

UDC 629.73.051.83:  
629.73.062-52

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-433

航空機の自動引起し制御システムに関する研究

森 幹彦・堀川勇壮

1975 年 10 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目 次

1. は じ め に .....	1
記 号 .....	2
2. 自動引起し制御 .....	3
2.1 引起し制御法則の検討 .....	4
2.1.1 平行径路制御 .....	4
2.1.2 固定径路制御 .....	4
2.1.3 着 地 点 制 御 .....	5
2.2 引起し径路の選定 .....	5
2.3 指数関数径路による着陸特性 .....	7
2.3.1 静的着陸特性 .....	7
2.3.2 動的着陸特性 .....	7
3. 自動引起し制御系の設計 .....	8
3.1 自動引起し制御系の基本構成 .....	8
3.1.1 昇降舵による自動引起し制御 .....	8
3.1.2 推力による自動引起し制御 .....	10
3.1.3 地面効果の影響 .....	12
3.1.4 昇降舵による引起し制御と推力制御の併用 .....	12
3.2 自動引起し制御系のシンセシス .....	15
3.2.1 自動引起し計算機の伝達特性 .....	15
3.2.2 自動引起し制御系の安定性 .....	16
4. 運用上の問題 .....	17
4.1 初期状態の変動 .....	17
4.2 風 の 影 響 .....	19
5. 数 値 設 計 例 .....	20
5.1 制御系の設計例 .....	20
5.1.1 着 陸 径 路 .....	20
5.1.2 自動引起し計算機 .....	20
5.2 シミュレーション .....	22
5.2.1 基本着陸性能 .....	22
5.2.2 運 用 状 況 .....	24
6. ま と め .....	26
あ と が き .....	27
文 献 .....	27
付録 A $Z_{\delta_e}$ が安定性に及ぼす影響 .....	28
付録 B アプローチ中の風の影響 .....	29
付録 C 数値設計対象機の諸定数 .....	29

# 航空機の自動引き上げ制御システムに関する研究\*

森 幹彦\*\* 堀川 勇壮\*\*

## Study of Automatic Flare Control System for Airplane

Mikihiko MORI and Yuso HORIKAWA

The development of an automatic landing system for airplanes has been a great challenge to the establishment of reliable airplane operations, where the most critical problem is controlling the flare path below 15 meters to make a soft landing. In the present study, an efficient design procedure for an automatic flare control system was developed. This procedure belongs conceptually to the conventional BLEU system technique which has been widely adopted in designing automatic landing systems for modern jet transport.

Essential advantages of parallel path control law and exponential flare path are shown by analyzing the static and dynamic landing performance. The definite merits are that the pitch angle increases during the flare motion and becomes positive at touch down, thereby the angle of attack can be held near trim angle, removing the fear of going into stall.

Two probable configurations for an automatic flare control system are an elevator control system for CTOL and a throttle control system for STOL. The intensive synthesis of the former results in a control system which is composed of a pitch control autopilot as an inner loop, and an outer loop for height control to generate reference pitch attitude. The transfer function of a flare computer is determined to be made up of a proportional-integral element with lead-lag network by considering both the flare performance and stability of the system.

The ground effect which produces lift and negative drag is taken into consideration, and a simple time-programmed throttle control system is proposed to compensate for the ground effect. It reduces the thrust gradually as an airplane comes near the ground, by which pitch-up touch down condition can be ensured.

To demonstrate the validity of the design procedures developed, an example of numerical design and simulated computations of flare control for a medium-size turbo-prop transport is presented.

### 1. はじめに

飛行機が着陸する場合の鉛直面内の運動は一般に次の三つのフェーズから成る。

- (1) 高度 1000~8000 ft から一定降下速度で滑走路に向かう進入降下
- (2) 高度 50~100 ft から降下速度を減じつつ着陸するまでの引き上げ運動
- (3) 接地後の地上滑走

この間、横方向については、機体は常に滑走路中心線の延長上にあることが必要である。

自動着陸とはこれらすべてのフェーズにおける飛行運動制御を自動的にこなすものであり、すでにフェーズ(1)については ILS (Instrument Landing System) による自動進入降下制御が広く行なわれていることは周知のとおりである。

フェーズ(2)の引き上げ運動制御の自動化は、着陸時の安全性を高め、同時に運航面における全天候性の実現を目指して、現在世界各国で研究開発が進められており、一部はすでに実用化されている。その際、主として自動制御システムの性能及び信頼性上の問題から、一挙にすべてを完全自動化することは困難であり、パイロットによる手動着陸の併用、混在も考慮されて、段階的に自動化が進められている。すなわち、運航上着陸時の視界条件

\* 昭和50年7月5日受付

\*\* 計測部

を：

- (1) 雲高/視程 = 200 ft/1800~2000 ft 以上
- (2) 同 上 = 100~150 ft/1200~1600 ft 以上
- (3) 同 上 = 0/0~700 ft 以上

の三つに区分し、自動着陸システムも運用上この視界条件に応じてそれぞれカテゴリーⅠ、Ⅱ、Ⅲ用の各システムに区別されている。現在はカテゴリーⅡの実用化が進められており、カテゴリーⅢも一部実用化の段階にある。最終的にはカテゴリーⅢの内でも条件の厳しい雲高、視程ともにゼロにおける着陸、いわゆる Zero-Zero

Landing の実用化を目指しており、この場合、自動操縦による全天候着陸 (All Weather Landing) が可能になる<sup>1)</sup>。

自動着陸システムは一般に機上装置と地上装置 (着陸援助装置) により構成されている。これまでに種々の方式の開発が試みられてきたが、現在、輸送機用の自動着陸システムとして採用されているのは BLEU システム (Blind Landing Experimental Unit: 英国 RAE において自動着陸の研究開発を行なったチーム名) を基本にしたものである。これはフェーズ(2)の引起し制御を精密電波高度計を主体とした機上装置により行なう点に特徴があり、将来も採用される方式と考えられている。横方向は各フェーズとも ILS のローカライザを使用する<sup>2)~4)</sup>。

最近研究開発が進められている方式ないしは地上装置としては、着地までの運動制御をすべて地上からの電波誘導で行なう MILS (Microwave ILS) がある<sup>5)</sup>。これは鉛直ビームを 0~20 度までスキャンニングすることにより、大きい径路角で着陸する V/STOL 機にも適用可能であるとされている。一方、基本的には機上装置のみから構成されるものとして、現在すでに航空機のエンルート・ナビゲーションに用いられている慣性誘導システムを、着陸まで使用する方式が考えられる。しかし、慣性機器及びデータ処理システムの精度上の問題から、この方式の実用化は具体化されておらず、現状は電波機器を主体としたシステムにおいて慣性機器を補助的に併用する試みがなされている程度である<sup>6)</sup>。

上述したことから判るように、自動着陸システムの開発上、現在最も問題となっているのはフェーズ(2)の部分の自動化であり、特に鉛直面内運動である引起し運動の自動制御の実用化が急がれている。本研究はこの点に焦点を合せ、自動引起し制御システムの設計について基本的諸事項の検討を行ない、システム設計に関する基礎資料を提供するものである。

2章では制御法則と引起し径路の選定、および径路を指数関数状とした場合の平行径路制御による着陸性能について検討する。3章ではシステム設計法に関して、制御系の基本構成を主として飛行力学の観点から論ずるとともに、自動引起し計算機の具体的なシンセシスを行なう。4章では自動引起し制御の運用上の問題として、初期状態の変動および風の影響について解析する。最後に5章において、例として中型輸送機を対象にした数値設計を行ない、設計法および解析手法の妥当性を示す。

## 記 号

$A$	: アスペクト比
$b$	: 翼巾
$c$	: 翼弦長, 制御系の利得
$C_D$	: 抗力係数 $D/(\rho V_0^2 S/2)$
$C_L$	: 揚力係数 $L/(\rho V_0^2 S/2)$
$C_M$	: ピッチングモーメント係数 $M/(\rho V_0^2 S c/2)$
$C_{L\alpha}$	: 揚力傾斜 $\partial C_L / \partial \alpha$
$d$	: 水平 (対地) 飛行距離
$D$	: 抗力
$g$	: 重力の加速度
$h$	: 高度
$H$	: バイアス高度定数
$I_y$	: Y軸まわりの慣性モーメント
$K$	: 制御系の利得
$l_T$	: 重心から尾翼の1/4コードまでの距離
$L$	: 揚力
$m$	: 質量
$M_G$	: 地面効果によるピッチングモーメント
$M_q$	: $\rho V_0^2 S c / 4 I_y \cdot \{\partial C_M / \partial (qc/2V_0)\}$
$M_u$	: $\rho V_0^2 S c / I_y \cdot \{\partial C_M / \partial (u/2V_0)\}$
$M_\alpha$	: $\rho V_0^2 S c / 2 I_y \cdot (\partial C_M / \partial \alpha)$
$M_{\dot{\alpha}}$	: $\rho V_0^2 S c / 4 I_y \cdot \{\partial C_M / \partial (\dot{\alpha}/2V_0)\}$
$M_{\delta_e}$	: $\rho V_0^2 S c / 2 I_y \cdot (\partial C_M / \partial \delta_e)$
$M_{\dot{\delta}_e}$	: $\rho V_0^2 S c / 2 I_y \cdot (\partial C_M / \partial \dot{\delta}_e)$
$P$	: パワー
$q$	: $\dot{\theta}, (1/2)\rho V_0^2 S$
$s$	: ラプラス演算子, sec の略
$S$	: 翼面積
$t$	: 時間
$T$	: 回路定数
$u$	: X軸方向の速度の微小変化分
$v$	: 風の速さ
$V$	: 飛行速度
$W$	: 機体重量

$X_G$  :  $X$  軸方向の地面効果  
 $X_u$  :  $\rho V_0 S/m \cdot \{-V_0/2 \cdot (\partial C_D/\partial u) - C_D\}$   
 $X_\alpha$  :  $\rho V_0^2 S/2m \cdot (C_L - \partial C_D/\partial \alpha)$   
 $X_{\delta_e}$  :  $-\rho V_0^2 S/2m \cdot (\partial C_D/\partial \delta_e)$   
 $Z_G$  :  $Z$  軸方向の地面効果  
 $Z_u$  :  $\rho V_0 S/m \cdot \{-V_0/2 \cdot (\partial C_L/\partial u) - C_L\}$   
 $Z_\alpha$  :  $\rho V_0 S/2m \cdot (-\partial C_L/\partial \alpha - C_D)$   
 $Z_{\delta_e}$  :  $-\rho V_0^2 S/2m \cdot (\partial C_L/\partial \delta_e)$   
 $Z_{\delta_{th}}$  :  $-\rho V_0^2 S/2m \cdot (\partial C_L/\partial \delta_{th})$   
 $\alpha$  : 迎え角の微小変化分, 回路定数  
 $\beta$  : 回路定数  
 $\theta$  : 姿勢 (ピッチ) 角の微小変化分  
 $\delta_e$  : 昇降舵角の微小変化分  
 $\delta_{th}$  : スロットル開度の微小変化分  
 $\varepsilon$  : 吹き降し角  
 $\gamma$  : 径路角の微小変化分 ( $=\theta - \alpha$ )  
 $\sigma$  : 時間パラメータ, 地面効果関数  
 $\rho$  : 空気密度  
 $\tau$  : 引き起こし径路定数  
 $\zeta_s$  : 昇降舵駆動サーボの減衰係数  
 $\omega_s$  : 昇降舵駆動サーボの固有角振動数

添字など

$d$  : 分母  
 $i$  : 入力  
 $G$  : 地面効果  
 $n$  : 分子

$0$  : トリム状態  
 $\tau$  : 基準入力  
 $T$  : 尾翼  
 $T/D$  : 着地 (Touch Down)  
 $W$  : 主翼  
 $w$  : 風  
 $\triangle$  : 微小量  
 $\wedge$  : 外力 (地面効果, 風など) による変動  
 $\cdot$  : 時間に関する微分

## 2. 自動引き起こし制御

高度 50~100 ft 以下で引き起こし運動を行なう目的は滑らかな軟着陸を実現するためである。着地の滑らかさを表わす状態量としては着地降下速度  $\dot{h}_{T/D}$ , 着地降下加速度  $\ddot{h}_{T/D}$ , および着地姿勢角  $\theta_{T/D}$  がある。 $\dot{h}_{T/D}$  は力積として,  $\ddot{h}_{T/D}$  はそのまま着地時の衝撃となるので値は小さい程よい。しかし衝撃の無い軟着陸, すなわち  $\dot{h}_{T/D} = \ddot{h}_{T/D} = 0$  を実現することは一般に不可能であり, 現実には機種によって適当な有限値で着陸が行なわれており, 着地降下速度は  $-0.6 \text{ m/s} \sim 0$  の範囲での着陸が目標とされている。着地降下加速度は引き起こし径路の形状により相当異なってくる。着地姿勢角は完全な三点着陸を行なうためには  $\theta_{T/D} = 0$  が望ましいが,  $\theta_{T/D} < 0$  は許されないため, 現実には  $0 \sim 10$  度の範囲で着陸が行なわれる。

着陸に関係するその他の状態量としては引き起こし開始から着地までの飛行距離  $d$ , 着地目標点からのずれ  $\Delta d_{T/D}$

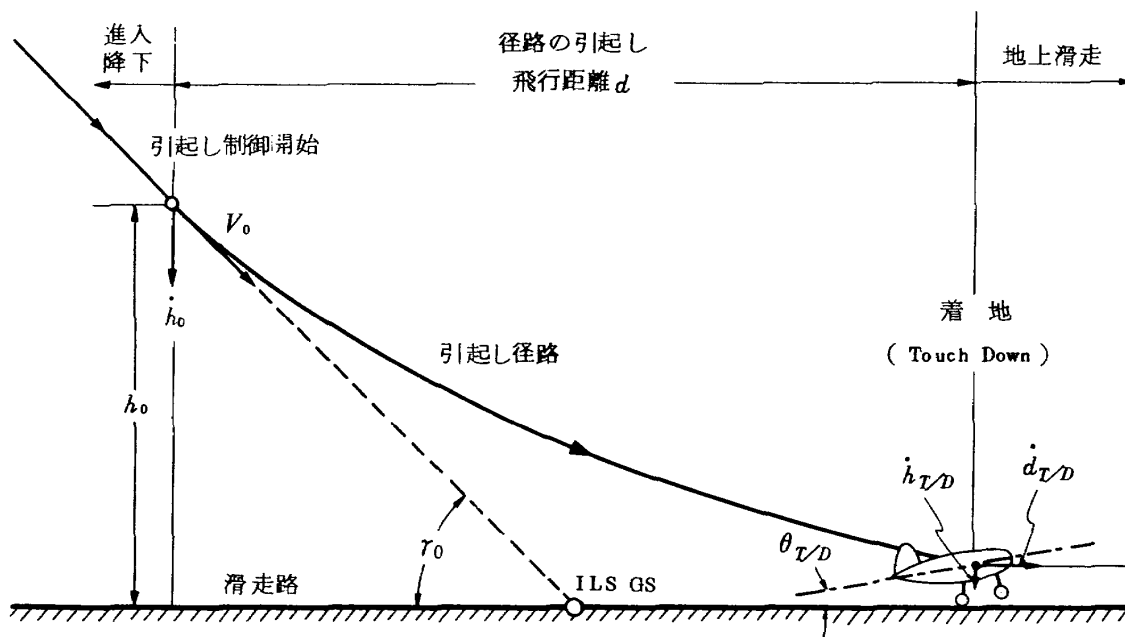


図 1 航空機の引き起こし運動と着陸パラメータ

および着地時の前進速度  $\dot{d}_{T/D}$  がある。飛行距離（通常約 50 ft 以下の部分）は地上滑走距離とともに着陸距離と呼ばれ、必要な滑走路長を規定する。目標地点からのずれはオーバーシュート ( $\Delta d_{T/D} > 0$ )、アンダシュート ( $\Delta d_{T/D} < 0$ ) と呼ばれ、 $\Delta d_{T/D} = 0$  であることが望ましい。着地前進速度はその後の地上滑走距離を短くするために、値は小さい程よいが、飛行力学の面から機種ごとに定められており、通常 50 m/sec 程度である。

以上述べた引起し運動および着陸に関連する各量を図示すれば図 1 となる。本章では同図に基づいて引起し制御法則について検討し、さらに 3 章以下で取り扱い指数制御法則 (Exponential Control Law) による引起し運動および着陸性能について解析する。

## 2.1 引起し制御法則の検討

図 1 に示された各量は機体に応じて適当な値が定められ、それは自動引起し制御系を設計する際の仕様を与える。本節ではそうして定められた着陸時の要求事項を満足する引起し制御はいかに行なわれるべきか、すなわち、引起し制御法則について説明し、いわゆる平行径路制御 (Parallel Path Control) の利点を明らかにする。

引起し制御は通常、平行径路制御、固定径路制御 (Fixed Path Control)、および着地点制御 (Terminal Control) の三つに大別できる。こうした区分は元来自動引起し制御システムを区別する立場からのものであり、 $\dot{h}_{T/D}$ 、 $\theta_{T/D}$ 、 $\Delta d_{T/D}$  などの内、いずれを制御の主目的とするかにより分かれる。具体的には引起し制

御開始状態の変動、さらに引起し制御中の風の影響などに対し、制御性能に差が生ずる。また、システムの構成上からは着陸援助システムとも関連がある。

パイロットによる着陸操縦は、これらの制御を合せたものと考えられる。これはパイロットの適応制御能力によるもので、風などの外乱に対してパイロットはすべての着陸条件を総合的に判断して、常に最適と考えられる制御を行ない得るからである。

### 2.1.1 平行径路制御

平行径路制御は、所定の径路に沿っての引起し制御中に外乱によりその径路からはずれた場合、元の径路に戻すことは行なわず、それに平行する径路に沿うように制御するものである。したがって制御の重点は  $\dot{h}_{T/D}$ 、 $\theta_{T/D}$  を所定の値にすることに置かれており、 $\Delta d_{T/D}$  の変動は大きくなる。制御法則を与える制御方程式は一般に微分方程式の形となる。

$$g_p \{h(t), \dot{h}(t); H\} = 0 \quad (1)$$

図 2(a) に制御系の基本構成図を示す。制御系への入力  $H$  ( $< 0$ ) は、高度の最終値を表わすが、制御システムにおける物理的意味については後述する。

この制御系は上述したように  $\dot{h}_{T/D}$ 、 $\theta_{T/D}$  の制御を主目的として、着陸の第一条件である安全で滑らかな着地を行なうことを重視しており、大型機、特に旅客機の自動着陸に適した方式で、BLEU システムにおいて最初に採用され、現在も広く用いられている。(1) 式で定められる引起し径路の形状は 2.3 で詳述する指数関数状径路が一般的であるが、その他 2 次曲線状径路なども考えられる。

### 2.1.2 固定径路制御

滑走路を基準として空間に固定された引起し径路に沿うように制御するものである。したがって、前述の平行径路制御とは逆に制御の重点は着地点のずれ  $\Delta d_{T/D}$  を小さくすることに置かれている。制御系はいわゆる位置制御系の構成となり、原理図は図 2(b) に示したものである。制御方程式は次式の形をとる。

$$g_F \{h_d - h(t), d_d - d(t)\} = 0 \quad (2)$$

ここに  $(h_d, d_d)$  は所定の固定径路を与える量である。

この制御系は軟着陸が必ずしも保障されないこと、また風などにより一度所定の引起し径路からはずれると、その後の飛行径路が振動的になる恐れがある、などが欠点である。したがって滑走路長に余裕の無い場合、あるいは戦闘機のように着陸速度が大きい場合に適用されることが考えられる。この方式による自動着陸システムの設計の試みは、主として着陸援助システムの問題により実用化されるに至っていないが、最近になって前述した

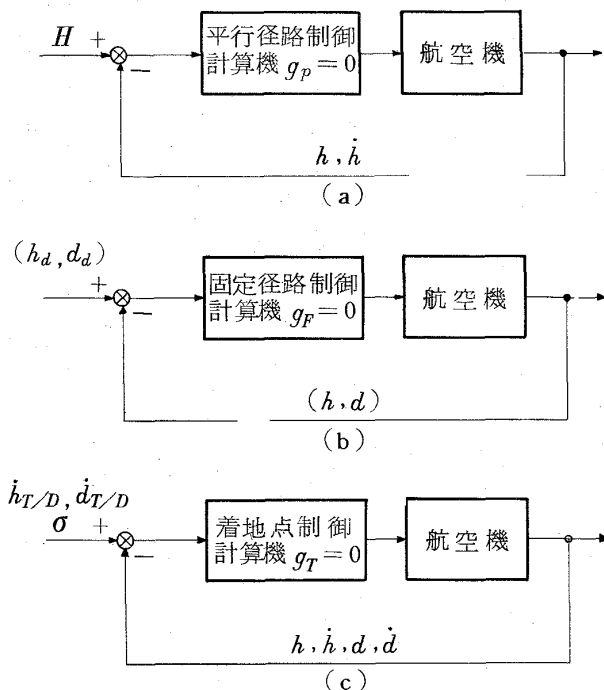


図 2 自動引起し制御系の基本構成

MILSの開発により再び脚光をあびつつある。

### 2.1.3 着地点制御

着地点制御は引き起こし運動中の飛行経路は余り重視せず、着陸状態のみに注目する制御方式である。その際、 $\dot{h}_{T/D}$ 、 $\theta_{T/D}$  を重視する場合と、 $\Delta d_{T/D}$  を重視する場合があり、前者の場合は平行径路制御に近くなり、後者の場合は固定径路制御に似てくる。制御系の構成は図2(c)に示したものとなり、また制御方程式は次式の形となる。

$$g_T\{\dot{h}(t), \dot{h}(t), d(t), \dot{d}(t), \dot{h}_{T/D}, \dot{d}_{T/D}; \sigma\} = 0 \quad (3)$$

