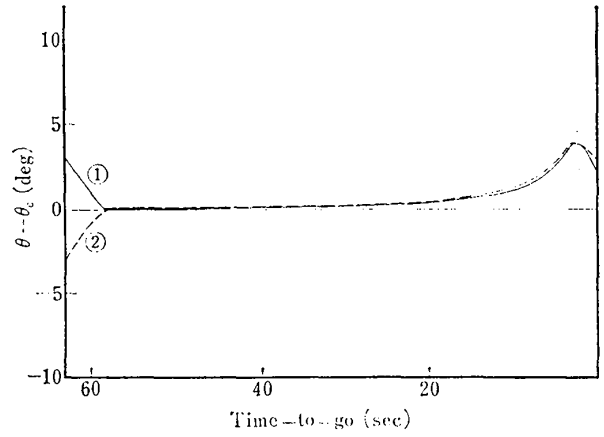


図 23 (b) 推力角の制御指令量と実際量の差 (二段目, 時定数 2 秒)

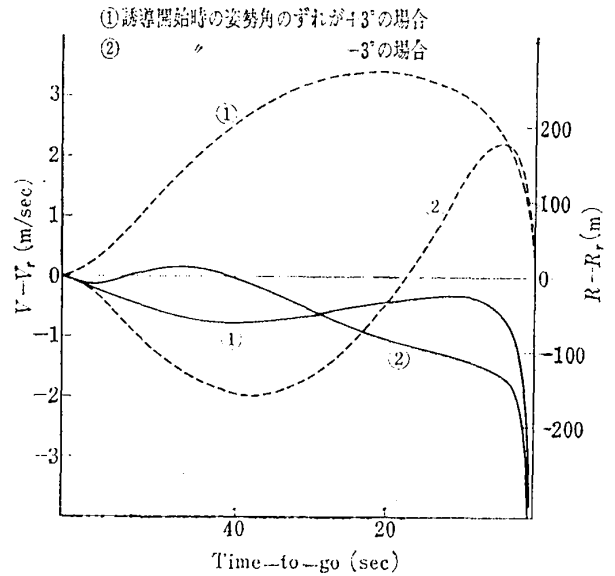


図 24 (a) 制御システムの誤差を考慮したときの速度および高度の基準値からのずれ (二段目, 時定数 5 秒)

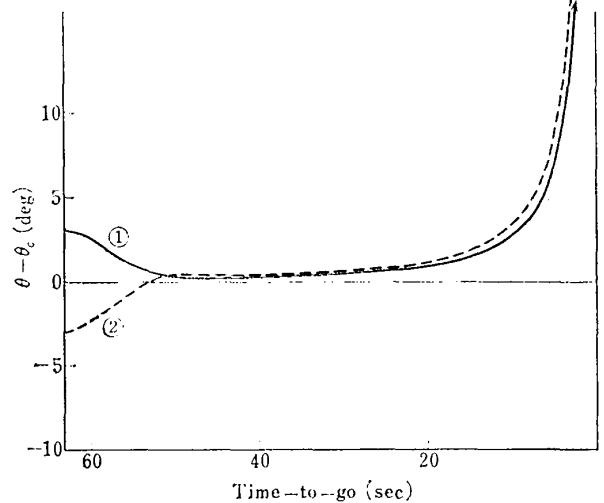


図 24 (b) 推力角の制御指令量と実際量との差 (二段目, 時定数 5 秒)

が2秒以下になった場合に同様に生じる。実際に誘導を行なう場合にはむしろ Time-to-go が数秒以下になったら、誘導指令を停止しそのままの姿勢でインジェクションした方が適当であろう。二段目についての結果も一段目の場合と同じような傾向を示しており、Time-to-go が数秒以下になると制御指令角が急に大きく変化する。また誘導開始時における姿勢角のずれが大きいと、途中で誘導が不可能になってしまう。図24~26に時定数が1秒のときはずれの大きさが±5度、2秒および2秒のときは±3度（一段目では2度）の場合におけるシミュレーション結果を示した。

一方インジェクション時における速度および高度の誤差に着目してみると、それらは比較的小さくなり、高度はほとんど誤差がなく、速度も0.01~0.1%以下の誤差である。