$\sigma$  は現在時刻から着地予定時刻までの時間を表わす。

このように時間 $\sigma$ が制御信号として陽に含まれること、および $\Delta d_{T/D}$ の制御に重点を置き得ることにより、この制御系は着地時間と着地点についての要求が厳しい航空母艦への自動着陸系などに適していると考えられる。しかし、時間 $\sigma$ を含むことにより計算機構が複雑になるのが欠点であり、現在まで輸送機用のシステムとしては実用化されていない。

図3は以上述べた平行径路制御、固定径路制御、および着地点制御による引き起こし制御について、風などの外乱により所定の引き起こし径路からはずれた場合、その後の飛行経路を典型化して表わしたものである。同図から一般の輸送機、特に安全な軟着陸の実現が第一要求とされる旅客機の自動引き起こし制御システムには、平行径路制御が最も適していることが判る。

平行径路制御の長所としては、上述した事項の他に次のような点を挙げることが出来る。(1)式で示した平行径路制御の制御方程式は制御変数として $\dot{h}(t), \dot{h}(t)$ のみを含むものであるが、 $\dot{h}(t), \dots$  を含めることは容易である。これは引き起こし径路の選定と関連するが、高次微分項を含

めれば、降下進入から引き起こし運動への遷移を滑らかに行なえる。また、「平行」性を高度のみでなく、飛行距離、さらには姿勢角の制御にまで拡張することも可能である。その場合は制御変数は $d, \dot{d}$  などを含み、その結果、 $\Delta d_{T/D}$  の変動を小さくするという固定径路制御の長所を取り入れることが出来る。

制御システムの設計が簡単であることも、平行径路制御の長所であり、これは(1)、(2)、(3)式で表わされた制御方程式の相違に由来している。すなわち単に微分方程式で与えられる関係式自体の実現を制御目的とする(1)式は、制御の全区間、あるいは定められた制御区間の終端において、制御変数を目標値に一致させることを制御目的とする(2)、(3)式に比較して、その制御系の構成が制御理論的に簡単である。

以上述べた理由により、3章以降のシステム設計においては平行径路制御を採用する。

### 2.2 引き起こし径路の選定

引き起こし径路 (Flare Path) の選定は自動引き起こし制御系を設計する際、最初に検討すべき事項である。

飛行実験を行ないパイロット操縦による引き起こし径路を調べてみると、図4に示した二つの型が代表的である。これは当所実験用航空機ビーチクラフト65型機(クイーンエアー)による実験結果で、図4(a)は重々量状態、(b)は軽重量状態におけるものである。<sup>7)</sup>(a)の径路は引き起こし中の加速度が一定で、降下速度はほぼ直線状に減少している。接地時の衝撃は速度成分 $\dot{h}_{T/D} \approx 0$ であるため力積により生ずるものは小さく、加速度 $\ddot{h}$ が急激に変化することによりもたらされるものが効いてくる。しかし降下中の一定加速度の値は極めて小さく、0.1g以下(たとえ

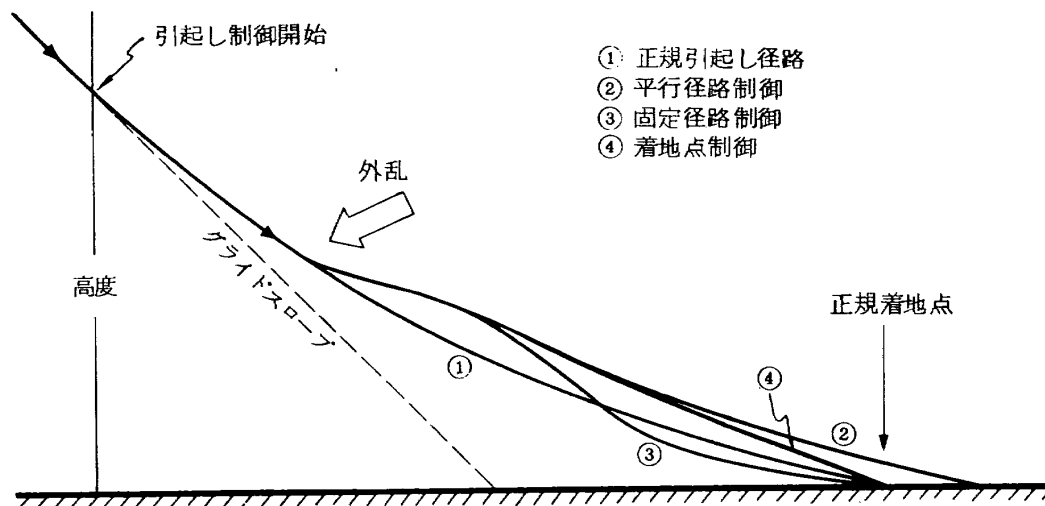


図3 外乱を受けた場合の引き起こし径路の変動

ば高度 15 m, 初期降下速度  $-3\text{ m/s}$  の状態から, 10 秒間で  $\dot{h}_{T/D} \approx 0$  なる着陸を行なうための平均加速度は約  $0.03g$  であり, (a) の型の着陸は衝撃の小さい軟着陸であると言える。この型の引起し運動は中型, 大型機など全備重量が大きい場合の着陸の際に行なわれているものである。(b) の型の着陸は径路の引起しはほとんど行なわず, 着地直前に機首を急激に起し, 降下速度を急激に減じて  $\dot{h}_{T/D} \approx 0$  を実現するものである。図から判るように接地時の加速度変化が大きく, 衝撃も (a) の型より大きい。この種の着陸は一般に小型機において行なわれているが, 最近ではグランド・スポイラーの自動作動などを考慮して, 中, 大型ジェット機においてもみられる。

引起し径路は衝撃荷重および乗り心地の観点から接地時の衝撃を小さくするため,  $\ddot{h}_{T/D} \approx \dot{h}_{T/D} \approx 0$  が実現できるものが理想的である。これはパイロット操縦, 自動操縦いずれによらず望まれることであるが, 自動引起し制御における径路は, 図 4 に示したパイロット操縦による引起し径路をそのまま自動化したものに限る必要はない。たとえば図 5(a) に示したような, 高度を時間の 2 次関数として接地時において  $\dot{h}_{T/D} = \ddot{h}_{T/D} = 0$  を実現する径路も考えられる。

しかし, この径路は図中点線で示したように, 風などの影響で着陸が予定通り行なえない場合には, 接地前に上昇に転ずるなどという事態が生ずる可能性もある。この例は理想的な軟着陸を行なうこと, 特にそれを自動化することは現実的ではなく,  $\dot{h}_{T/D}$ ,  $\ddot{h}_{T/D}$  とともにある有限値での着陸を行なわざるを得ないことを示している。

従来より英, 米を中心に, BLEU システムを基本として開発および実用化が進められている自動着陸システムでは, 図 5(b) に示した指数関数状の引起し径路を採用している。これは主として指数関数状の径路を実現する自動引起し制御が, 前節で述べた平行径路制御により容易に実現され, 制御系の設計, 構成が簡単であることによるとされている。

ここで図 5(b) の径路を, 飛行実験により明らかにされたパイロット操縦による着陸径路, 図 4(a), および完全な軟着陸のための仮想的引起し径路, 図 5(a), と比較すれば, その利点は一層明らかになる。すなわち指数関数状の径路は両者の中間的特性を有しており, したがってパイロット操縦による場合よりも着地時の衝撃が小さく, 一方, 2 次曲線径路のように着地が行なわれない事態が生ずるなどの非現実性もない。そして機種と滑走路長に応じて適当な設計径路を選定することにより,  $\dot{h}_{T/D}$ ,  $\ddot{h}_{T/D}$  を妥当な小さい値にすることが可能であり, しかも着陸が予定(設計)どおり行なわれない場合でも, 指数関数の形状からして  $\dot{h}_{T/D}$ ,  $\ddot{h}_{T/D}$  の値の変動は極めて小さい。

以上により指数関数径路を自動引起し系に採用することは, 従来からその理由とされていた自動引起し系の設計上の利点の他に, 軟着陸を実現するという本来の要求にも適したものであることが判明した。したがって次章以下の解析, 設計においては指数関数状の径路を用いることとする。

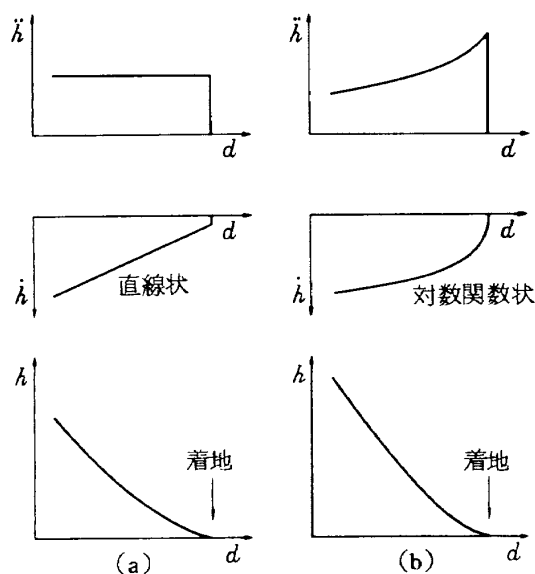


図 4 パイロットによる二つの代表的着陸径路のパターン

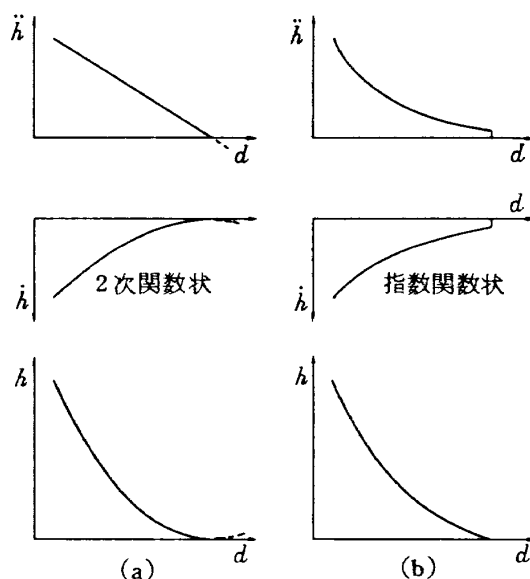


図 5 仮想的な引起し径路(a)と自動引起し系で用いられる径路(b)



### 2.3 指数関数径路による着陸特性

指数関数径路により着陸を行なう場合の静的、動的特性について考察し、径路定数の選定法などを述べる。

#### 2.3.1 静的着陸特性

時間に関して指数関数状になる引き起こし径路の高度  $h(t)$  を次式で与える。

$$h(t) = (h_0 - H) \exp(-t/\tau) + H \quad (4)$$

ここに  $h_0$  は引き起こし開始高度、 $\tau (>0)$ 、 $H (<0)$  は径路定数である。(4)式は単一の指数関数により  $h(t)$  を定めたものであり、普通機の引き起こし径路として適当な形状である。しかし、複雑な着陸径路の設定が必要な場合には、複数の指数関数の和として  $h(t)$  を与えることが可能であり、V T O L機の着陸径路を複数の指数関数の和として定め、さらに平行径路制御により自動着陸システムを設計した例もある。<sup>8)</sup>

$h(t)$  が(4)式の場合、 $\dot{h}(t)$ 、 $\ddot{h}(t)$  は次式となる。

$$\dot{h}(t) = -(h_0 - H)/\tau \cdot \exp(-t/\tau) \quad (5)$$

$$\ddot{h}(t) = (h_0 - H)/\tau^2 \cdot \exp(-t/\tau) \quad (6)$$

着陸時刻を  $t = t_{T/D}$  すなわち  $h(t_{T/D}) = 0$ 、 $\dot{h}(t_{T/D}) = \dot{h}_{T/D}$  とすると(4)、(5)式より次式を得る。

$$t_{T/D} = -\tau \ln(-H)/(h_0 - H) \quad (7)$$

$$H = \tau \dot{h}_{T/D} \quad (8)$$

径路定数  $\tau$  は時間応答  $h(t)$  の時定数であり、径路の形状を規定する。 $H$  は(7)式から判るように着陸が有限時間内に行なわれるために必要な量であり、 $\tau$  が定まっている場合は(8)式より  $\dot{h}_{T/D}$  により一義的にきまる。また(4)式で  $t \rightarrow \infty$  とすると、

$$h(t)_{t \rightarrow \infty} = H (<0) \quad (9)$$

となり、引き起こし径路の仮想的最終高度は  $H$  により滑走路下に設定されている。一方、引き起こし制御開始時刻  $t = 0$  においては次式が成立する。

$$\dot{h}(0) \equiv \dot{h}_0 = -(h_0 - H)/\tau = -h_0/\tau + \dot{h}_{T/D} \quad (10)$$

(7)、(8)、(10) 式は  $h(t)$  を(4)式とした場合の静的着陸特性を表わしており、これらの関係式に基づいて引き起こし径路を決定することになる。図6は設計データとしてこれら三つの式の関係を図で表わしたもので、(a)はノミナル値として  $\dot{h}_{T/D} = -0.6 \text{ m/s}$  とした場合の  $h_0$ 、 $\dot{h}_0$ 、 $\tau$ 、 $t_{T/D}$  の関係を示し、(b)は引き起こし運動中の飛行速度を  $V = V_0 = \text{一定}$  と仮定した場合の  $V_0$ 、 $\tau$ 、 $d$  の関係を示している。

#### 2.3.2 動的着陸特性 (以下 $t$ を省略)

引き起こし中の飛行運動を線形方程式(11)式で与える。

$$\dot{u} - X_u u - X_\alpha \alpha + g \cos \gamma_0 \cdot \theta = X_{\dot{u}} \delta_{\dot{u}} + X_G \quad (11-1)$$

$$-Z_u u + \dot{\alpha} - Z_\alpha \alpha - \dot{\theta} + (g/V_0) \sin \gamma_0 \cdot \theta = Z_{\dot{u}} \delta_{\dot{u}} + Z_G \quad (11-2)$$

$$-M_u u - M_\alpha \dot{\alpha} - M_\alpha \alpha + \theta - M_q \theta = M_{\dot{u}} \delta_{\dot{u}} + M_{\dot{\alpha}} \delta_{\dot{\alpha}} + M_G \quad (11-3)$$

上式は飛行速度  $V_0$ 、径路角  $\gamma_0 (= \theta_0 - \alpha_0)$  で降下している状態(引き起こし運動に入る直前の状態)からの微小運動を表わしている。右辺の  $X_G, Z_G, M_G$  は地面効果を表わす。

動的着陸特性として注目されるのは、高度が(4)式に従っている場合の迎え角と姿勢角の変化である。動的特性を把握するためには、厳密には(4)式の拘束条件のもとで(11)式を解く必要があるが、ここでは解析を簡単にするため引き起こし運動中の速度変化は微小であるので、それを無視する。なお、 $u = 0$  を実現するための推力制御については3章で述べる。また、地面効果については同じく3章で述べるように、一般に推力による地面効果の相殺が行なわれるため、推力と合せて地面効果の項を(11)式

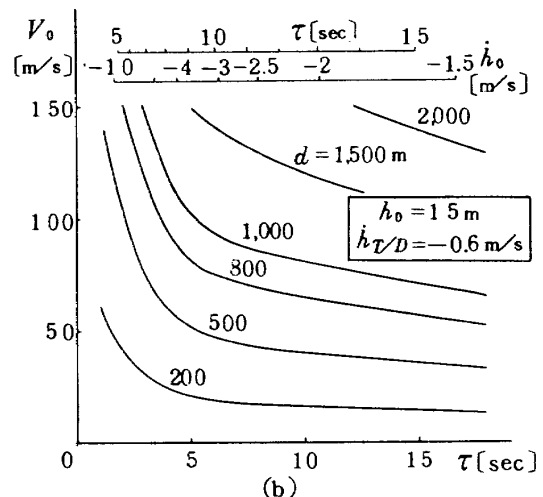
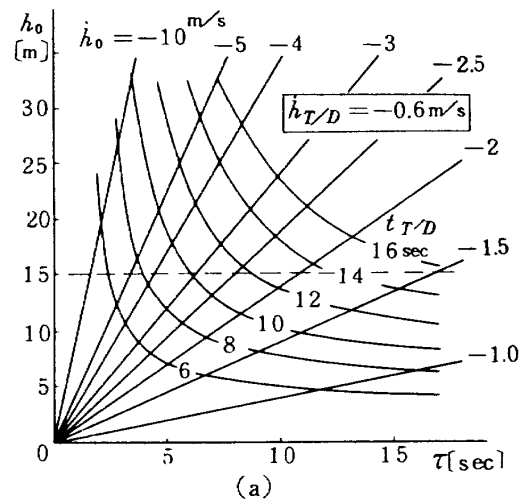


図6 指数関数状引き起こし径路の静的特性

右辺からはびいて考える。

以上の仮定より、(11-2)式の左辺=0,  $u=0$  において、 $\dot{h}=V_0(\tau_0+\tau)$ ,  $\dot{h}=V_0\dot{\tau}$ ,  $\tau=\theta-\alpha$ ,  $\dot{\tau}=\dot{\theta}-\dot{\alpha}$  なる関係式を用いると、引起し運動中における  $\theta, \alpha$  を次式のように表わすことができる。

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \{Z_\theta(\dot{h}-\dot{h}_0)-\dot{h}\}/V_0(Z_\alpha-Z_\theta) \\ \theta &= \{Z_\alpha(\dot{h}-\dot{h}_0)-\dot{h}\}/V_0(Z_\alpha-Z_\theta) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

ただし、 $Z_\theta=(g/V_0)\sin\tau_0$ であり、 $Z_{\theta_0}=0$ とする。上式に(5)、(6)式を代入すれば、(4)式に対応して  $\alpha, \theta$  を指数関数により各々次式で表わすことができる。

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \frac{-(\tau Z_\theta+1)(h_0-H)}{\tau^2 V_0(Z_\alpha-Z_\theta)} \exp(-t/\tau) - \frac{Z_\theta \tau_0}{Z_\alpha-Z_\theta} \\ \theta &= \frac{-(\tau Z_\alpha+1)(h_0-H)}{\tau^2 V_0(Z_\alpha-Z_\theta)} \exp(-t/\tau) - \frac{Z_\alpha \tau_0}{Z_\alpha-Z_\theta} \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

(12)、(13)式に含まれる空力微係数およびその他の量の符号と大小関係を考慮すると、 $\alpha(t)$ 、 $\theta(t)$ について次のことがわかる。

$$\alpha(0)=\theta(0)=-\dot{h}(0)/V_0(Z_\alpha-Z_\theta)>0 \quad (14)$$

$$\left. \begin{aligned} \alpha(\infty) &= -Z_\theta \tau_0 / (Z_\alpha - Z_\theta) \gtrless 0 \\ \theta(\infty) &= -Z_\alpha \tau_0 / (Z_\alpha - Z_\theta) \approx -\tau_0 > 0 \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

(14)式は引起し運動開始直後に、径路が(4)式に従うために必要な  $\alpha$  と  $\theta$  の「ジャンプ」量を示している。ただし、実際の引起し運動ではこうした「ジャンプ」は行なわれず、ある程度の時間遅れを伴う。<sup>\*</sup> 引起し運動中においては、(13)式において、

$$\left. \begin{aligned} -(\tau Z_\theta+1)(h_0-H)/\tau^2 V_0(Z_\alpha-Z_\theta) &> 0 \\ -(\tau Z_\alpha+1)(h_0-H)/\tau^2 V_0(Z_\alpha-Z_\theta) &< 0 \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

であるので、 $\alpha(t)$ は  $t=0_+$  で(14)式の  $\alpha(0)$ だけ増加したのち時間とともに減少し、 $\theta(t)$ は  $\theta(0)$ 増加の後さらに増加を続けることがわかる。ただし、時間の経過とともに  $\alpha$ 、 $\theta$  はそれぞれ定常値に近ずき、それらの値は(15)式からほぼ零および  $-\tau_0$  である。

$\alpha(t)$ が正の値であることは径路の引起し運動を行なう際、当然のことである。すなわち、アプローチにおける一定降下率の釣合い飛行状態に対して、径路の引起し運動は「上昇」を意味しており、これは  $\alpha(t)>0$  による揚力の増加によって行なわれている。しかし、引起し運動がゆっくり行なわれる場合、すなわち径路を表わす時間関数(4)式における時定数  $\tau$  が大きい場合には、(13)式からもわかるように  $\alpha(t)$  は小さい値である。事実、 $\alpha(t)$  が

最大値となるのは引起し運動の開始直後であり、その値は(6)、(14)式より通常の場合は1度以下である。このように引起し運動中における迎え角変化が微小で、したがってアプローチ時におけるトリム迎え角( $\alpha_0$ )近傍に保持されることは、失速に陥る懸念などを除去するものである。

$\theta(t)$ については(13)式を更に簡略化して  $\dot{h}$  で表わすと  $\theta=\dot{h}/V_0-\tau_0$  となる。姿勢角が時間とともに増加することは望ましいことであり、最終的に  $\theta=-\tau_0$  になることは上述した通りであるが、この関係は着地時においても  $\dot{h}_{T/D} \ll V_0$  によりほぼ成立する。したがって、重要な着地状態量の一つである着地姿勢角について次式が得られる。

$$\text{着地姿勢角} = \theta_0 + \theta_{T/D} \doteq \theta_0 - \tau_0 = \alpha_0 \quad (17)$$

$\theta_0$  はアプローチ中におけるトリム姿勢角である。 $\alpha_0$  は一般に正の値であり、(17)式は着地姿勢角が必ず正の値をとることを保障している。

以上により(4)式の指数関数状の引起し運動は、動的にも満足なものであることが明らかにされた。なお、解析においては(11-2)式で  $u=0$ ,  $Z_{\dot{u}}\delta t_{\dot{u}}+Z_G=0$  と仮定したが、実際には力学的エネルギー保存則から  $u<0$  となる。推力と地面効果の相殺の仮定も、このエネルギー問題に関連しており、(11-1, 2)式におけるそれらとともに3章で詳述する。

### 3. 自動引起し制御系の設計

2章で検討した指数関数状の引起し径路を実現するための自動引起し制御系について、平行径路制御の立場から設計を行なう。設計上、問題点としては次の二つの側面がある。まず基本的事項として、機体の運動制御を昇降舵により行なうか、あるいはスロットルにより行なうかという問題があり、地面効果とも関連する。次に具体的事項として自動引起し制御系の構成、特に引起し計算機(Flare Computer)の設計の問題がある。

#### 3.1 自動引起し制御系の基本構成

##### 3.1.1 昇降舵による自動引起し制御

普通の飛行機の着陸径路の引起し運動は、昇降舵操舵により機首を引起して<sup>\*</sup>迎え角を増し、揚力の増加によって降下速度を減少させることにより行なわれる。

2.3.2で行なった動的特性の解析は、最初に径路  $h$  を定めて、それに対応する  $\alpha, \theta$  の運動を論じたものである

<sup>\*</sup> アプローチの最終時刻  $t=0_-$  においては  $\alpha=\theta=0$  であり、(14)式の値は  $t=0_+$  のものである。 $t=0$  におけるこの「ジャンプ」は  $h(t)$  を4個の指数関数の和として与えれば理論的に解消される。

<sup>\*</sup> 操縦桿を引き、機首を引起した結果として径路の引起しが行なわれるため、「引起し」は操舵、姿勢、径路のすべてについて用いられる言葉であるが、本来はフレア、すなわち径路の形状に由来する。

が、その結果、 $\alpha, \theta$  ともにアプローチ中のトリム値から増加することが示された。つまり 2.3.2 における解析は昇降舵による引き起こし制御に対応しており、これは推力と地面効果の影響をはぶいたための当然の結果である。

(4)式の引き起こし径路を実現するために必要な昇降舵操舵はどのようになるか、それを調べるため(13)式を(11-3)式に代入すると次式が得られる。

ただし  $M_u = 0$  とする。

$$\begin{aligned} \delta_e &= \delta_e(\text{flare}) + \delta_e(\delta_{th}, M_G) \\ &= \{E_1 \exp(-t/\tau) + E_2\} - (M_{th} \delta_{th} + M_G)/M_{\delta_e} \quad (18) \\ E_1 &= \frac{\{(\tau Z_\theta + 1)(X - M_\alpha/\tau + M_\alpha) - (\tau Z_\alpha + 1)(1/\tau^2 + M_q/\tau)(h_0 - H)\}}{\tau^2 V_0 M_{\delta_e} (Z_\alpha - Z_\theta)} \\ E_2 &= \frac{Z_\theta M_\alpha r_0}{M_{\delta_e} (Z_\alpha - Z_\theta)} \quad (19) \end{aligned}$$

(18)式において径路の引き起こしに本質的に関係するのは指数関数を含む  $\delta_e(\text{flare})$  であり、推力と地面効果に対応した昇降舵量  $\delta_e(\delta_{th}, M_G)$  は 2 次的なものである。すなわち、所定の引き起こし制御を行なうためには、 $\delta_e(\delta_{th}, M_G)$  により推力と地面効果によるモーメントを打消し、そのうえで引き起こしに必要な  $\delta_e(\text{flare})$  なる操舵が必要である。 $\delta_e(\text{flare})$  については  $E_1, E_2 < 0$  で  $\delta_e(0) = E_1 + E_2 < 0$  であるので、引き起こし制御開始直後に機首上げ操舵が行なわれ、その後も  $\delta_e(t) < 0$  であるが  $|\delta_e(t)|$  は時間とともに減少し、最終的には  $\delta_e(\text{flare}) \div E_2 \div 0$  になることが判る。なお、 $\delta_e(0_+) \neq 0$  によるジャンプは  $\alpha(0_+), \theta(0_+)$  に対応したものであるが、実際には遅れを伴う近似的な操舵が行なわれる。

(18)式で表わされた昇降舵操舵を行なえば、所定の引き起こし制御が行なわれることが判った。これを自動的に行なう場合に二つの方法がある。

一つの方法は(18)式の  $\delta_e(t)$  を既知の時間関数とみなして、関数発生器などにより  $\delta_e(t)$  を発生して自動制御を行なうものである。これは開ループ制御であり、その制御系の構成は図 7 に示したようになる。しかし、この方法で引き起こし制御の自動化を行なうことは、次のような理由により現実的でない。

1)  $\delta_e(\text{flare})$  は引き起こし制御の開始条件及びその後

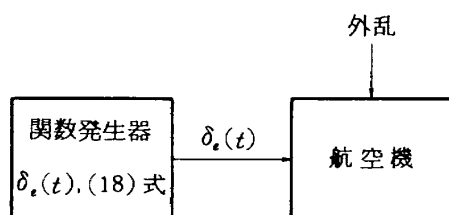


図 7 開ループ自動引き起こし制御系

の状態が理想的である場合にのみ有効である。しかし、実際には初期状態は着陸ごとに変動し、さらに引き起こし制御中に風などの外乱の影響を受ける。

2)  $\delta_e(\delta_{th}, M_G)$  を既知の時間関数として扱うことは困難である。これについては 3.1.3, 3.1.4 を参照されたい。

開ループ制御系が設計点以外の動作状態においては十分な制御結果をもたらすことは周知の事実であり、引き起こし制御系が 1) で述べたような運用状態に置かれることを考えれば、システム構成としてはフィードバック制御を行なう閉ループ制御方式を採用する必要があることは明らかである。昇降舵を用いる閉ループ自動引き起こし制御系は以下のように構成される。

昇降舵は直接的には姿勢角  $\theta$  を制御するものであるから、引き起こし制御系はその基本制御ループとして姿勢制御オートパイロットを含み、引き起こし制御ループは外側制御ループとしてオートパイロットに対する姿勢角制御命令  $\theta_i$  を与える。そして制御系全体としては、制御目的である(4)式の引き起こし径路が実現されるように設計されねばならない。その場合、2.1 で述べたように平行径路制御の立場からの設計法を採用するものとし、これらの要求に基づくオートパイロットおよび自動引き起こし制御方程式は、ラプラス変換の形で表わせば次のようになる。

オートパイロット制御方程式：

$\theta, \dot{\theta}$  をフィードバックして制御命令（入力） $\theta_i$  を実現するための昇降舵による姿勢制御オートパイロットは次式で与えられる。

$$\delta_e(s) = G_\theta(s) [K_\theta \{\theta_i(s) - \theta(s)\} - K_{\dot{\theta}} s \theta(s)] \quad (20)$$

ただし、 $G_\theta(s)$  は昇降舵駆動サーボ機構の伝達特性であり、次式で与えられるものとする。

$$G_\theta(s) = -\omega_\theta^2 / (s^2 + 2\zeta_\theta \omega_\theta s + \omega_\theta^2) \quad (21)$$

自動引き起こし制御方程式：

平行径路制御による引き起こし制御においては(4)式の  $h(t)$  を陽に制御目的とするのではなく、(4)式に対応した微分方程式の関係を實現することが直接の制御目的である。(4)式から次式が得られる。

$$\tau \dot{h}(t) + h(t) = H, \quad h(0) = h_0 \quad (22)$$

上式が(1)式の  $g_p = 0$  の具体的表現である。そして(22)式の関係を実現するために、 $\theta_i(s)$  は次式のように構成される。

$$\theta_i(s) = C(s) \{\dot{h}_r(s) - s h(s)\} \quad (23)$$

ここに、

$$C(s) = K_c C_n(s) / C_d(s) \quad (24)$$

$$\dot{h}_r(s) = -\{h(s) - H(s)\} / \tau \quad (25)$$

$C(s)$  は自動引き起こし計算機 (Autoflare Computer) の

伝達特性を表わし、その具体的構成については3.2で述べる。(25)式の $\dot{h}_r(s)$ は(23)式から判るように自動引起し計算機に対する命令信号であり、(22)式から導かれたものである。留意すべきことは、(23)、(25)式右辺の $h(s)$ は時々刻々の実高度 $h(t)$ のラプラス変換を表わしており、これによって制御系はフィードバック系となり、同時に平行径路制御系が構成されていることである。もし、(25)式右辺の $h(s)$ を(4)式で与えた時間の陽関数 $h(t)$ のラプラス変換 $\mathcal{L}[h(t)]$ で置き換えると、(23)式により制御系は依然フィードバック系ではあるが、制御目的は定められた時間関数 $h(t)$ を追跡することになり、これは一種の固定径路制御系である。

(20)～(25)式により構成される自動引起し制御系のブロック図は図8に示すものとなる。図中、制御対象である機体の伝達関数 $G_\theta(s) = \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)}$ 、 $G_h(s) = \frac{\dot{h}(s)}{\theta(s)}$ は(11)式から、それぞれ次式で与えられる。

$$G_\theta(s) = \frac{M_A \{s^2 - (X_u + Z_a)s - (X_a Z_u - X_u Z_a)\}}{s^4 + g_1 s^3 + g_2 s^2 + g_3 s + g_4} \quad (26)$$

$$\left. \begin{aligned} g_1 &= -(X_u + Z_a + M_A + M_q) \\ g_2 &= -(X_a Z_u - X_u Z_a) + (X_u + Z_a)M_q + (X_u + Z_a)M_a - M_a \\ g_3 &= (X_a Z_u - X_u Z_a)M_q - (X_a M_u - X_u M_a) + (M_u + Z_u M_a)X_\theta \\ &\quad + (M_a - X_u M_a)Z_\theta \\ g_4 &= (Z_u M_a - Z_a M_u)X_\theta + (X_a M_u - X_u M_a)Z_\theta \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

$$G_h(s) = \frac{-\{(Z_a - Z_\theta)s + (X_a Z_u - X_u Z_a) + (X_u Z_\theta - X_\theta Z_u)\}V_0}{s^2 - (X_u + Z_a)s - (X_a Z_u - X_u Z_a)} \quad (28)$$

ただし、 $X_\theta = g \cos \tau_0$ であり、 $Z_{\theta_0} = 0$ と仮定している。

図8は昇降舵による引起し運動のみに注目した場合であるが、実際の飛行運動には地面効果の影響(3.1.3)、および推力制御が併用される場合(3.1.4)にはスロットル操舵による運動が重畳される。

### 3.1.2 推力による自動引起し制御

着陸時における飛行速度が小さいSTOL機などにおいては、3.1.1で述べた昇降舵による引起し制御は困難である。これは昇降舵の効き、ないしは迎え角変化による揚力の増加が速度の2乗に比例するため、低速においては昇降舵操舵によって径路の引起し(トリム飛行に対して上昇)パワーが十分に得られないことが原因の一つである。

他の理由はSTOL飛行状態に特有の速度不安定現象の存在である。速度不安定現象は図9に示した飛行速

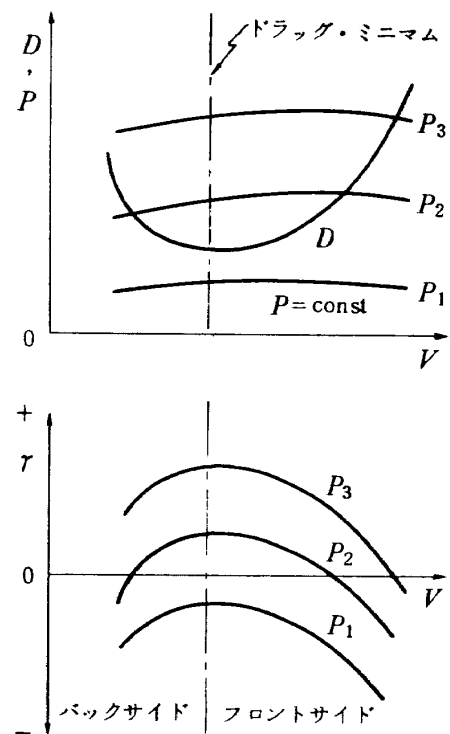


図9 パワー、抵抗—速度特性

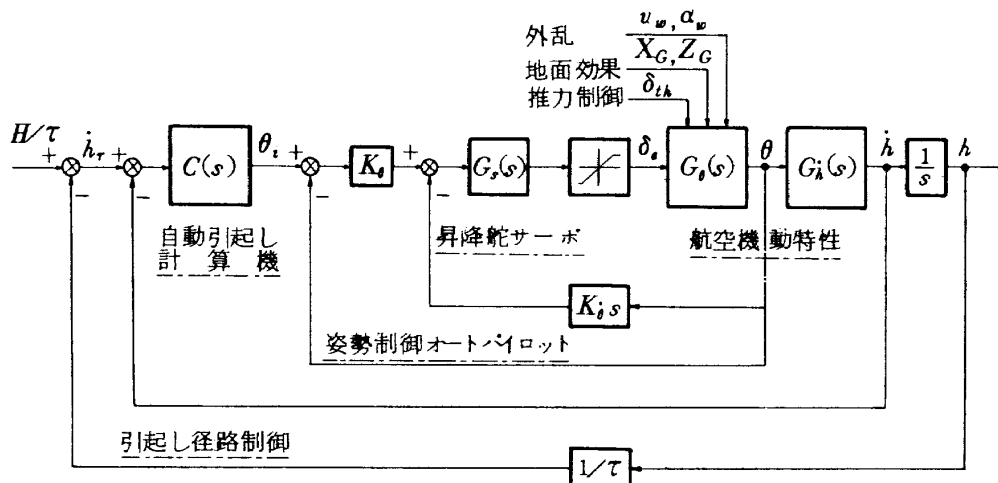


図8 自動引起し制御系ブロック図

度に対する空気抵抗特性のバックサイド領域におけるもので、飛行速度の小さいこの領域では飛行速度が増加（減少）すると空気抵抗は減少（増加）し、通常の飛行状態における関係と逆になる。この現象を昇降舵による径路の引き起こし運動に関して解析すると次のようになる。

(26)～(28)式から  $\delta_e$  に対する  $\dot{h} = V_0 \tau$  の応答を求めると(29)式が得られる。

$$\frac{\dot{h}(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-M_{\dot{a}} \{ (Z_{\dot{a}} - Z_{\dot{e}})s + (X_{\dot{a}}Z_{\dot{u}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{a}}) + (X_{\dot{a}}Z_{\dot{e}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{u}}) \} V_0}{s^4 + g_1 s^3 + g_2 s^2 + g_3 s + g_4} \quad (29)$$

通常の飛行状態では(29)式の分子について

$$Z_{\dot{a}} - Z_{\dot{e}} < 0, (X_{\dot{a}}Z_{\dot{u}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{a}}) + (X_{\dot{a}}Z_{\dot{e}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{u}}) < 0 \quad (30)$$

であるが、バックサイドにおいては、

$$Z_{\dot{a}} - Z_{\dot{e}} < 0, (X_{\dot{a}}Z_{\dot{u}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{a}}) + (X_{\dot{a}}Z_{\dot{e}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{u}}) > 0 \quad (31)$$

となる。これは低速になるに従い  $Z_{\dot{u}} (< 0)$  の絶対値が急激に増加し、 $X_{\dot{a}} (> 0)$  が減少するためである。

(31)式のもとでは  $\delta_e$  操舵に対する  $\dot{h}$  の応答において、操舵直後の過度応答の方向としばらく後の定常応答の方向が逆になる。たとえば上昇を行なうべく操舵桿を引き  $\delta_e < 0$  の操舵を行なうと、操舵直後は  $Z_{\dot{a}} - Z_{\dot{e}} < 0$  により上昇するが、その後の定常応答としては  $(X_{\dot{a}}Z_{\dot{u}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{a}}) + (X_{\dot{a}}Z_{\dot{e}} - X_{\dot{e}}Z_{\dot{u}}) > 0$  により降下する。(30)式の場合は、このような逆応答の現象は生じない。この昇降舵操舵に対する降下速度の逆応答が、バックサイドにおける速度不安定現象の具体的内容を成しており、STOL領域において、昇降舵による満足な引き起こし制御が期待できない原因の一つとなっている。

以上の理由により、STOL機などにおいては昇降舵によらず、スロットルによる推力制御によって引き起こし制御を行なうことが必要となる。推力による引き起こし制御の（上昇）パワーは低速領域でも減少はせず、直接揚力制御に近くなるので、引き起こし運動制御が容易になるという利点がある。自動引き起こし制御方程式は(23)式に対応して次式となる。

$$\delta_{eh}(s) = C(s) \{ \dot{h}_r(s) - s h(s) \} \quad (32)$$

$C(s), \dot{h}_r(s)$  は(24), (25)式で与えられるものである。

昇降舵制御における(23)式は(20)式のオートパイロットに対する制御入力を構成しているのに対して、(32)式はスロットル操舵命令を直接構成している。したがって、(32)式に基づく制御系は、昇降舵による引き起こし制御系におけるオートパイロットに対応した内側制御ループを有さない構成となる。これは昇降舵による引き起こし制御は姿勢角変化を通じて、すなわち姿勢角（正確には迎え角）の増加による空力的揚力増によって径路の引き起こしが行なわれるのに対して、推力による引き起こし制御は、推力の揚力成

分により直接上昇パワーを得る引き起こしであるからに他ならない。

したがって、自動引き起こし制御がスロットルにより行なわれる場合には、昇降舵による姿勢制御が引き起こし制御とは独立に行なわれる必要があり、それを自動制御によるか、パイロット操縦によるかによって、昇降舵制御系の構成も異なってくる。着陸制御をすべて自動的に行なうとして自動姿勢制御システムを併用する場合には、制御方程式としては姿勢制御オートパイロットを表わす、(20)式がそのまま用いられる。ただし、指令入力  $\theta_i$  は(28)式に基づく値ではなく、パイロットによる設定値（たとえば所望の着地姿勢角）となる。一方、パイロット操縦により姿勢制御を行なう場合は、特にSTOL機においては運動特性改善の観点から自動安定制御系の併用が必要であると考えられ、制御方程式は次式で与えられる。

$$\delta_e(s) = G_e(s) \{ -K_\theta \theta(s) - K_\theta s \theta(s) \} + \delta_{ep}(s) \quad (33)$$

$\delta_{ep}(s)$  はパイロット操舵量を表わす。上式による自動安定制御系は通常ASE (Automatic Stabilizing Equipment) と称され、設定入力を有する(20)式のオートパイロットとは区別される。

(32)式を基本制御ループとして、上述した姿勢制御システムを併用した推力による自動引き起こし系を単純化して示せば図10のようである。 $G(s)$  はスロットルおよび昇降舵操舵と各運動量の関係を与える伝達関数マトリックスで、各入出力間のカップリング項も含まれる。特にSTOL機においてはV T O L機のように推力による純粋の揚力制御は不可能であり、推力の前後方向成分も当然存在するので、それによる運動変化を考慮する必要がある。こうした制御系は一般に多変数系として取り扱われるべきであるが、同図は推力—高度、昇降舵—姿勢角の関係を各々独立と見なし、推力による引き起こし制御系の原則的な構成を示したものである。