(iii) 観測システムの誤差と制御システムの応答性の両方を考慮した場合

両システムの誤差の影響を同時に入れてシミュレーションを行なった結果を、図25~30に示した。しかし特に顕著な変化は表われていない。図33~34に示したものは前に求めた各システムの影響を別々にシミュレーションした結果をグラフ上で加えて得られたもので

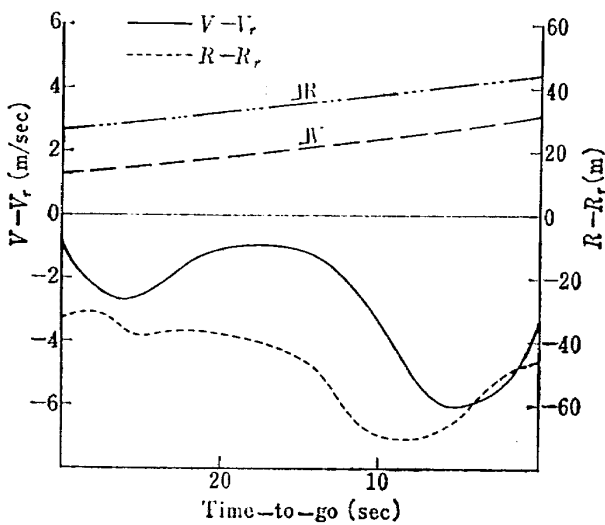


図 25 観測システムの誤差および制御システムの応答遅れを考慮した場合の速度および高度の基準値からのずれ（一段目、時定数2秒）

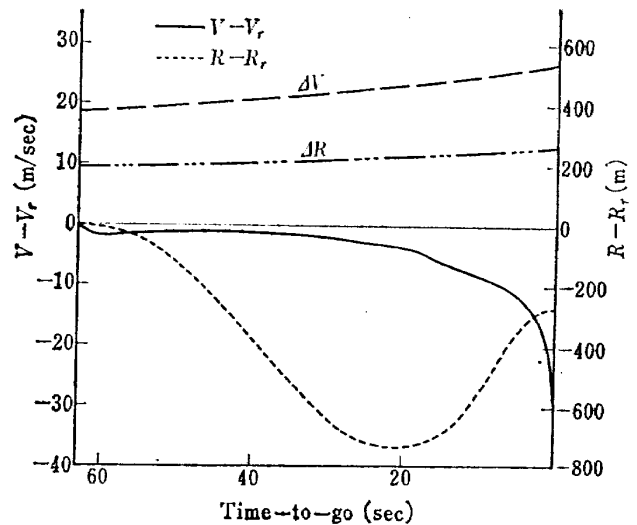


図 27 観測システムの誤差および制御システムの応答性を考慮した場合の速度および高度の基準値からのずれ（二段目、時定数2秒）

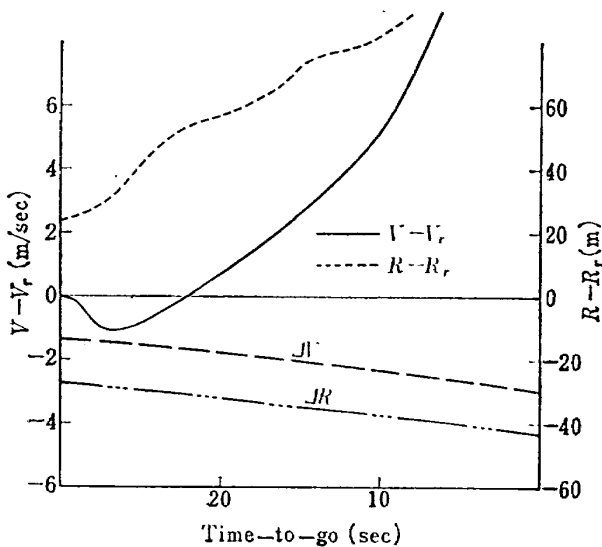