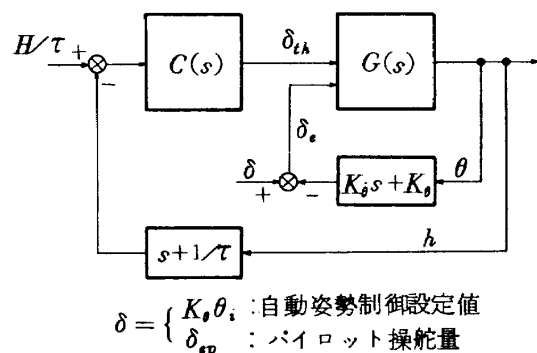


図 10 推力による自動引き起こし制御系

### 3.1.3 地面効果の影響

飛行機が滑走路面に近づくに従って機体まわりの空気が地面の影響を受ける。その影響は主翼においては誘導迎え角の減少として、尾翼においては吹降し角の変化として現われる。誘導迎え角の減少に伴ない誘導抵抗も減少して空気抵抗が減り、同時に実効迎え角が増加して揚力は増加する。また吹降し角の変化はピッチングモーメントの変化として現われる。これらの地面効果を抗力係数  $(C_D)_G$ 、揚力係数  $(C_L)_G$ 、およびモーメント係数  $(C_M)_G$  として表わすと、それぞれ次のようになる<sup>2),9)</sup>

$$(C_D)_G = -\{(C_L)_W^2 / \pi A_W\} \sigma(h_W) \quad (34)$$

$$\begin{aligned} (C_L)_G &= (C_L)_{WG} + (S_T/S_W)\{(C_L)_{TG} + (C_L)_{\varepsilon G}\} \\ &\div (C_L)_{WG} \\ &= (C_L)_W\{(C_L)_W / \pi A_W\} \sigma(h_W) \end{aligned} \quad (35)$$

$$\begin{aligned} (C_M)_G &= (C_M)_{WG} + (C_M)_{TG} \div (C_M)_{TG} \\ &= -\{(C_L)_{TG} + (C_L)_{\varepsilon G}\} (l_T/c) (S_T/S_W) \\ &= - (C_L)_T \left[ \frac{(C_L)_T}{\pi A_T} \sigma(h_T) + \varepsilon(h_W, h_T)_G \right] \frac{l_T}{c} \cdot \frac{S_T}{S_W} \end{aligned} \quad (36)$$

ここに  $\sigma, \varepsilon_G$  は高度  $h$  ( $h_W$  または  $h_T$ ) の関数として実験的に図表で与えられるが、 $\sigma$  については次の近似式が用いられている。

$$\sigma(h) = 1 - A/A_G(h) = \exp[-2.48(2h/b)^{0.768}] \quad (37)$$

$A_G(h)$  は地面効果による実効アスペクト比である。上式からわかるように地面効果は高度の減少とともに指数関数的に増加する。

(34)～(36)式により空力係数の変化として表わされた地面効果は、各種安定微係数の定義式から明らかなようにそれらの値を変化させ、機体の運動特性に影響を及ぼす。しかし、安定微係数の変化として地面効果を評価する方法は解析を複雑にするため、AFCSSの設計などにおいては地面効果を単に定量的に評価する方法が一般に用いられている。すなわち、(34)～(36)式で表わされた空力係数の変化を、機体に対する外部入力として取り扱う。(11)式右辺の  $X_G, Z_G, M_G$  は地面効果をこのようにして評価したものであり、(36)～(37)式より次式で与えられる。

$$X_G \div - (D)_G/m = -q S_W (C_D)_G/m \quad (38)$$

$$Z_G \div - (L)_G/mV_0 = -q S_W (C_L)_G/mV_0 \quad (39)$$

$$M_G = q S_W c (C_M)_G/I_Y \quad (40)$$

これら三つの量を(11)式右辺に用いれば、地面効果が機体運動に及ぼす影響を知ることができる。その内特に径路の引起し運動に本質的に影響するのは揚力の増加であり、それは昇降舵による引起し運動制御においては、所定の引起し径路を実現するために必要な迎え角、したが

って姿勢角の変化として現われる。

地面効果の有無による姿勢角の差は、概略以下のように見積ることができる。簡単のため(11-2)式において  $u = r_0 = Z_{\delta_k} = \delta_{\delta_k} = 0$  と仮定し、まず地面効果の無い場合を考えて  $Z_G = 0$  とすると次式を得る。

$$\dot{\gamma} - Z_a \gamma = -Z_a \theta \quad (41)$$

同様に地面効果( $Z_G$ )のある場合について、各量に ' $\hat{\phantom{x}}$ ' を付して示せば次式となる。

$$\hat{\gamma} - Z_a \hat{\gamma} = -Z_a \hat{\theta} - Z_G \quad (42)$$

地面効果の有無にかかわらず所定の引起し運動が行なわれているとすると、(41)、(42)式において径路を表わす量  $\gamma = \hat{\gamma}$ 、 $\dot{\gamma} = \hat{\gamma}$  であり、したがって両辺の右辺は等しく、次式が得られる。

$$\theta - \hat{\theta} = Z_G / Z_a \equiv \theta_G > 0 \quad (Z_G, Z_a < 0) \quad (43)$$

上式は地面効果の有無による姿勢角の差  $\theta_G$  が、 $|Z_G|$  に比例しており、したがって高度の減少(時間の経過)とともに増加することを表わし、同時に地面効果による揚力増分を仮りに姿勢角(正確には迎え角)の増加による揚力増として換算した場合、その値は  $\theta_G$  であることを示している。換言すれば、(43)式は地面効果のもとでは姿勢角が  $\theta_G$  だけ小さい値で所定の引起し運動が行なわれることを示している。

(43)式は物理的に当然の結果であるが、このように姿勢角を問題にするのは、それが着地姿勢角  $\theta_{T/D}$  に直接関係するからである。つまり  $|Z_G|$  が大で  $\theta_G$  が大きい場合は、 $\hat{\theta} \approx 0$  となり、これは径路の引起しがほとんど地面効果によって行なわれ、機首の引起しは不要になることを意味する。事実、アスペクト比が小さくて地面効果の大きいデルタ翼機(35)式参照)などでは機首の引起しをしないで径路が引起される場合があり<sup>10)</sup>、こうした機体ではアプローチ中のトリム姿勢角がそのまま着地姿勢角になる可能性がある。その場合は(17)式が成立しないため  $\theta_0 > 0$  である必要がある。

地面効果の内  $M_G$  はパイロット操縦の観点からは最も直接的に影響が現われる量である。しかし、 $Z_G$  などと異なり単に機体の重心まわりの運動に影響を及ぼすものであるので、径路の引起し運動制御においては何等本質的なものではない。すなわち、昇降舵操舵量を次式に従って余分にとることが必要となるのみである。

$$M_{\delta_k} \delta_k(M_G) + M_G = 0 \quad (44)$$

上式の  $\delta_k(M_G)$  は(18)式右辺で  $\delta_k(\delta_{\delta_k}, M_G)$  としたものの(ただし  $\delta_{\delta_k}$  に対応したものは除く)である。制御方式などの詳細については3.1.4で述べる。

### 3.1.4 昇降舵による引起し制御と推力制御の併用

3.1.2で述べた径路の引起しを目的とした推力制御と

異なり、昇降舵による自動引き起こし制御のもとで行なわれる推力制御がある。制御目的は前述した地面効果に対応したものと、速度制御を目的とするものの二つが考えられる。

地面効果の内、引き起こし運動に対して本質的に影響するのは揚力の変化であり、それが最終的に着地姿勢角に影響を及ぼすことは3.1.3の解析結果が示すとうりである。したがって、地面効果のもとで昇降舵により所定の径路の引き起こしを行ない、同時に所定の着地姿勢角などを得るためには、(11)式より次のような推力制御  $(\delta_{th})_G$  を行なう必要がある。

$$\begin{cases} X_{th}(\delta_{th})_G + X_G = 0 & (45-1) \\ Z_{th}(\delta_{th})_G + Z_G = 0 \quad (Z_{\delta_e} = 0) & (45-2) \\ M_{th}(\delta_{th})_G + M_{\delta_e} \delta_e : (\delta_{th})_G, M_G) + M_G = 0 & (45-3) \end{cases}$$

上式の内重要なものは(45-1, 2)式であり、特に(45-2)式の成立は所定の引き起こしを実現するためには不可欠である。したがって併用される推力制御方程式としては、次式を採用することが考えられる。

$$(\delta_{th}(h))_G = -(Z(h))_G / Z_{th} < 0 \quad (46)$$

上式によれば(45-1)式は成り立たないが、 $X_G/X_{th}$ と $Z_G/Z_{th}$ は同符号であるので、(46)式の $(\delta_{th})_G$ は(45-1)式がある程度は満足される方向の制御となっている。

(46)式はスロットルを絞る方向の推力制御であり、燃料消費の観点からも望ましく、パイロットによる着陸操作においても同様のスロットル操作が行なわれていることは、(46)式による推力制御の妥当性を裏づけるものである。また、(46)式は地面効果 $Z_G$ が(35)式で与えられるように高度 $h$ の関数であるので、推力制御も高度の関数として行なわれるべきことを示している。ただし、

$(Z(h))_G$ を直接測定することは不可能であることに注意する必要がある。これは制御方式を決定づけるもので、(46)式による推力制御は一種の開ループ制御にならざるを得ない。具体的には(35)、(39)および(46)式に従って $(\delta_{th}(h))_G$ を予め計算しておいて、そのデータに基づいて $h$ の関数として推力を制御することになる。勿論 $h$ は引き起こし運動中に測定される実高度であるが、こうした制御方式はプログラム制御と呼ばれる。

プログラム制御の中で最も簡単なものは時間によるプログラム方式である。ただし関数形が単純な場合に限られるが、目下の推力制御についても、(46)式に基づく高度によるプログラムに代えて、次の時間プログラム制御が考えられる。

$$(\delta_{th}(t))_G = -(K_{th})_G \cdot t \quad : \quad (K_{th})_G > 0 \quad (47)$$

上式は引き起こし制御開始時を起点として、時間の経過に比例してスロットルを絞る制御を表わしており、制御系の構成は甚だ簡単なものとなる。このように時間に比例してスロットルを絞ることにより、地面効果に'対抗'できること、すなわち(47)式が(46)式とほぼ等価であることは図11から明らかである。同図には $h$ が(4)式で与えた時間の指数関数として制御されている場合、その $h$ の指数関数で表わされる地面効果は時間の一次関数と見なし得ることを示している。 $(K_{th})_G$ の値は同図に示したものであるが、具体的には(46)式のみならず(45-1)式も考慮して、望ましい着地状態が得られるように選定される。

モーメントに関する(45-3)式は、 $M_G$ および(46)あるいは(47)式による $(\delta_{th})_G$ に対する昇降舵操舵量、すなわち(18)式右辺の $\delta_e(\delta_{th}, M_G)$ を与える。このように昇降舵による引き起こし制御において推力制御を併用すると、必要な昇降舵操舵量としては本来の引き起こし制御に対応する量 $\delta_e(\text{flare})$ と地面効果に対応する量 $\delta_e(\delta_{th}, M_G)$ の和になることは(18)式で示したとうりである。 $\delta_e(\delta_{th}, M_G)$ に関する制御方式には次の二つの方法がある。

一つの方法は(45-3)式から：

$$\begin{aligned} \delta_e(\delta_{th}, M_G) &= \delta_e((\delta_{th})_G, M_G) \\ &= \delta_e((\delta_{th})_G) + \delta_e(M_G) \end{aligned} \quad (48)$$

$$\begin{cases} \delta_e((\delta_{th})_G) = -(\delta_{th}, h)_G (M_{th}/M_{\delta_e}) & (49-1) \\ \delta_e(M_G) = -(M_{th})_G / M_{\delta_e} : (44) \text{式} & (49-2) \end{cases}$$

として、上述した $(\delta_{th}(h))_G$ と同様にプログラム制御系を構成する方法である。 $\delta_e((\delta_{th})_G)$ の方は実際のスロットル操作量を直接用いて昇降舵操舵命令を得る $\delta_{th} \rightarrow \delta_e$ のクロス制御としてもよい。これは積極的制御であり利点はあるが、本質的に開ループ制御であるのが欠点であり、設計手法としても基本的には多入力系としての取り扱いが必要である。

他の方法は(48)式に対応した昇降舵制御のための制御系統を別途には構成せず、基本的な自動引き起こし制御ルー

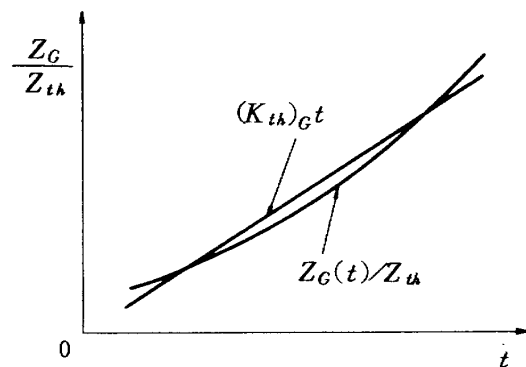


図 11 推力制御(47)式の妥当性

ブにより(48)式を含めた制御を得ようとするものである。これは  $M_{th}(\delta_{th})_G, M_G$  を一種の外乱と見なすことに他ならない。そして図8に示した自動引起し制御系は内側制御ループとして姿勢制御系を含み、径路制御のための外側ループが存在しているので、本来、モーメントとしての外乱の影響は十分補償される構成となっている。すなわち、 $\delta_{th}(\delta_{th}, M_G)$  は自動的に操舵されると考えてよく、以下ではこの立場から設計をすすめるものとする。

以上、昇降舵による自動引起し制御において必要な、地面効果に対応した推力制御について述べた。要約すれば、(46)式の推力制御によって地面効果は相殺され、かつ推力制御および  $M_G$  によるモーメント効果は基本的な昇降舵制御系統により自動的に補償される。前節までの引起し運動制御の検討において、地面効果の項を分離して取り扱ったのは、こうした事情による。

次に飛行速度を一定に保つための推力制御について考察する。ただし、この推力制御は自動引起し制御において本質的なものではなく、必要に応じて併用されるものであり、普通は引起し運動中よりもむしろアプローチ・フェーズで用いられる制御である。

制御方程式は(11-1)式より次式で与えられる。

$$\delta_{th} = -(X_u u + X_\alpha \alpha - g \cos \gamma_0 \cdot \theta) / X_{th} \quad (50)$$

上式の制御のもとでは  $\dot{u} = 0$ 、したがって  $u = 0$  となり、運動方程式(11)式は2自由度に退縮して次式となる。

$$\begin{cases} \ddot{\alpha} - Z'_\alpha \alpha - \dot{\theta} + Z'_\theta \theta = Z_{th} \delta_{th} \\ -M'_\alpha \ddot{\alpha} - M'_\theta \ddot{\theta} - M'_\gamma \dot{\theta} + M'_\theta \theta = M_{th} \delta_{th} \end{cases} \quad (51-1) \quad (51-2)$$

ここに、(50)式を(11-2, 3)式に代入して、

$$\left. \begin{aligned} Z'_\alpha &= Z_\alpha - X_\alpha (Z_{th} / X_{th}) \\ Z'_\theta &= (g/V_0) \sin \gamma_0 - g \cos \gamma_0 (Z_{th} / X_{th}) \\ M'_\alpha &= M_\alpha - X_\alpha (M_{th} / X_{th}) \\ M'_\theta &= -g \cos \gamma_0 (M_{th} / X_{th}) \end{aligned} \right\} \quad (52)$$

である。

2.3で指数関数径路による着陸特性を解析する際に  $u = 0$  と仮定したが、積極的に速度一定を得るためには

(50)式による方法が考えられ、その場合は2.3.2で導いた諸式中の安定微係数は(52)式の'、'の付いたものに置き換えたものとなる。しかし、普通の飛行機では  $Z_{th}, M_{th} \ll X_{th}$  であるので、(53)式を考慮した場合としない場合で着陸特性に大きな差異は生じない。これは一方においてCTOL着陸運動中における速度変化は一般に微小であるという事実に対応している。

(50)式は  $\dot{u} = 0$  を厳密に実現する条件であるが、空力減衰項である  $X_u u$  を人為的に消去するのは不要なことであり、したがって  $u$  のフィードバックを省略すると(50)式は次式となる。

$$\delta_{th} = -(X_\alpha \alpha - g \cos \gamma_0 \cdot \theta) / X_{th} \quad (53)$$

さらに、引起し運動中における推力制御として考える場合は厳密な速度一定の制御は特に必要ではないので、迎え角  $\alpha$  のフィードバックも省略した制御で十分であると考えられ、その場合は次式となる。

$$\delta_{th} = g \cos \gamma_0 \cdot \theta / X_{th} \quad (54)$$

2.3.2で示したように引起し運動中における迎え角の変化が微小であることも、 $\alpha$  のフィードバックを省略し得る一つの根拠である。

なお、(54)式は姿勢角の変動に伴う機体運動に対する重力項の変動を、推力により直接補償するものと解釈され、これにより3.1.2で述べたSTOL領域における速度不安定現象が解消されることは注目すべきことである。これは(54)式の制御が行なわれると(29)式の分子が変化し、特に  $X_\alpha (=g \cos \gamma_0)$  が消去されるため、(31)式の状態が生じないことによる。したがって、(54)式による推力制御はSTOL機においては必要性が大であると考えられる。同時にCTOL機においても、着陸時の飛行状態が通常フロントサイドとバックサイドの遷移点(ドラッグミニマム)近傍であることを考慮すれば、昇降舵による引起し制御特性を改善するため、(54)式による推力制御の併用は望ましいことである。

以上により、昇降舵による自動引起し制御において、

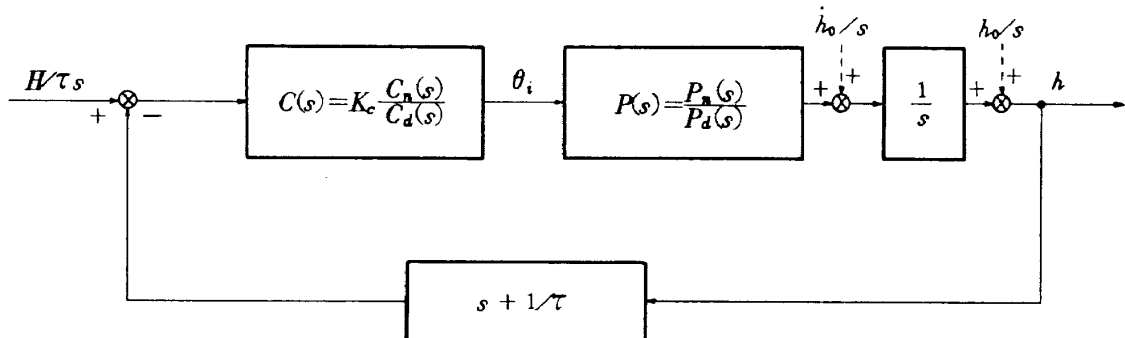


図 12  $C(s)$  設計のためのブロック図



地面効果対策と引き起こし性能改善のため、実用的な推力制御としては(47)式と(54)式を合わせた次式による推力制御の併用が提案される。

$$\delta_{th} = -(K_{th})_G \cdot t + g \cos \gamma_0 \cdot \theta / X_{th} \quad (55)$$

### 3.2 自動引き起こし制御系のシンセシス

前節では自動引き起こし制御系としてCTOLを対象にした昇降舵制御方式と、STOLを対象にした推力制御方式が考えられることを述べた。本節では昇降舵制御系について具体的な設計を行なうが、以下述べる手法は推力による引き起こし制御系の設計に対しても適用できるものである。

#### 3.2.1 自動引き起こし計算機の伝達特性

(24)式で与えた自動引き起こし計算機  $C(s) = K_c C_n(s) / C_d(s)$  の伝達特性を決定する。設計目標は図8に示した自動引き起こし制御により(4)式の引き起こし径路を実現することである。その際、推力および地面効果については3.1.4で述べたように  $X_G, Z_G$  は(47)式の推力制御によりほぼ相殺され、また  $M_G$  および推力のモーメント効果はオートパイロット制御ループにより自動的に補償されたと考え、両者はここでは考慮しないものとする。すなわち、図8は2入力 ( $\delta_e$  および  $\delta_{th}$ ) 系であるが、これを各入力 (昇降舵制御および推力制御) ごとに独立に扱う。こうした取り扱いが本システムの設計において妥当なことは前節までの解析から明らかであり、さらに5の数値設計例でも確かめることができる。

図12は図8において推力および地面効果の項をはぶき、初期状態量  $\dot{h}_0, h_0$  を明示し、さらにオートパイロットを含む機体の運動特性を次式により一つの伝達関数で表わしたものである。

$$P(s) = \dot{h}(s) / \theta_e(s) = P_n(s) / P_d(s) \quad (56)$$

ただし、 $P_n(s), P_d(s)$  は(20), (26)~(28)式よりそれぞれ次式で与えられる。

$$P_n(s) = K_g M_{\dot{h}} \{ (Z_a - Z_g) s + (X_a Z_u - X_u Z_a) + (X_u Z_g - X_g Z_u) \} V_0 \quad (57)^*$$

$$P_d(s) = s^4 + g_1' s^3 + g_2' s^2 + g_3' s + g_4' \quad (58)$$

$$\left. \begin{aligned} g_1' &= g_1 - K_g M_{\dot{h}} \\ g_2' &= g_2 + M_{\dot{h}} \{ K_g (X_u + Z_a) - K_g \} \\ g_3' &= g_3 + M_{\dot{h}} \{ K_g (X_a Z_u - X_u Z_a) + K_g (X_u + Z_a) \} \\ g_4' &= g_4 + K_g M_{\dot{h}} (X_a Z_u - X_u Z_a) \end{aligned} \right\} \quad (59)$$

上式は昇降舵駆動サーボ機構の伝達特性を理想的なもの、すなわち  $G_g(s) = -1$  と仮定した場合であるが、この仮定は(21)式において  $|s| \ll \omega_s$  としたものであり、引き起こし運動中においては十分成り立つ。

\* この式は  $Z_{\dot{h}} = 0$  とした場合であり  $Z_{\dot{h}} \neq 0$  なら  $P_n(s)$  は  $s$  の3次式となる。しかし  $|Z_{\dot{h}}| \ll |M_{\dot{h}}|$  であり、 $Z_{\dot{h}} \neq 0$  は本節および3.2.2の安定性の議論にはほとんど影響しない。詳細は付録A参照。

図12のシステムの高度応答  $h(s)$  はバイアス入力  $H/\tau(s) = H/\tau s$  および初期条件  $h_0(s) = h_0/s, \dot{h}_0(s) = \dot{h}_0/s$  の関数として次式のように表わすことができる。

$$h(s) = h_1(H/\tau, s) + h_2(h_0, s) + h_3(\dot{h}_0, s) \quad (60)$$

ただし、

$$\left. \begin{aligned} h_1(H/\tau, s) &= \{ K_c D_n(s) / D_d(s) \} (H/\tau s) \\ h_2(h_0, s) &= \{ 1 - K_c D_n(s) / \tau D_d(s) \} (h_0/s) \\ h_3(\dot{h}_0, s) &= \{ 1 - K_c D_n(s) (s+1/\tau) / D_d(s) \} (\dot{h}_0/s^2) \end{aligned} \right\} \quad (61)$$

$$\left. \begin{aligned} D_n(s) &= C_n(s) P_n(s) \\ D_d(s) &= s C_d(s) P_d(s) + K_c C_n(s) P_n(s) (s+1/\tau) \end{aligned} \right\} \quad (62)$$

したがって、

$$|s C_d(s) P_d(s)| \gg |K_c C_n(s) P_n(s)| \quad (63)$$

の場合には  $h_1 \div 0, h_2 \div h_0/s, h_3 \div \dot{h}_0/s^2$  となり

$$h(t) = \mathcal{L}^{-1}[h(s)] \div h_0 + \dot{h}_0 t \quad (64)$$

を得る。逆に

$$|s C_d(s) P_d(s)| < |K_c C_n(s) P_n(s)| \quad (65)$$

の場合は  $h_1 \div H/\tau s (s+1/\tau), h_2 \div h_0/(s+1/\tau),$

$h_3 \div 0$  となり

$$h(t) \div (h_0 - H) \exp(-t/\tau) + H \quad (66)$$

が得られる。

(64)式は引き起こし制御が何等行なわれず、トリム飛行状態が続いていることを表わしている。条件式である(63)式は両辺の  $s$  のべきの大小関係により、 $|s| \gg 1$  の場合に成立するが、引き起こし制御開始直後の過渡運動状態では一般に  $|s| \gg 1$  である。したがって、(63), (64)式は  $C(s)$  の構成如何によらず、一般に引き起こし制御開始直後は、制御開始前のトリム飛行状態に近い飛行径路をたどることを表わしていると解釈される。

一方、(66)式の右辺は所望の引き起こし径路(4)式そのものである。したがって、その条件式である(65)式に基づいて  $C(s)$  は設計されることになる。(65)式は  $K_c \gg 1$  で成り立つ条件式であり、これは  $C(s)$  が端的には高利得要素であればよいことを示している。すなわち、

$$C(s) = K_c \quad (K_c : \text{大}) \quad (67)$$

が最も簡単に引き起こし計算機である。

さらに  $h(s)$  の定常応答においては  $|s| \ll 1$  であるので、(61)式より次式が得られる。

$$\left. \begin{aligned} h_1(t \rightarrow \infty) &= s h_1(H/\tau, s) \Big|_{s \rightarrow 0} = H \\ h_2(t \rightarrow \infty) &= s h_2(h_0, s) \Big|_{s \rightarrow 0} = 0 \\ h_3(t \rightarrow \infty) &= s h_3(\dot{h}_0, s) \Big|_{s \rightarrow 0} = 0 \\ &= \{ \tau \dot{h}_0 / P(0) \} / C(s) \Big|_{s \rightarrow 0} \end{aligned} \right\} \quad (68)$$

上式によれば、もし  $h_3(t \rightarrow \infty) = 0$  が成立すれば、定常応答は初期降下速度  $\dot{h}_0$  の値によらず所定のもの、すなわち  $h(t \rightarrow \infty) = H$  となる。 $h_3(t \rightarrow \infty) = 0$  は(68)式の第3式より  $C(s) \Big|_{s \rightarrow 0} = \infty$  により実現される。したがって  $C(s)$  は

積分項を含むことが望ましく、これは  $|s| \ll 1$  においては(65)式の条件とも合致する。したがって(67)式と合せて、 $C(s)$ は次式の構成をとる必要がある。

$$C(s) = K_c(1 + c/s), \quad K_c: \text{大}, \quad c > 0 \quad (69)$$

上式は $C(s)$ の基本構成を示すものであるが、後述するように  $K_c$  を任意の大きな値とすることはシステムの安定性の面から制限を受ける。また、実際の着陸は  $h(s)$  の過渡応答の後半のフェーズ ( $|s|$ : 小) で行なわれるため、(65)式の条件および  $h_3 \neq 0$  はそのフェーズでよく成立することが必要である。したがって、 $|s|$  の小さい領域で利得が大きい遅れ要素の導入が考えられる。ただし、遅れ要素単独の導入は一般にシステムの安定性を損うので進み要素と共に用いられるのが普通である。以上により  $C(s)$  の最終的な構成として次式が得られる。

$$C(s) = K_c \left( 1 + \frac{c}{s} \right) \left( \frac{1 + \alpha T_1 s}{1 + T_1 s} \right) \left( \frac{s + \beta T_2}{s + T_2} \right), \quad \alpha, \beta \gg 1 \quad (70)$$

(67), (69), あるいは(70)式いずれの $C(s)$ が引起し計算機の構成として適しているか、さらに $C(s)$ のパラメータ  $K_c, c, \alpha, \dots$  などの最適値の決定は、制御対象である航空機の動特性に依存するとともに、オートパイロットの利得  $K_\theta, K_\delta$ , 引起し制御定数  $H, \tau$  などとも関連する。具体的には数値設計による他なく、5.で例を述べる。

### 3.2.2 自動引起し制御系の安定性

前節では $C(s)$ の伝達特性を導いたが、これは自動引起し制御の機能ないしは応答性の面からの要求を表わしている。周知の通り、自動制御系の設計においては応答性ととともに系全体の安定性が十分考慮されなければならない。一般的には応答性と安定性は相反する要求事項であるため、前節で導いた各 $C(s)$ を用いた場合のシステムの安定性について検討しておく必要がある。

ただし、安定性に関する具体的な数値、たとえば  $K_c$  の安定限界値などは数値例による他なく、ここでは定性的検討を行なうにとどめる。

最初に自動引起し制御ループを付加する以前の、オートパイロット制御を含む機体の安定性について調べる。図13は(26)式で表わされる機体に(20)式の姿勢制御を行なった場合の特性方程式、すなわち(58)式の  $P_d(s)=0$  の根軌跡図である。図中×印は機体固有の動特性、すなわち(26)式の分母=0の根であり、長短両周期モード (long period or phugoid mode, short period mode) の特性根を示す。○印は零点、すなわち(26)式の分子=0の根、およびフィードバック・ループにより導入された  $K_\theta + K_\delta s = 0$  の根である。根軌跡は比  $K_\theta/K_\delta = \text{一定}$  として  $K_\delta(K_\theta)$  をパラメータとして描いた

ものである。

図14はオートパイロットを内側制御ループとして、さらに(23), (25)式の引起し制御ループを加えた場合の根軌跡図であり、図(a), (b), (c)は各々 $C(s)$ として(67), (69), (70)式とした場合で、パラメータは  $K_c$  である。図中×印は伝達関数の極、すなわち  $P_d(s)=0$  の根 (たとえば図13の口印),  $C_d(s)=0$  の根、および積分  $\int h dt = h$  による原点極を表わす。○印で表わした零点は(57)式の  $P_n(s)=0$  の根,  $C_n(s)=0$  の根、およびフィードバック・ループの  $s+1/\tau=0$  の根である。

図14から明らかなように  $K_c$  をを大きくすると制御系は不安定になる。これは前述した通り応答性の面からの要求、すなわち所定の引起し径路を実現するためには  $K_c$  あるいは  $|C(s)|$  が大でなければならないとする(65)式の条件と、安定性の面からの要求が相反することを示している。したがって、 $C(s)$ として(67), (69), (70)式いずれの構成を採用するとしても、 $K_c$ の値は応答性と安定性の要求の妥協点として選択されることになる。

$K_c$ にかぎらず、その他の制御系パラメータも数値的には試行錯誤法により決定されるが、主として安定性の面から各パラメータのとりべき値の傾向は図13, 14を参照して次のようである。

- 1) 姿勢制御ループの利得  $K_\theta, K_\delta$  は、それ単独ではオーバダンピングになる程度に設定する必要がある。これは引起し制御ループの付加により系全体の安定性が悪化するためである。
- 2)  $h_0$  に対するオフセットを減少させる目的で導入された $C(s)$ の中の積分定数  $c$  は、安定性の面からは小さい程よい。
- 3)  $C(s)$ として(70)式を採用する場合の遅れ-進み要素の各定数は、引起し径路応答の主角周波数との関連において  $\omega(s=j\omega) < 1/\tau$  の帯域で高利得となり、

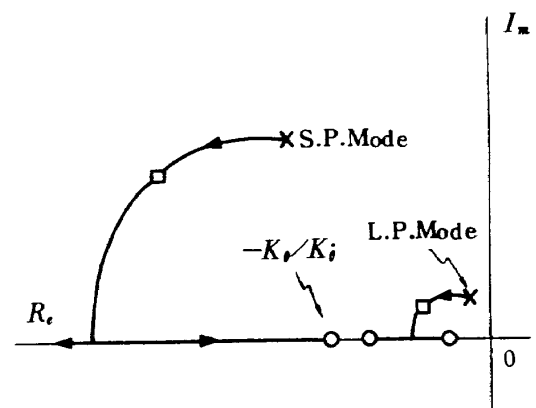


図13 姿勢制御オートパイロット根軌跡

かつ位相遅れが小さくなるように選ぶことが望ましい。

4) 経路定数  $\tau$  (または  $1/\tau$ ) も系の安定性に影響するが、これはバイアス入力  $H$  とともに引き上げ経路設定の観点から定められるものである。

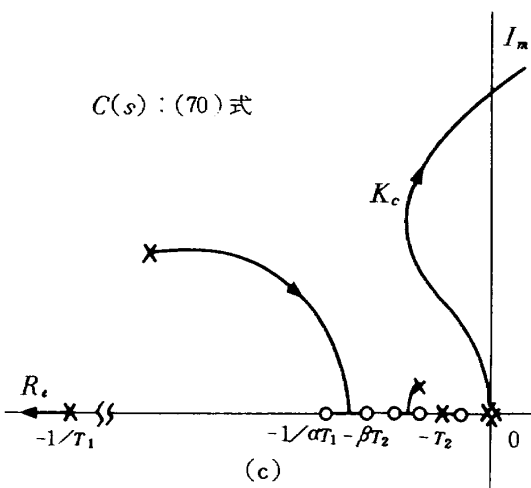
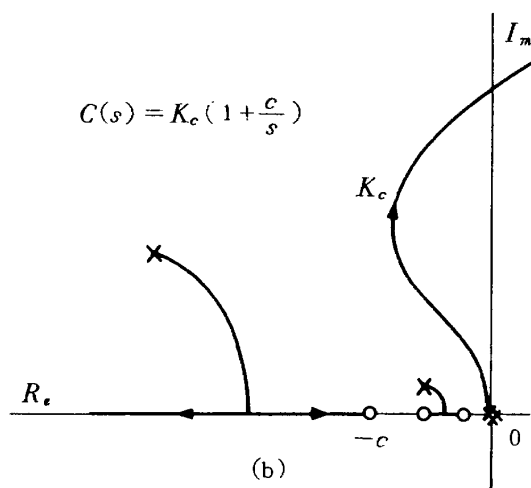
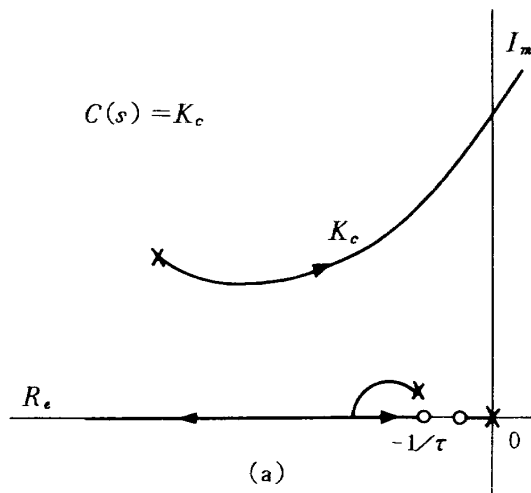


図 1.4 自動引き上げ制御系の根軌跡

#### 4. 運用上の問題

前章までで自動引き上げ制御系の基本設計を行なった。本章では自動引き上げ制御システムの運用にかかわる設計上の問題として、引き上げ制御開始時点における初期状態の変動と、引き上げ制御中に受ける外乱(風)の影響について検討する。ただし、引き上げ制御開始に関してはいわゆるカップラー設計の問題があり、風の影響については突風軽減装置の設計問題と関連するが、ここでは前節までに基本設計された制御系が初期状態の変動および風の影響のもとに、どのように制御性能を維持するかという観点からの検討にとどめる。

引き上げ制御中におけるエンジン停止も運用上重大な問題であるが、エンジン停止は縦運動よりも横運動に大きな影響を及ぼすものであり、この面での検討抜きでは論じられない。この問題については 5. で簡単に触れることとする。

##### 4.1 初期状態の変動

引き上げ制御開始時点における高度および降下速度がノミナルな設計点と異なった場合、その後の引き上げ経路は影響をうける。そして平行経路制御系では経路の滑らかさと所定の着陸状態の実現を重視して、空間に固定された意味でのノミナルな引き上げ経路にもどす制御は行なわれないことは 2.1.1 で述べた通りである(図 3 参照)。

引き上げ制御を開始すべき高度および降下速度の設計値を  $h_0, \dot{h}_0$  とし、実際の制御開始がそれぞれ  $h_0 + \Delta h_0, \dot{h}_0 + \Delta \dot{h}_0$  で行なわれたとすると、その後の高度応答は(60)式と同様に次式で表わされる。

$$h(s, \Delta h_0, \Delta \dot{h}_0) = h_1(H/\tau, s) + h_2(h_0 + \Delta h_0, s) + h_3(\dot{h}_0 + \Delta \dot{h}_0, s) \quad (71)$$

ただし、 $h_2(h_0 + \Delta h_0, s), h_3(\dot{h}_0 + \Delta \dot{h}_0, s)$  は(61)式の  $h_2, h_3$  において  $h_0$  を  $h_0 + \Delta h_0$  に、 $\dot{h}_0$  を  $\dot{h}_0 + \Delta \dot{h}_0$  に置き換えたものである。

3.2.1 で明らかにしたとおり、引き上げ計算機  $C(s)$  の構成如何によらず制御開始の直後においては(63)式が成立する。特に(71)式のように正規のカップリングが行なわれない場合は、大きな過渡運動が生ずると考えられ、 $|s| \gg 1$  により(63)式は益々よく成り立つ。したがって、制御開始直後の高度応答は(64)式より次式となる。

$$h(t, \Delta h_0, \Delta \dot{h}_0) = (h_0 + \Delta h_0) + (\dot{h}_0 + \Delta \dot{h}_0)t \quad (t: \text{小}) \quad (72)$$

しかし、過渡状態が終り着陸近傍になれば、 $C(s)$  として(69)式あるいは(70)式を採用している場合は初期降下速度の影響は無くなり、 $h(t)$  は(66)式と同様に次式となる。

$$\begin{aligned}
 h(t, \Delta h_0, \dot{\Delta h}_0) &= (h_0 + \Delta h_0 - H) \exp(-t/\tau) + H \\
 &= h(t) \Big|_{(66) \text{式}} + \Delta h_0 \exp(-t/\tau) \\
 &\quad (t: \text{大}) \quad (73)
 \end{aligned}$$

図15は(72), (73)式に基づいて  $\Delta h_0, \dot{\Delta h}_0$  による着陸径路の変化を典型化して示したものである。横座標は時間  $t$  であるが、飛行速度がほぼ一定であるので対地飛行距離  $d$  と考えても差支えなく、したがって同図は空間径路を表わしていると考えてよい。(a)図は  $\Delta h_0 = 0$ ,  $\dot{\Delta h}_0 \neq 0 (>0)$  の場合で実線が所定の径路、点線が  $\dot{\Delta h}_0$  による径路の変化を表わしている。(b)図は  $\Delta h_0 \neq 0 (>0)$ ,  $\dot{\Delta h}_0 = 0$  の場合である。(a)図、(b)図のいずれが現実を生ずるかは、制御開始のカップリング条件に依存し、制御開始高度が一定の方式の場合は(a)図となり、滑走路上の一定地点に於て制御を開始する方式の場合は(b)図となる可能性が大きい。(a)図に於ては径路の形状が所定のものであっても空間的に、すなわち滑走路に対しては前後にずれる場合が生ずることに注意する必要がある。

平行径路制御とは元来、図3に示したように風などの

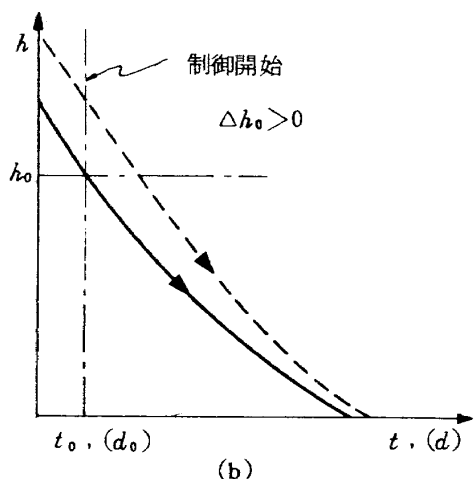
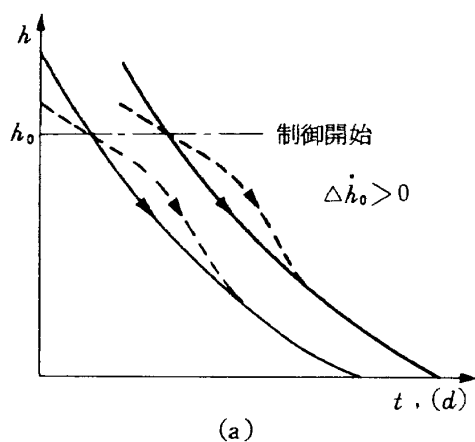


図 15 初期条件の変動による引起し径路の変化

影響で径路が所定のものからずれた場合、その後の径路は元の径路に対して平行になることを意味するが、図15(a)の実線で表わされた径路が互いに平行になることも事情は同じである。同時に、同図は前節で導いた  $C(s)$  の構成によれば  $\dot{h}(0)$  がノミナル値からずれた場合も平行径路制御が保たれることを示している。その結果、着地点のずれ  $\Delta d_{T/D}$  が生じてても他の着陸条件  $\dot{h}_{T/D}, \theta_{T/D}$  などは所定の値が実現されるのである。図15(b)の場合は厳密には平行径路制御とはなっていない。しかし、 $\Delta h_0$  による径路のずれ  $\Delta h_0 \exp(-t/\tau)$  が着地時点では十分小さな値となることは明らかであり、したがって(b)図の場合は  $\Delta d_{T/D}$  も小さく、かつ  $\dot{h}_{T/D}, \theta_{T/D}$  は所定の値に近いものとなることが判る。以上により、前節で設計された引起し制御計算機  $C(s)$  は、初期条件の変動という運用上の問題の一つに対しても、十分に機能し得ることが示された。

ここで前述したカップラーの設計に関して簡単に触れておく。カップラーの具体的な構成は、引起し制御方式とともにアプローチ中の制御方式によって決定されるが、上述したように初期条件の変動に対しても制御性能が損われない平行径路制御の場合はカップラーの設計が容易であると考えられる。すなわち、カップラーは単に制御モードを切替える機能を有しておれば十分であり、その後の制御性能まで考慮して設計される必要はない。これに対して、たとえば2.1.8で述べた着地点制御方式が採用されている場合は、制御時間が直接制御に影響するため、カップラーは単なるモード切替機能を有するのみでは不十分である。すなわち、制御開始時刻も含めた初期条件の変動に対して、その後の引起し制御性能が保障されるべく、カップラーはアクティブな制御機能を有することが要求されることが考えられる。