図 26 観測システムの誤差および制御システムの応答遅れを考慮した場合の速度および高度の基準値からのずれ（一段目、時定数2秒）

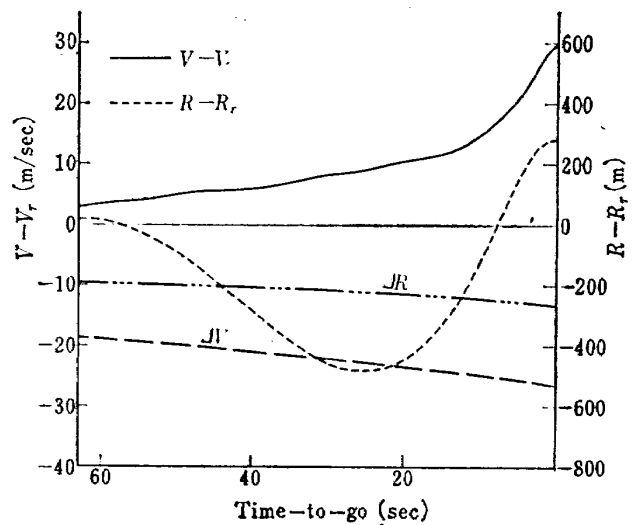


図 28 観測システムの誤差および制御システムの応答性を考慮した場合の速度および高度の基準値からのずれ（二段目、時定数2秒）

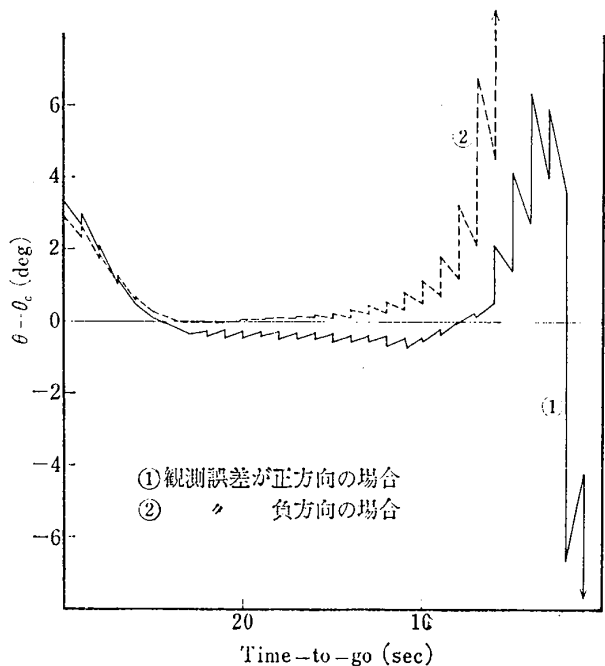


図 29 観測システムの誤差および制御システムの応答性を考慮した場合の推力角指令量と実際量との差 (一段目, 時定数 2 秒)

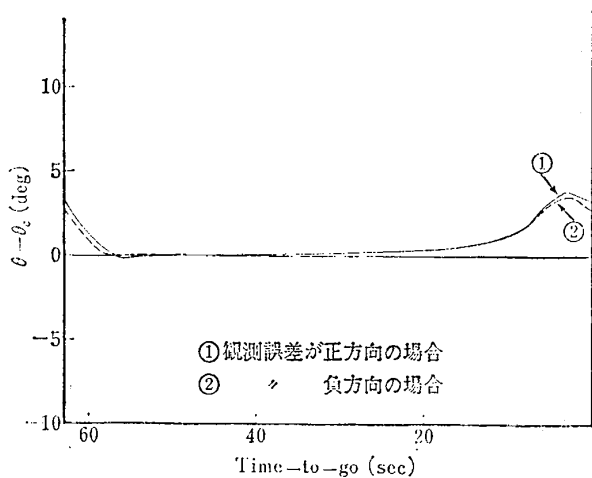


図 30 観測システムの誤差および制御システムの応答性を考慮した場合の速度および高度の標準値からのずれ (二段目, 時定数 2 秒)