図16はアプローチ中(引起し制御開始直前)の制御モードが姿勢保持のオートパイロット制御\*)で、引起し制御モードが平行径路制御である場合の、カップラーの構成を簡単化して示したものである。図中  $\theta_{i_0}$  はアプローチ中におけるトリム姿勢角の命令信号であり、 $\theta_{i_f}$  が引起し制御開始に伴ない印加される制御命令である。このように  $\theta_{i_0}$  に  $\theta_{i_f}$  を重畳する理由は、引起し制御はトリム飛行状態を基準にして、その状態からの運動変化として行なわれるからに他ならない。したがって、同図の場合のカップラーの機能は厳密には制御モードの「切替え」

\*) ILSビームに沿って自動進入する場合でも、高度200~100 ft 以下ではビームの信頼性が低下するため、引起し制御開始までは姿勢保持オートパイロットにより制御されることが多く、これを glide-path extension mode と呼ぶ。高度50 ft までを手動制御し、それ以降を自動制御することは普通行なわれない。

ではなく、新しい信号  $\theta_{if}$  を加えるに過ぎない。信号印加のためのスイッチの作動信号(S)は、図 15 (a)の方式では  $h_0$ 、(b)では  $d_0$  ( $=0$ ; 滑走路上の基準点) により発生される。

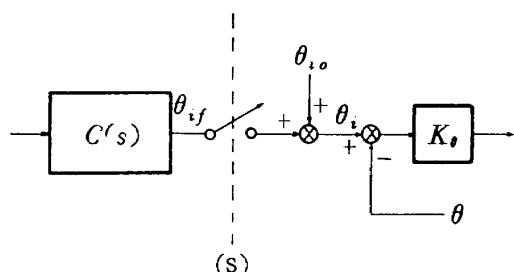


図 16 簡単化されたカップラーの構成 (図 8 参照)

## 4.2 風の影響

引起し運動中に吹く風は当然自動引起し制御性能に影響を及ぼす。風の種類としては、その風速を典型化した場合ステッブ状の一定風とランダムなガストに大別できるが、着陸近傍においては風速が高度により異なる風、いわゆるウィンドシア (wind shear) もある。さらに風の方角も水平 (前後) 風、上下風、あるいはそれらの合成としての斜め風 (ただし鉛直面内) がある。

こうした風の機体運動に及ぼす影響を解析する手法は各種あるが、ここでは簡単のために風としては定常風を想定し、機体運動に対しては対気速度（水平風）および迎え角（上下風）外乱として影響を及ぼすものとする。すなわち、運動方程式は(11)式に対応して次式とする。

$$\begin{cases} \hat{u} - X_u(\hat{u} + u_w) - X_\alpha(\hat{\alpha} + \alpha_w) + X_\theta \hat{\theta} = X_{t_h} \hat{\theta}_{t_h} & (74-1) \\ -Z_u(\hat{u} + u_w) + \hat{\alpha} - Z_\alpha(\hat{\alpha} + \alpha_w) - \hat{\theta} + Z_\theta \hat{\theta} = Z_{t_h} \hat{\theta}_{t_h} & (74-2) \\ -M_u(\hat{u} + u_w) - M_\alpha \hat{\alpha} - M_\alpha(\hat{\alpha} + \alpha_w) + \hat{\theta} - M_\theta \hat{\theta} \\ = M_{t_h} \hat{\theta}_{t_h} + M_{\theta} \hat{\theta} & (74-3) \end{cases}$$

ここに  $u_{\bullet}$ ,  $\alpha_{\bullet}$  は X 軸方向及び Z 軸方向の風の成分を表わし、風の大きさを  $v_{\bullet}$ , 風の方角と X 軸のなす角度を  $\gamma_{\bullet}$  とすると、それぞれ次式で与えられる。

$$\left. \begin{aligned} u_w &= v_w \cos \gamma_w \\ \alpha_w \div w_w / V_0 &= v_w \sin \gamma_w / V_0 \end{aligned} \right\} \quad (75)$$

符号は向い風の場合  $u_w > 0$  , 上向きの風の場合  $\alpha_w > 0$  とする。(74) 式では  $u_w, \alpha_w$  のもとにおける機体の慣性空間に付する運動量 (対地運動量) に 'へ' を付してあり, これは風の無い場合の運動量と区別するためである。

$\hat{\delta}_t, \hat{\delta}_s$  も同様に風の影響下における操舵量を表わす。

(74) 式に (20), (23) 式を代入して,  $u_n, \alpha_n$  を外部入力とした場合の厳密な運動解析を数式的に行なうことは困難であり, 数値的に取り扱う以外に方法がない。ここで

は  $u_w, \alpha_w$  の影響の概略について知る目的で、3.1.3 における地面効果の影響の検討と同様に、次のように簡単化して取り扱う。

まず飛行速度が一定，すなわち  $\dot{u} = 0$  と仮定する。ただし  $u_w, \alpha_w$  が大きい場合はこの仮定は必ずしも成立しないので，(50)式と同様，次式 of 速度一定推力制御が行なわれているとする。

$$\hat{\sigma}_{th} = - \{X_u(\hat{u} + u_w) + X_\alpha(\hat{\alpha} + \alpha_w) + X_\theta \hat{\theta}\} / X_{th} \quad (76)^*$$

上式の推力制御により (74) 式は次式となる。

$$\hat{y}_u = 0 \quad ( \therefore \hat{y}_u = 0 ) \quad (77-1)$$

$$-Z_{\alpha\alpha}y_{\alpha\alpha}+\hat{\alpha}-Z'_{\alpha\alpha}(\hat{\alpha}+\alpha_{\alpha})-\hat{\theta}+Z'_{\alpha\theta}\hat{\theta}=0 \quad (77-2)$$

$$-M_u u_w - M_a \hat{\alpha} - M'_a (\hat{\alpha} + \alpha_w) + \ddot{\theta} - M_q \dot{\theta} + M'_q \hat{\theta} = M_a \hat{\theta}_e \quad (77-3)$$

ただし、 $Z'_u = Z_u - X_u(Z_{tk}/X_{tk})$ ,  $M'_u = M_u - X_u(M_{tk}/X_{tk})$  であり、 $Z'_a, Z'_s, M'_a, M'_s$  は (52) 式で与えたものである。

ここで (41)~(43) 式におけると同様に (51-1), (77-2) 式に注目し,  $u_w, \alpha_w$  のもとでも所定の引起し運動が  $r = \hat{r}$  の意味において実現されているとして, 風の無い場合の姿勢角  $\theta$  と有る場合の姿勢角  $\hat{\theta}$  の差を求めると次式が得られる。

$$\theta_m \equiv \theta - \hat{\theta} = (Z'_m u_m + Z'_m \alpha_m) / (Z'_m - Z'_0) \quad (78)$$

上式は姿勢角の差であるが、 $r = \hat{r}$  により同時に迎え角の差  $\alpha - \hat{\alpha}$  でもあることに注意する必要がある。

(78)式の右辺の符号は一般に $Z_u < 0$ ,  $Z_a < 0$ ,  $Z_a - Z_u < 0$ である。したがって、 $u_u > 0$  (向い風),  $\alpha_u > 0$  (上向きの風) に対しては  $\theta - \hat{\theta} > 0$  となる。すなわち向い風あるいは上向きの風がある場合は、風の無い場合に比べて頭下げの方向に機首をとり、所定の引きし制御が行なわれる。逆に追い風あるいは下向きの風の場合は機首上げとなる。この間の事情は物理的に当然のことであるが、(78)式を次式のように簡単化すると一層明らかになる。

すなわち(78)式において

$$\begin{aligned} \text{分子: } & Z'_u u_w + Z'_a \alpha_w \div Z_u u_w + Z_a \alpha_w \\ \text{分母: } & Z'_a - Z'_\theta = Z_a - Z_\theta - (X_a - g \cos \tau_0)(Z_{t_h} / X_{t_h}) \\ & \div Z_a \\ \therefore & Z_{t_h} / X_{t_h} \ll 1, \quad \tau_0 \div 0, \\ & X_a = g(1 - C_{D_a} / C_L) \div g \end{aligned}$$

したがって、

$$\begin{aligned}\theta_w &= \theta - \hat{\theta} = \alpha - \hat{\alpha} \doteq (Z_u/Z_a)u_w + \alpha_w \\ &\doteq 2\alpha_0(u_w/\mathcal{V}_0) + w_w/\mathcal{V}_0\end{aligned}\quad (79)$$

(79)式の妥当性については5.で確かめることができるが、上式は  $u_w$  の影響はトリム迎え角（正確には揚力係数）に比例すること、および  $u_w, \alpha_w$  の影響はともにト

\*) 本式は対気型センサの場合に適合するが、慣性型センサの場合は  $u_w, a_w$  は検出されないため(76)式には含まれない。

リム飛行速度 $V_0$ に反比例することを示している。なお、ピッチング運動に関する(77-3)式は $u_w, \alpha_w$ の存在のもとで所定の引起し運動を行なうに必要な操舵角 $\delta_e$ を与える式と解釈され、 $\delta_e - \hat{\delta}_e$ は同式に(78)式を用いて容易に求まる。 $\delta_{tk} - \hat{\delta}_{tk}$ も同様に求めることができる。

(78)式は(76)式の推力制御により $\hat{u}=0$ と仮定して導かれたものである。しかし、 $u_w, \alpha_w$ が小さく推力制御を用いずとも $\hat{u}=0$ と見なせる場合は、 $\theta_w$ は(78)式において $Z'_w = Z_w, \dots$ など、' / 'の付かない空力係数に置き換えたもので与えられる。また、(78)式は定常風が加わった後、引起し運動が定常状態に落ちついた状態での値を表わしているが、 $u_w, \alpha_w$ の変化が小さいゆるやかなウィンドシアの場合にも適用できると考えられる。

引起し制御前のアプローチ中における風の影響については付録Bで簡単に述べる。

## 5. 数値設計例

昇降舵による自動引起し制御系について数値設計を行ない、前節までに述べた設計および解析法の妥当性を示す。

### 5.1 制御系の設計例

設計対象とした機体は中型ターボプロップ双発機(Y S-11)である。同機の着陸状態における諸定数を地面効果 $X_G, Z_G$ とともに付録Cに示す。

#### 5.1.1 着陸径路

同機の着陸条件として次のものを与える。

$$h_0 = 15 \text{ m}, \quad \dot{h}_0 = -2.14 \text{ m/s},$$

$$h_{T/D} = 1.45 \text{ m}, \quad \dot{h}_{T/D} = -0.6 \text{ m/s}$$

ただし $\dot{h}_0$ はアプローチ中の飛行速度 $V_0 = 95 \text{ kt}$ 、径路角 $\gamma_0 = -2.5 \text{ deg}$ として求めた値であり、 $\dot{h}_{T/D}$ は普通の機体で採用されている値である。高度の基準点としては便宜上胴体下面をとったため $h_{T/D} \approx 0$ となっている。これは高度測定を電波高度計で行なう場合を想定して、そのアンテナ面位置という意味で基準としたに過ぎず、機体重心位置あるいは脚の最下部を高度の基準点としても差支えない。上記の値を用いて2.3.1に従って径路常数 $\tau, H$ を求めると、

$$\left. \begin{aligned} \tau &= 8.80 \text{ sec} \quad (1/\tau = 0.114 \text{ 1/s}) \\ H &= -3.83 \text{ m} \quad (H/\tau = -0.435 \text{ m/s}) \end{aligned} \right\} \quad (80)$$

を得る。したがって所定の引起し径路は次式となる。

$$\begin{aligned} h(t) &= (h_0 - H) \exp(-t/\tau) + H \\ &= 18.83 \exp(-t/8.8) - 3.83 \quad [\text{m}] \end{aligned} \quad (81)$$

着地までの時間およびそれまでの飛行距離は

$$t_{T/D} = 11.2 \text{ sec}, \quad d \doteq 550 \text{ m}$$

となり、これは対象機の15 m越え正規着陸距離(地上

滑走距離を含む)が約1,000 mであるので、妥当な値である。

#### 5.1.2 自動引起し計算機

付録Cに示した機体について(81)式の着陸径路を実現する自動引起し制御系を定める。ただし、これまでに述べてきたように、制御系の数値設計は多分に試行錯誤的に行なわれるものであり、明確な最適設計点を求めることは一般に困難である。以下に示すシステムも応答性、安定性を考慮しつつ試行錯誤的に定められたものであって、設計点としては一つの典型的な場合の例を示すものである。

図8に示した自動引起し制御系において定めるべきシステム定数は(20)式のオートパイロット・ゲイン $K_0, K_1$ 、(24)式の引起し計算機 $C(s)$ の各定数、(25)式のフレーループ定数 $\tau, H$ 、および推方制御を併用する場合には、たとえば(47)式の $(K_{tk})_G$ である。このうち、 $\tau$ と $H$ は径路定数として既に定まっており、また $(K_{tk})_G$ も $h(t)$ が(81)式により与えられているので、地面効果に対応して図11に基づいて決めることができる。

対象機の短、長周期運動特性、および3.2.2に述べた事項に基づいて定まった制御定数は次のとおりである。

$$\left. \begin{aligned} K_0 &= 1 \text{ [deg/deg]}, \quad K_1 = 1 \sim 2 \text{ [deg(deg/s)]} \\ C(s) &= K_c \left(1 + \frac{0.2}{s}\right) \left(\frac{1+s}{1+0.1s}\right) \left(\frac{s+1}{s+0.1}\right) \end{aligned} \right\} \quad (82)$$

$C(s)$ のゲイン $K_c$ は応答性の面からはその値が大きい程良いが、システム全体の安定性に直接影響することは前述した。図17は付録Cの機体について(80)、(82)式を採用した場合の $K_c$ をパラメータとした根軌跡図である。図中、S. P. Modeとは原機特性として短周期モードであった極を表わし、L. P. Modeは同じく長周期モードに対応する極を表わす。ただし、自動引起し制御が行なわれている場合はこれらの運動モードは明確には現われず、主要な特性根は $s = -1/\tau$ 近傍の実根である。図17(a)、(b)とも $K_c$ を大にすると不安定根が生じ、安定限界はほぼ $K_c = 9 \text{ deg/(m/s)}$ である。したがって $K_c$ の設定値は安定限界内で応答性を考慮して定められることになり、5.2で示すシミュレーション例においては $K_c = 5$ が採用される。

図17(a)で注目されることは原点近傍の右半面実軸上に根が存在していることである(拡大図)。これは当該機の着陸形態においては3.1.2で述べた(81)式が成立しているためである。付録Cの諸数値を用いて同図の右半面実軸上の原点近傍の零点は以下の式で与えられる。

$$s = \frac{(X_a Z_u - X_u Z_a) + (X_u Z_\theta - X_\theta Z_u)}{-(Z_a - Z_\theta)} = 0.01 \quad (83)$$

上式の  $s$  の値が非常に小さいことは、同機の着陸状態がフロントサイドとバックサイドの中間状態、いわゆるドラッグ・ミニマム近傍にあることを示している（図 9 参照）。これにより自動引き起こし制御系は  $K_c$  の値の大小によらず

静的不安定根を有することになるが、その発散の度合は極めて小さいため、制御区間が 10 秒程度の引き起こし制御においては、制御性能に及ぼす影響は無視して差し支えない。

図 17(b) は 3.1.4 で述べた速度一定の推力制御として (53) 式を併用した場合である。このときは (83) 式に対応

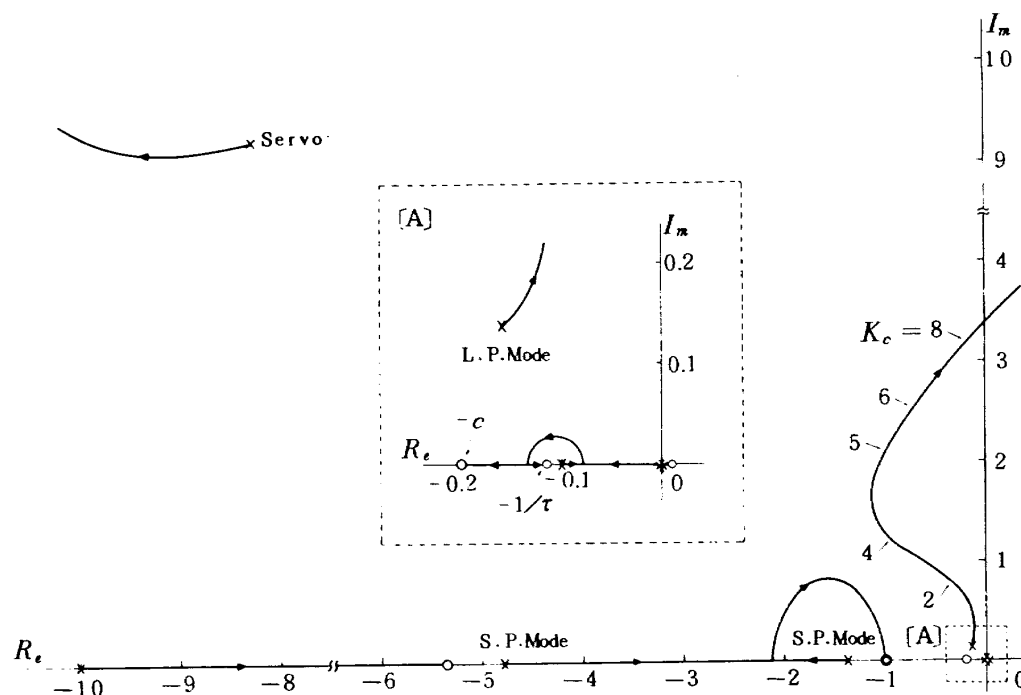


図 17 (a) 根軌跡 ( $K_\theta = 1, K_i = 2, Z_{\delta_e} \neq 0$ )

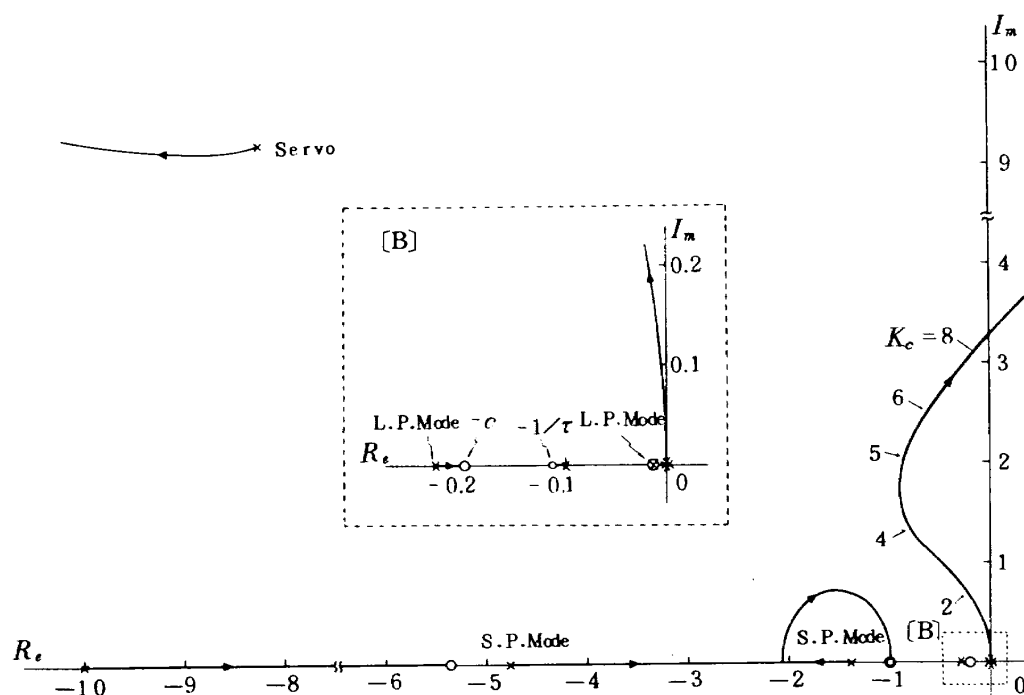


図 17 (b) 根軌跡 ( $K_\theta = 1, K_i = 2, Z_{\delta_e} \neq 0$ , 推力制御)

した零点は同式の分子から  $X_a, X_\theta$  を含む項を消去した  
ものなり、次式のように左半面に移る。

$$s = X_u(Z'_a - Z'_\theta) / (Z'_a - Z'_\theta) = X_u = -0.014 \quad (84)$$

このように速度を一定に保つことを目的とした推力制御により、システムの不安定根が安定化されると同時に 3.1.2 で述べた速度不安定現象が改善される。なお、図 17 の (a), (b) と、昇降舵駆動サーボ機構として (21) 式において  $\zeta_s = 0.7, \omega_s = 15 \text{ rad/sec}$  で与えられる伝達特性要素を含め、さらに  $Z_\theta$  も考慮した場合の根軌跡図である (図 14 および付録 A 参照)。

## 5.2 シミュレーション

### 5.2.1 基本着陸性能

設計された自動引起し制御系の制御性能について、アナログ・シミュレーションにより定量的に検討する。

図 18 は対象機の着陸形態における固有の運動を示すもので、昇降舵のパルス操舵応答である。図に見られるように短周期モードも明確に現われており、また長周期モードは安定性がほぼ中立に近く、その周期は約 30 秒である。両運動の特性値はもちろん (11) 式に付録 C の数値を代入して求めることができるが、留意すべきことはこうした機体固有の動特性は (20), (23) 式のフィードバック制御により「マスク」されてしまうことである。すなわち原機の動特性は単に両制御方程式のゲイン設定値に影響するのみで、最終的な引起し制御性能には直接の影響を及ぼさない。ただし (同図には明確には示されていないが) (83) 式で示されたドラッグ・ミニマム近傍という飛行状態は所定の引起し運動を実現するために必要な昇降舵操舵量に影響を及ぼす。

図 19 は引起し制御系の基本性能を示す着陸応答図であり、設計値は 5.1 で述べたものである。(a) は仮りに地面効果が無いとした場合で、2.3 で述べた指数関数径路による着陸特性が典型的に示されている。引起し制御は 5.1.1 で定めたとうりノミナルな  $h_0 = 15 \text{ m}, \dot{h}_0 = -2.14 \text{ m/s}$  で開始されており、約 1.1 秒後に  $\dot{h}_{TD} = -0.65 \text{ m/s}$  で着地している。これはほとんど設計値と同じ着地条件が実現されていることに他ならず、同図から本文で設計された自動引起し制御系が基本的に優れた制御性能を有することを確認することができる。同時に着地姿勢角および迎え角の大きさも想定された値となっており、これはまた 2.3.2 における解析結果の妥当性を示すものである。

図 19 (b) は地面効果を考慮した場合である。同図には地面効果の内  $Z_G$  のみしか示されていないが、 $X_G$  も計算には含まれている。 $X_G$  は (34), (35) 式からわかるとうり  $Z_G$  と相似形で、その大きさは付録 C に示したように  $Z_G$  にある定数を掛けたものである。単位は  $Z_G$  と異なり

$[\text{m/sec}^2]$  である。図 19 (b) と (a) 図を比較すれば地面効果が着陸運動に及ぼす影響は明らかである。すなわち径路の引起し運動、 $h, \dot{h}$  の制御は (a) 図と同様に所定のものが実現しているが、迎え角と姿勢角が (a) の場合と大きく異なっており、着地姿勢角は負である。この点は 3.1.3 の解析ですでに明らかにされており、同図の場合 (43) 式の  $\theta_G$  は約  $2.3 \text{ deg}$  である。実際にはこのような頭下げの着地は許されず、対象機の場合は推力制御が不可欠であることがわかる。なお (b) 図の計算では、径路の引起し運動に本質的に影響する  $X_G, Z_G$  のみが考慮されており、 $M_G$  は含まれていない。 $M_G$  も含めた場合は (b) 図に比較し

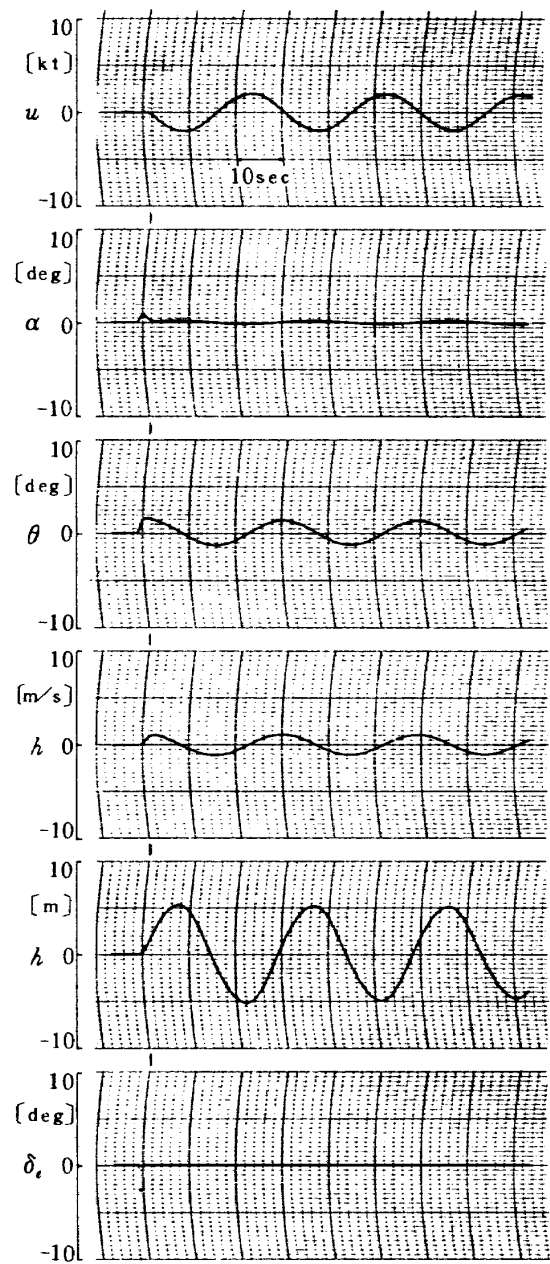


図 18 設計対象機の昇降舵パルス操舵応答



て  $\delta_e$  のみが (44) 式の  $\delta_e(M_G)$  だけ余分に操舵され、他の運動量は (b) 図の場合とほとんど同じである。

図 19 (c) は (b) 図の状態を改善するため、地面効果に応じた推力制御を併用した場合である。制御方式は (47) 式に示した時間プログラム制御であり、スロットルを絞る係数  $(K_{th})_G = 2.3 [\%/sec]$  である。同図では  $h, \dot{h}$  の制御は (a), (b) 図と同様に所定のものが実現されていることは

勿論、(b) 図に比較して  $\alpha, \theta$  の運動が "回復" されており、正常な頭上げの着地となっている。着地姿勢角の大きさは  $(K_{th})_G$  の値によって決まるが、ここで用いた  $(K_{th})_G$  の値はスロットル開度をトリム値 30% からほぼアイドルに近い 5% まで絞るものである。したがって、機種によって異なるが普通の機体の場合は着地までにスロットルをアイドルまで絞りきるように  $(K_{th})_G$  を設定

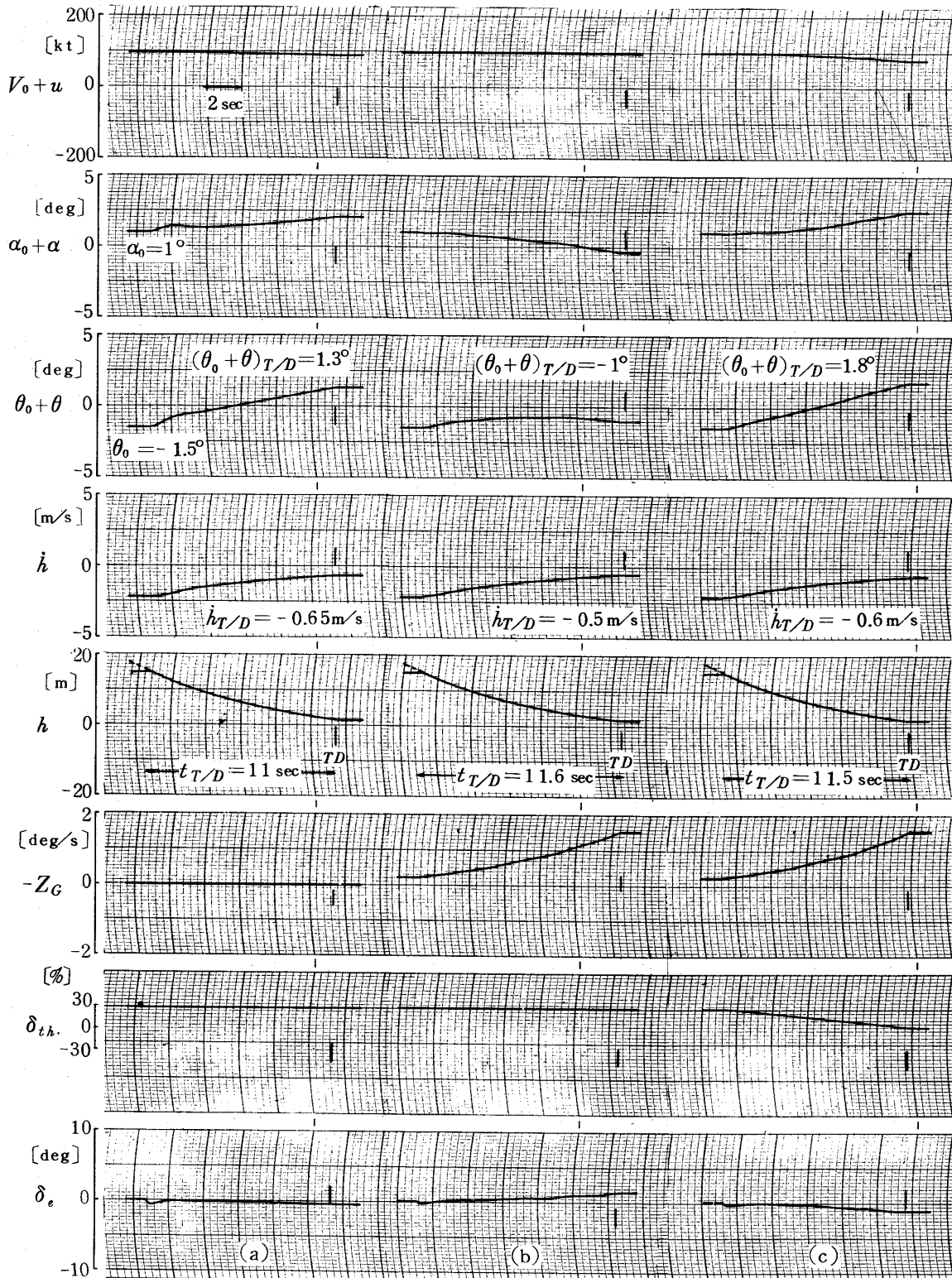


図 19 自動引き起こし制御応答 (設計点)

することが、推力の時間プログラム制御系設計の目安とすることができる。

以上によりシステムの基本的な引起し制御性能が極めて満足なものであることが示され、同時に $|C(s)| \gg 1$ の場合には地面効果と推力制御を主として姿勢角の運動に関連するものとして、径路の引起し（機体重心の運動）制御とは独立して取り扱う設計手法の妥当性が確かめられた。また、システム設計において用いられた、引起し制御中における速度変化は微少であるとの仮定も、図19の各図に見られるとうり十分成り立つものであることが判る。

### 5.2.2 運用状況

図19は設計点における制御性能を示すものであったが、4.で述べたようにシステムの運用上においてはカップリング状態が設計点から異なって引起し制御が開始される場合、あるいは引起し制御中に風の影響を受けるなどの状況が生ずる。こうした場合のシミュレーション結果を図20, 21に示す。ただし、地面効果と推力制御は図19で見たとうり相殺するので、図20, 21の計算にはこれらは含まれていない。

図20(a), (b)は4.1で検討したカップリング時の初期状態がノミナル値から異なっている場合の例である。(a)

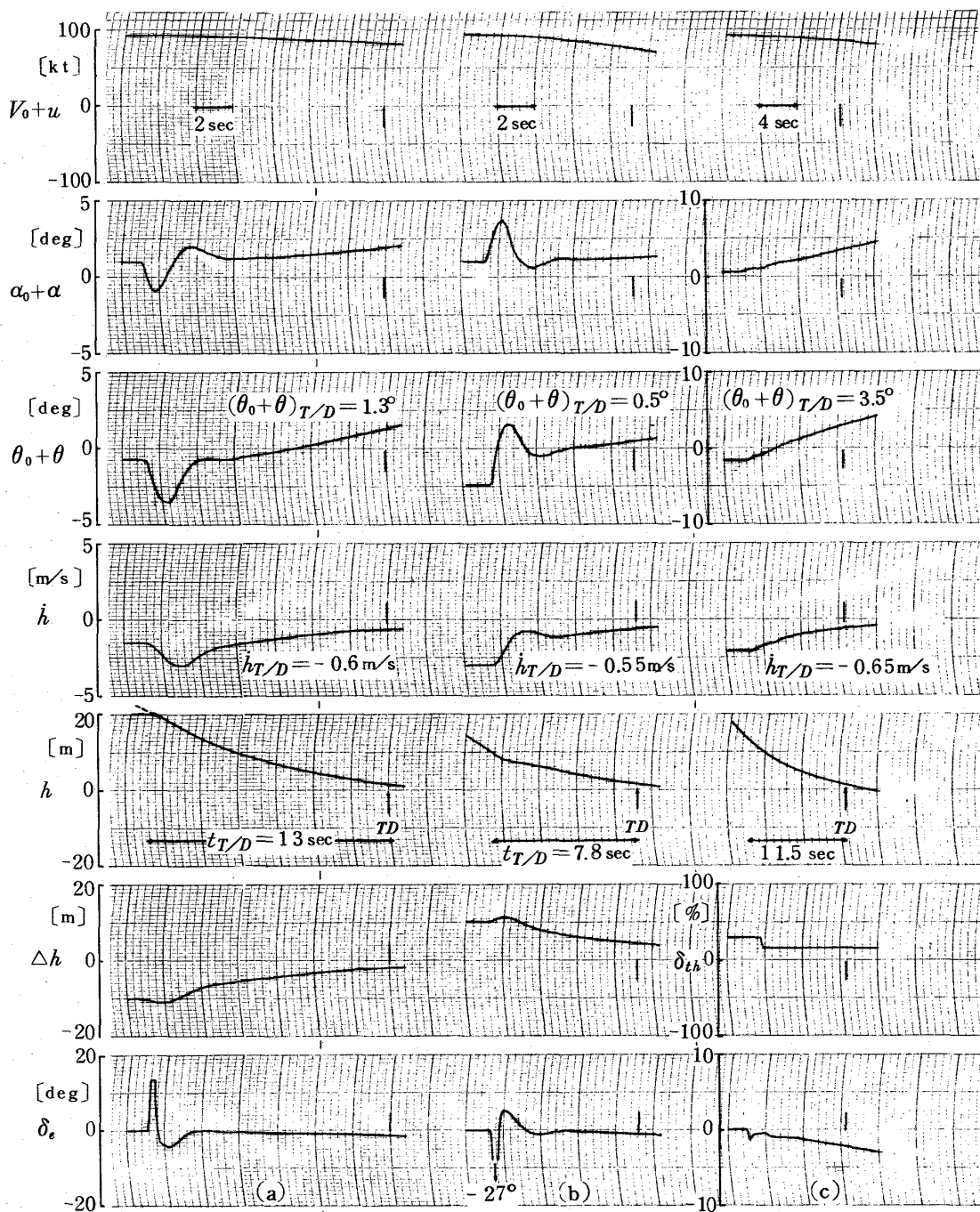


図 20 初期状態の変動 (a), (b), およびエンジン停止 (c) の場合の引起し制御性能

はアプローチ・フェーズの後半において正規のグライドパスから上側にずれて浅い径路角( $\gamma_0 = -1.7^\circ$ )で進入し、 $h_0 = 20\text{ m}$ 、 $\dot{h}_0 = -1.43\text{ m/s}$ で引き上げ制御が開始された場合である。(b)は逆に下側にずれて深い径路角( $\gamma_0 = -3.5^\circ$ )で進入し、 $h_0 = 10\text{ m}$ 、 $\dot{h}_0 = -2.85\text{ m/s}$ で制御開始の場合である。このように $h_0$ が大(小)のとき $|\dot{h}_0|$ が小(大)になることは4.1の脚注で述べた glide-path extension mode を想定してのことであるが、引き上げ制御開始条件としては図15の(a)、(b)が同時に生じているもので厳しい方向の変動である。また $\Delta h_0 = \pm 5\text{ m}$ の値も一般には厳し過ぎる仮定と考えられる。しかし、このよ

うに厳しい初期条件の場合でも、図に見られるように引き上げ制御はほぼ満足なものとなっており、特に着地状態は所定の値に近い。設定状態から大巾に変化しているのは $t_{T/D}$ であるが、これは4.1で示したとおり主として $h_0$ の変動に起因している。もつとも(a)、(b)とも $h = 15\text{ m}$ からの着地時間はそれぞれ約10.8秒と12秒であり、これは正規の $t_{T/D}$ と変わりない。なお、同図の場合は制御開始直後において昇降舵がその操舵限界 $-2.7^\circ \leq \delta_e \leq 1.8^\circ$  いっぱいまで操舵されていることがわかる。図20(c)については後述する。

図21は4.2で検討した風の影響を示すシミュレーション

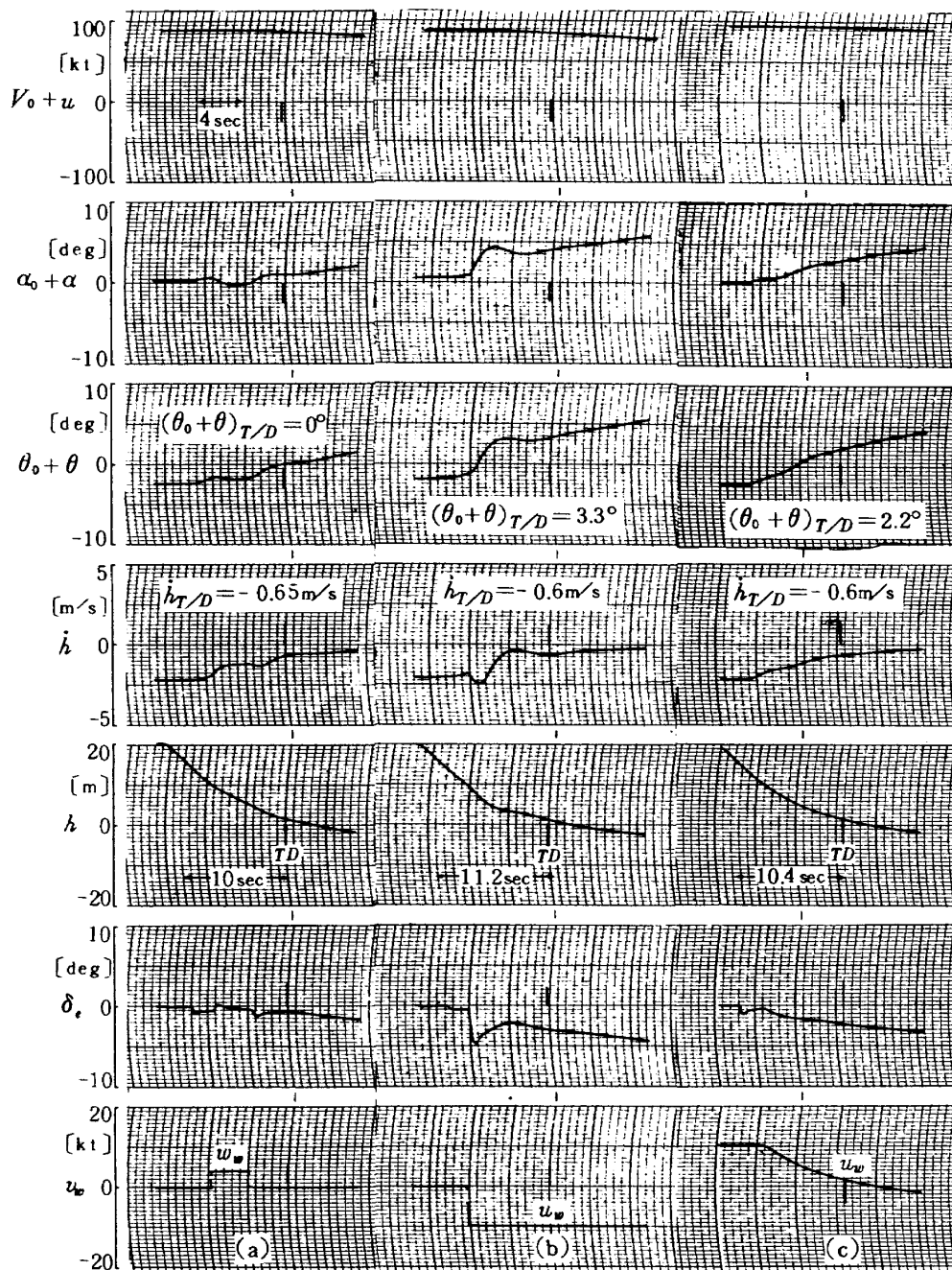


図 21 風の影響を受けた場合の引き上げ制御性能

の例である。(a)は引起し制御中において高度約10 m～5 mの間に4 ktの上向き突風(ステップ状に典型化したもの)がある場合、(b)は高度10 m以下に10 ktの追い風がある場合、(c)はアプローチ中から高度10 mまでは一様な10 ktの向い風があり、10 m以下で風速勾配をもつ場合である。(c)では付録(B-2)式に従ってトリム角が変更されているが微小量である。