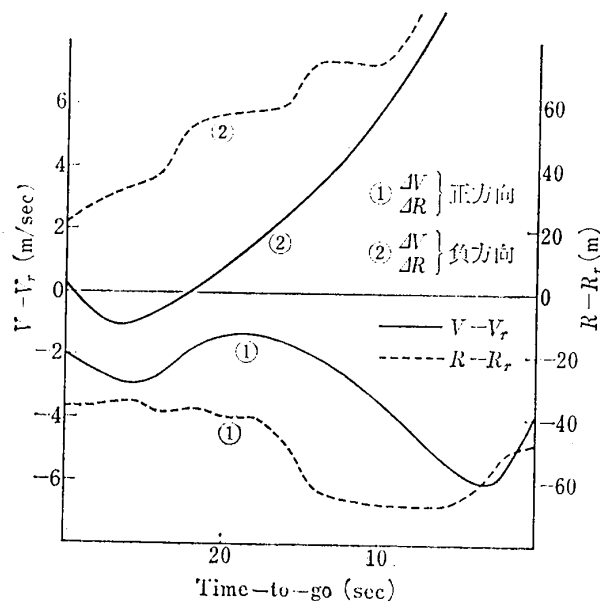


図 31 図 11, 12 および 22 (a) に示した観測および制御システムの誤差の影響結果を加えたもの

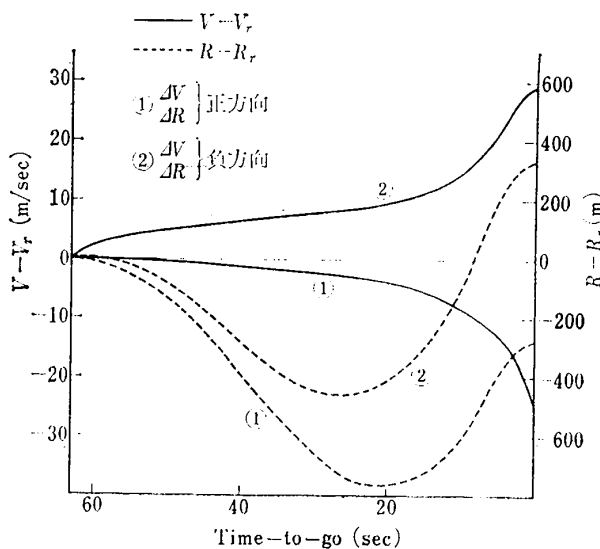


図 32 図 15, 16 および 25 (a) に示した観測および制御システムの誤差の影響結果を加えたもの

ある。たとえば図31は一段目の場合で図20 (a) の①に対して図9の値を加えたものが①に、図10の値を加えたものが②に相当する。図32の場合も同様に図25 (a)に図15および図14を加えたものがそれぞれ①、②に対応する。これらのグラフを図25~28と比較してみると非常によく一致している。したがって観測システムの誤差と制御システムの応答の遅れが誘導システムの誤差に及ぼす影響はほぼ線形の関係にあるとみなせる。また図29, 30に示した推力角の指令量と実際量との差

は一段目では、図20 (b) に示した推力角制御システムの応答性だけを考慮した場合のそれと比較して変動が大きくなるが、二段目では図23 (b) に示したものとほとんど変わっていない。

以上がシミュレーションの結果であるが、さらに次のような点に関しては検討していく必要がある。まず観測システムにおけるレーダの配置であるが、3節で示したようにパルス追尾レーダでは測定距離が大きくなるほど角度誤差が測定誤差の主になる。したがって

1つのレーダ局により観測を行なう場合には、十分にそのことを考慮して設置場所をきめる必要があるし、それによって誤差もここで計算したものと異なってくる。

また速度の観測誤差を求める際に加速度計やジャイロは常にロケットの重心位置にあるものと仮定されているが、実際には4節で述べたようにエンジンが燃焼中は時々刻々変化している。したがって重心位置がずれることによる影響も考えなければならない。

一方制御システムにおいても簡単にその応答性だけを考えたが、さらにエンジンアクチュエータの作動のおくれや誤差、ロケットのベンディングやスロッシングの影響なども加えて考えて行く必要がある。また時定数をきめるとき各段の中間の一点を選び、その時の状態において、ある時定数を与える K_D , K_R を求め、それらを固定させてそれぞれの段の制御を行なったが、これももっと多数の点を選び、 K_D , K_R を何回かスイッチすることによって、もっと違った結果が得られるであろう。

8. 結 論

以上、ロケットの誘導を行なう場合、観測システムおよび制御システムの誤差が、どのような影響を与えるかについてのシミュレーション結果を示したが、それを要約すると次のようになる。

1) 観測システムの誤差は、ロケットの加速度運動やその飛行径路の違いによって大きく変わる。ここではモデルを想定して、ジャイロ、加速度計、レーダなどのコンポーネントの誤差が観測システムの誤差と、どのように対応するかを調べた。