4.2で述べたように、図21の各場合とも $h, \dot{h}$ はほぼ所望の応答が得られているが、姿勢角 $\theta_0 + \theta$ に風の影響が結果的に現われており、着地姿勢角はノミナルな設計値からはずれている。特に(a)のように上向きの風を受ける場合、あるいは(b)図において逆に向い風を受ける場合は負の姿勢角で着地する可能性があり、これは4.2の解析で示したとおりである。(c)では機首上げになっているが、これは同図の風速勾配はトリム状態に比較して「追い風」となっているからに他ならない。いずれにしても図21は風の影響に対する対策としてトリム姿勢角を機首上げ方向に変更する必要があることを示していると考えられる。したがって、具体的にはスロットルを十分絞る推力制御を併用する、あるいはフラップ設定角を小さくして $\alpha_0(\theta_0)$ を大きくする、などの対策が必要であると考えられる。

先に示した図20(c)は引起し制御中に二つのエンジンの内の一つが故障、停止した場合のシミュレーションである。エンジン停止は運用上における重要な問題であり、推力レベルの低下による縦方向の運動変化とともに、ヨーイング・モーメントの発生による横方向の運動が大きな問題となる。したがってエンジンの停止は普通、着陸におけるよりも離陸中における方が事態としては厳しく、着陸中においては単に横運動の制御が必要となるに過ぎない。図20(c)はそうした横運動制御は何等かの方法で行なわれているとして、エンジン停止による引起し運動の変化を調べたものであり、同図は一つのエンジンが停止しても径路の引起し制御は所定の通り遂行され、影響は迎え角、姿勢角が大きくなることに現われることを示している。これは物理的にも当然の結果であり、図19(b)の場合と方向は逆であるが同様の事情である。

図20, 21により初期状態の変動、あるいは風の影響など、自動引起し制御システムの運用上において想定される事項に関して定量的に検討した。その結果4.2で述べた解析結果の妥当性とともに、本制御システムがこのような運用状況においてもほぼ満足な制御性能を有することが明らかにされた。問題と思われる点は図21(a), (b)に関連して示された上向きの風あるいは向い風がある場合に着地姿勢角が小さくなり、さらには負になる可能

性があることである。具体的なシステム設計に際しては滑走路近傍の風の特性を把握し、前述したようにスロットル制御あるいはフラップ設定の面での対策が必要であろう。さらに、ここで扱った制御性能の観点からシステム設計上考慮すべき運用上の問題点の他に、設計された実システムの運用上の問題として、たとえば電波高度計など各種検出器の誤差信号の問題、あるいはシステムの信頼性向上のための多重化構成の問題などがある。<sup>11)～16)</sup>

## 6. ま と め

航空機の自動着陸技術に関する諸問題のうち、特に着陸時の縦方向の運動制御、すなわち自動引起し制御システムの設計について基礎的な検討を行なった。主たる検討事項と結果は以下のとおりである。

### 1. 制御方式

(i) 自動引起し制御方式としては i) 平行径路制御、ii) 固定径路制御、iii) 着地点制御、の3種があることを述べ、平行径路制御方式において引起し径路を指数関数状に設定する根拠を実機の着陸径路との比較により示した。

(2) 指数関数状の引起し径路を採用した場合の静的、動的着陸性能について解析した。その結果、i) 引起し運動中の迎え角はアプローチ中のトリム迎え角からほとんど変化しないこと、ii) 姿勢角は引起し制御中増加し、着地姿勢角はトリム迎え角にほぼ等しくなることを示した。これは引起し運動中に失速に陥る懸念が無いこと、および着地は必ず機首上げの状態で行なわれることを意味し、指数関数状径路による引起し制御の長所を明らかにしたものである。

### 2. 制御系の構成

(1) 自動引起し制御系の基本構成としては昇降舵による制御系と推力による制御系があることを述べ、CTOLにおいては昇降舵制御系が適し、STOLでは推力制御系が適していることを示した。

(2) 昇降舵制御系は姿勢制御オートパイロットを内側制御ループとし、高度(降下率)制御系を外側ループとするフィードバック制御系として構成されるべきことを示した。

(3) 昇降舵制御系の基本要素である自動引起し計算機の設計法を示した。すなわち自動引起し計算機の伝達特性は基本的には大ゲイン要素であればよいが、応答性と安定性という二つの相反する設計要求を満足させるためには「比例+積分」要素に「位相遅れ一進み」要素を付加した構成が望ましいことを明らかにした。

(4) 地面効果が引起し制御性能に及ぼす影響を明らか

にし、さらに地面効果のもとで所定の引起し制御を遂行するためには、基本的な昇降舵による引起し制御に加えて推力制御が併用される必要があることを示した。その際、推力制御方式としては高度あるいは時間に比例してスロットルを絞る簡単なプログラム制御方式で十分であることを示した。

### 3. 運用上の問題

(1) 引起し制御開始時における初期状態、特に高度および降下速度がノミナルな設計値からずれている場合の引起し性能に及ぼす影響について検討し、平行径路制御方式のこの面からの長、短所を明らかにした。すなわち、初期状態の変動は着地状態にはほとんど影響せず、初期高度の変動により引起し径路がノミナルな径路に対して平行に移動するのみであることを示した。また、引起し制御開始のためのカップラーの構成について簡単に示した。

(2) 引起し制御中における風の影響について解析し、設計された制御系は上下風、前後風の影響のもとでもほぼ所定の制御性能を有することを示した。同時に問題点として、大きな上向きの風あるいは向い風がある場合に着地姿勢角が負になる可能性があり、実システムの設計においてはその対策としてフラップ設定角を小さくしてトリム姿勢角を大きくする、あるいはスロットルを十分絞る推力制御の併用が必要であるなどの点を指摘した。

(3) 制御中におけるエンジン停止が制御性能に及ぼす影響について簡単に検討し、たとえば双発機において一つのエンジンが停止しても所定の引起し制御が遂行されることを示した。

4. 以上述べた自動引起し制御システムの設計法および制御性能に関する解析結果の妥当性を明らかにするため、中型輸送機を想定して数値設計を行ない、シミュレーションにより定量的に検討した。その結果、設計された制御系は基本的に優れた制御性能を有し、運用面を考慮してもほぼ十分な性能を有することが明らかにされた。

## あ と が き

本報告書は、昭和42年から当所で行なわれた自動着陸に関する特別研究の一環として行なった、自動引起し制御システムの基礎設計に関する研究をとりまとめたものである。同特別研究においては実物のハード・システムの設計、試作まで含む研究が行なわれ、すでに一部は報告書が刊行されており、<sup>11)~16)</sup>本報告で述べた事項はそれらの関連研究において活用されたものである。

おわりに、本研究を行なうにあたり多くの討論と助言をしていただいた、計測部自動制御第1、2研究室の諸

氏に感謝の意を表する。

## 文 献

- 1) Leary, F. : All-weather Landing-when ? ; Space / Aeronautics, pp. 82-94, Feb., 1966
- 2) ——— : Automatic Landing System Study, Part I, Results of Airborne Equipment Studies ; ASD-TR-61-114, 1962
- 3) Templeman, J. E., Parker, R. H. : Automatic Landing System 727 Airplane ; AIAA Paper No 67-573, 1967
- 4) Shah, N. M., Gevaert, G. : The Effect of Aircraft Environment on Category III Autoland Performance and Safety ; AIAA paper No 72-811, 1972
- 5) Foster, J. L. : Microwave Landing System Effect on the Flight Guidance and Control System ; AIAA Paper No 72-755, 1972
- 6) Mackinnon, D., Madden, P. : Performance Limitation of a Simplified Radio-Inertial Lateral Control System for Automatic Landing ; AIAA Paper 71-1791 1971
- 7) 堀川, 森, 他 : 自動着陸のための電波高度計の飛行実験及びフレアパターンの調査 ; 第9回SICE学術講演会前刷, 昭和45年
- 8) Mori, M. : Preliminary Synthesis of a Longitudinal Automatic Landing System for VTOL Aircraft with Application to the X-22A ; CAL Report No 183, 1971
- 9) ——— : USAF Stability and Control DATCOM ; 1963
- 10) Schweikhard, W. : A Method for In-Flight Measurement of Ground Effect on Fixed-Wing Aircraft ; J. Aircraft Vol. 4, No 2, 1967
- 11) 樋口, 堀川, 他 : 自動着陸予備実験 ; 航技研TR-235, 1971
- 12) 渡辺, 堀川 : 最適制御理論を応用したフレア制御系について ; 航技研TR-312, 1973
- 13) 真柳, 堀川 : 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 ; 航技研TM-258, 1974
- 14) 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TM-248, 1973

- 15) 小川, 堀川他: 自動着陸用多重サーボ機構について  
; 航技研 TM-250, 1973
- 16) 森, 真柳他: クインエア機の縦の安定操縦微係数の  
推定; 航技研 TR-406, 1975

### 付録 A $Z_{\delta_e}$ が安定性に及ぼす影響

本文の設計, 解析においては操舵微係数  $Z_{\delta_e} = 0$  と仮定した。 $Z_{\delta_e}$  は 3.2.1 の脚注で述べたとうり値が極めて小さいため  $Z_{\delta_e}$  を考慮しても定量的には機体運動特性はほとんど影響を受けない。しかし, システムの安定性の議論に際しては次のような定性的な影響を及ぼす。

$Z_{\delta_e} \neq 0$  とすると (56) 式の伝達関数  $P(s)$  が異なってくる。すなわち, 分母  $P_d(s)$  は (58) 式と同様に  $s$  の 4 次式であり (59) 式の  $g'_i$  ( $i=1, 2, \dots$ ) の値が微小変化するのみであるが, 分子  $P_n(s)$  は (57) 式と異なり次式のように  $s$  の 3 次式となる。

$$P_n(s, Z_{\delta_e}) = K_\theta (z_1 s^3 + z_2 s^2 + z_3 s + z_4) \quad (A-1)$$

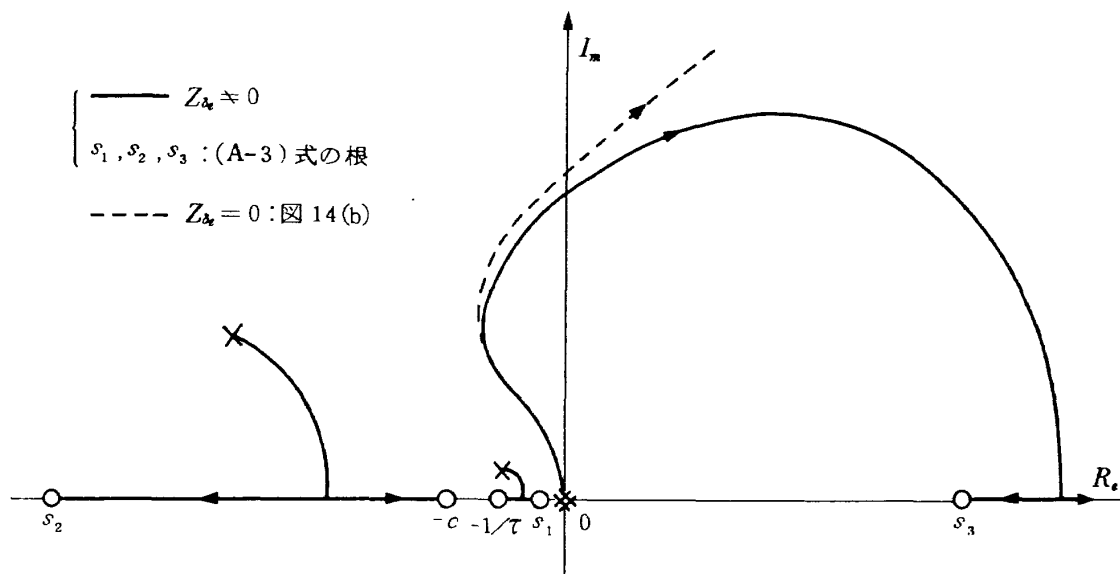
$$\left. \begin{aligned} z_1 &= Z_{\delta_e} \\ z_2 &= -Z_{\delta_e} (X_u + M_a + M_q) \\ z_3 &= M_{\delta_e} (Z_a - Z_\theta) + Z_{\delta_e} (X_u M_a + X_u M_q - M_a) \\ z_4 &= M_{\delta_e} (X_a Z_u - X_u Z_a + X_u Z_\theta - X_\theta Z_u) \\ &\quad + Z_{\delta_e} (X_u M_a - X_a M_u + X_\theta M_u) \end{aligned} \right\} \quad (A-2)$$

したがって, 自動引起し制御系の根軌跡図においては  $P_n(s, Z_{\delta_e}) = 0$  より, 図 14 に比較して零点が二つ増えることになる。(A-1) 式の  $z_i$  ( $i=1, 2, \dots$ ) の値は一般に  $z_1 \leq 0$ ,  $z_2 < 0$ ,  $z_3 \gg 1$ ,  $z_4 \approx 0$  であるので零点は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} P_n(s, Z_{\delta_e}) &= K_\theta z_1 (s^3 + z'_2 s + z'_3 s + z'_4) \\ &\doteq K_\theta z_1 (s^2 + z'_2 s + z'_3) (s + z'_4 / z'_3) = 0 \quad (A-3) \end{aligned}$$

ただし,  $z'_2 = z_2 / z_1$ ,  $\dots$  である。

(A-3) 式の根の内  $s_1 = -z'_4 / z'_3$  は (57) 式の根とほぼ同じのものであって,  $z'_4$  と  $z'_3$  の符号が相反する場合は飛行状態はバックサイドにあり, 根軌跡図上においては実軸上原点近傍の右半面に不安定零点を与えることは (83) 式及び図 17 (a) の数値例で示したとうりである。 $Z_{\delta_e} \neq 0$  により新たに生じた零点は  $s^2 + z'_2 s + z'_3 = 0$  の根である ( $s_2, s_3$  とする) が,  $z'_2 > 0$ ,  $z'_3 \ll 1$  を考慮するとそれらは正, 負の値の大きい実根であることが判る。たとえば  $Z_{\delta_e}$  を考慮した根軌跡, 図 17 においては  $s_2 = -5.3$  の零点および同図には示されていないが右半面実軸上  $s_3 = 4.2$  の零点を与えている。すなわち,  $Z_{\delta_e} \neq 0$  とした場合の根軌跡図を  $Z_{\delta_e} = 0$  とした根軌跡図 (たとえば) 図 14 (b) について比較すれば付図 1 に示すようになる。同図は  $Z_{\delta_e} \neq 0$  によりシステムの不安定化傾向が強まることを示しているが, 定量的には安定限界  $K_c$  の値がわずかに小さくなるのみであり, 実質的な影響はほとんど無いと言える。以上により  $Z_{\delta_e} = 0$  とした設計, 解析は妥当なものであることが確かめられる。



付図 1  $Z_{\delta_e}$  が安定性に及ぼす影響

## 付録B アプローチ中の風の影響

アプローチ中に一様な風が吹いているとすると、速度、迎え角などのトリム値が無風時に比べて異なってくるため、最終的には着地状態にも影響が現われる。4.2におけると同様にX軸方向の風の成分を $u_w$ 、Z軸方向の成分を迎え角に換算して $\alpha_w$ とし、無風時からトリム値の変動を $\Delta u_0$ 、 $\Delta \alpha_0$ 、 $\Delta \theta_0$ 及び $\Delta \delta_{th_0}$ とすると、(11)、(74)式から定常アプローチ状態において次式が成立する。

$$\begin{aligned} -X_u(\Delta u_0 - u_w) - X_\alpha(\Delta \alpha_0 - \alpha_w) + X_\theta \Delta \theta_0 &= X_{th} \Delta \delta_{th_0} \\ -Z_u(\Delta u_0 - u_w) - Z_\alpha(\Delta \alpha_0 - \alpha_w) + Z_\theta \Delta \theta_0 &= Z_{th} \Delta \delta_{th_0} \end{aligned} \quad (B-1)$$

ただし、 $\Delta u_0 = u - \hat{u}$ 、 $\dots$ である。

アプローチの径路角は風の有無にかかわらず同じ値をとるのが普通で、ILSのグライド・スローブに沿っているときは約2.5～3 degである。これは(B-1)式において $\Delta \alpha_0 = \Delta \theta_0$ の関係が保たれていることを意味し、同式から次式が得られる。

$$\Delta \alpha_0 = \Delta \theta_0 = -\{Z'_u(\Delta u_0 - u_w) - Z'_\alpha \alpha_w\} / (Z'_\alpha - Z'_\theta) \quad (B-2)$$

この式の右辺は $\Delta u_0$ を含んでいるが、 $\Delta u_0$ は運航面から規定されるものである。すなわち、風があるときも無風時と同じ対地飛行速度で進入する場合には $\Delta u_0 = 0$ であり、同じ対気速度とする場合には $\Delta u_0 - u_w = 0$ である。実際にはこの中間、 $\Delta u_0 = u_w / 2$ 程度で飛行が行なわれることが多いが、\*）いずれにしても運航法が決まれば(B-2)式から風のある場合のトリム値の変化量を推定することができる。

(B-2)式において $\Delta u_0 = 0$ とすると同式は(78)式と同じものとなる。これは $\Delta u_0 = 0$ により両式の誘導過程が全く同じになるからに他ならず、さらに同様の推定式を次のようにして導くことにより物理的側面はより明確になる。

一定の径路角 $\gamma_0$ で降下している機体のZ軸方向の釣合い式は、推力項を無視すると

$$(1/2)\rho V_0^2 S C_{L_\alpha} \alpha_0 = W \cos \gamma_0 \quad (B-3)$$

である。同様に $u_w$ 、 $\alpha_w$ なる風がある場合 $\hat{V}_0$ 、 $\hat{\alpha}_0$ 、 $\hat{\gamma}_0$ で定常飛行しているとすると次式が成り立つ。

$$(1/2)\rho(\hat{V}_0 + u_w)^2 S C_{L_\alpha}(\hat{\alpha}_0 + \alpha_w) = W \cos \hat{\gamma}_0 \quad (B-4)$$

最も簡単な場合として $\gamma_0 = \hat{\gamma}_0$ 、 $V_0 = \hat{V}_0$  ((B-2)式で $\Delta u_0 = 0$ に相当)なる飛行が行なわれるとして両式からトリム迎え角の差を求めると次式を得る。

$$\begin{aligned} \hat{\alpha}_0 + \alpha_w &= \alpha_0 (V_0 / \hat{V}_0 + u_w)^2 \div \alpha_0 (1 - 2u_w / V_0) \\ \therefore \alpha_0 - \hat{\alpha}_0 &= 2\alpha_0 (u_w / V_0) + \alpha_w \end{aligned} \quad (B-5)$$

この結果は(79)式と同じである。

\*) 比良二郎：飛行の理論；広川書店，1971

## 付録C 数値設計対象機の諸定数

## 1) 機体定数

$$\begin{aligned} W &= 21000 \text{ Kg} \\ S_w &= 94.8 \text{ m}^2 \\ c_w &= 3.2 \text{ m} \\ b &= 32 \text{ m} \\ S_T &= 5.4 \text{ m}^2 \\ c_T &= 0.56 \text{ m} \\ A &= 10.8 \end{aligned}$$

## 2) トリム状態(引き起こし制御開始条件)

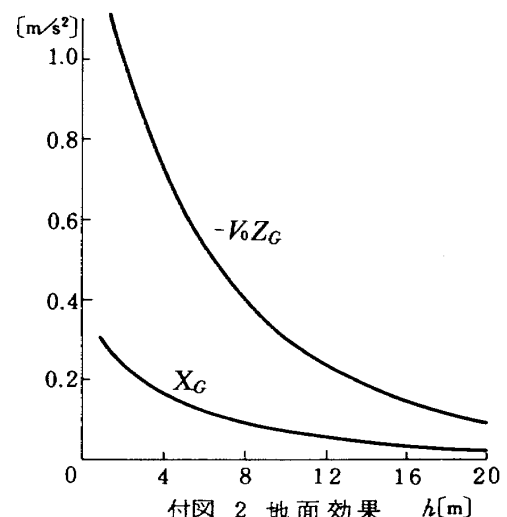
$$\begin{aligned} V_0 &= 49 \text{ m/s (95 kt)} \\ \gamma_0 &= -2.5 \text{ deg } (\theta_0 = -1.5 \text{ deg}, \alpha_0 = 1 \text{ deg}) \\ h_0 &= 15 \text{ m} \\ \dot{h}_0 &= -2.14 \text{ m/s} \\ \text{フラップ角} &40 \text{ 度, 脚下げ} \end{aligned}$$

## 3) 空力微係数

$$\begin{aligned} X_u &= -0.0135 (1/s) \\ X_\alpha &= 8.0 (m/s^2) \\ X_{th} &= 0.031 ((m/s^2)/\%) \\ Z_u &= -0.008 (1/m) \\ Z_\alpha &= -0.917 (1/s) \\ Z_{\delta_e} &= -0.056 (1/s) \\ Z_{th} &= -0.00035 ((1/s)/\%) \\ M_u &= 0 \\ M_\alpha &= -1.13 (1/s^2) \\ M_{\dot{\alpha}} &= -0.265 (1/s) \\ M_{\dot{\gamma}} &= -0.826 (1/s) \\ M_{\delta_e} &= -1.44 (1/s^2) \end{aligned}$$

## 4) 地面効果

(38)、(39)式に従い $X_G$ および $-V_0 Z_G$ で付図2に示す。



付図2 地面効果

---

## 航空宇宙技術研究所報告 433 号

昭和 50 年 10 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 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2～27～12

---