2) 観測システムに誤差があるとき、誘導システムは速度誤差に比較的敏感で、特に一段目において負の速度誤差があるとき、誘導途中で、誘導計算システムの機能が停止する。しかし二段目においては、ここで考えた程度のコンポーネントの誤差があれば誘導可能で、最終点での誤差は観測システムの誤差にほぼ一致する。

3) 推力角制御システムの時定数が1秒、2秒および5秒の場合について、シミュレーション実験を行なった。一段目では初期の姿勢角のずれの大きさによって、最終点での誤差の大きさが多少異なるが、二段目ではほとんど変わりがない。

4) 時定数の違いによって、推力制御角の指令量の変化の様子は異なるが、各段とも Time-to-go が数秒以下になると大きく急激に変わる。

5) 観測および制御システムの誤差を同時に入れた結果は、各システムの誤差の個々の影響の結果の和とみなせる。

これらの結果は、たとえばロケットの諸元や飛行径路を変えることによって、違ったものになるであろうし、観測システムの誤差や制御システムの応答性もロケットの加速度運動の違いによって、大きさが変わってくる。したがってここに示した結果から一般的結論を引き出すことは困難であるが、誘導システムにおける観測の誤差や制御の応答遅れが誘導誤差に与える影響について、一つの目安になるであろう。

文 献

- 1) 新田, 大坪, 松島, 志甫; ロケットの誘導方程式に対するMPの応用例, 第10回自動制御連合会講演会前刷 (1967), pp. 267~268
- 2) 新田, 松島, 大坪, 志甫; ロケットの直接式誘導法の誘導可能領域について, 制御工学, Vol. 12, No. 9 (1968), pp. 519~526
- 3) 新田, 松島, 大坪, 志甫; 最大原理を用いた誘導方程式とその応用, 航空宇宙技術研究所昭和43年度研究発表会前刷, pp. 3~4
- 4) 新田, 松島, 大坪, 志甫; 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法, 航空宇宙技術研究所報告, TR-161 (1968)
- 5) 新田, 松島, 大坪, 志甫; 直接式誘導法において機器がおよぼす誘導誤差, 第15回応用物理学関係連合講演会予稿集, pp. 249 (1968)
- 6) 日本電気 KK 「人工衛星とその打上げに関するシステム研究」, 昭和42年10月, pp. 2-128~2-150

TR-184	An Improved Method of Designing and Calculating the Minimal Wave Drag Configuration by Supersonic and Moment-of-Area Rules	1969年10月	Kenneth K. Yoshikawa
TR-185	FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射による加熱実験 Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone	1969年11月	小川 鑛一, 遠藤 修司
TR-186	ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析 The Analysis Transmission-line Rocket Antennas	1969年12月	田畑 浄治, 桜井 善雄 三浦 雅男, 松崎 良継 塚本 憲男
TR-187	ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究 A Magnetic Attitude Measuring Instrument Applying the Holl Effect	1969年12月	木村 茂, 田畑 浄治 松崎 良継
TR-188	浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差 Analysis of the Anisoelastic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Integrating	1970年1月	大月 正男, 新宮 博公 田畑 浄治, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TR-189	誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッドシミュレーション The Hybrid Simulation of Guided and Controlled Flight of Rocket	1970年1月	興石 肇, 中 正夫 森 英彦, 大石 晃造 冠 昭夫, 本間 幸
TR-190	超音速における鈍い物体の干渉 Interaction of Blunt Bodies in Supersonic Flow	1970年2月	谷 喬, 河本 巖 榊原 盛三, 野田 順一
TR-191	Nearly-Free-Molecule-Flow の物体抵抗 Drag Measurement in Nearly-Free-Molecule-Flow Regime	1970年2月	恩 地 瑛, 山本 稀義
TR-192T	Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures	1970年3月	Katsuhisa Koura
TR-193	サーボ弁の非線形流量特性を考慮した油圧サーボ系のシミュレーション研究 Simulations Study of Hydraulic Servo System with Consideration of Non-Linear Flow Characteristic of Servo Valve	1970年3月	興石 肇, 鈴木 崇弘 中村 光義

航空宇宙技術研究所報告 194 号

昭和 45 年 5 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
