

UDC 533.6.013.412
629.735.3.014.16.062.2-52

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-170

STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究

(I) 姿勢制御方式の解析

堀川 勇 壮・森 幹 彦

1968 年 12 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. ま え が き	1
記 号	
2. STOL 機の縦の基本特性と問題点	3
2.1 STOL 機の短周期モード特性	3
2.2 STOL 機の長周期モード特性	4
2.3 M_u の影響	5
2.4 昇降舵操舵による応答式および零点の特性	5
3. 昇降舵系のフィードバック制御の基本特性	7
3.1 根軌跡による解析と制御系	7
3.2 自動安定装置を取付けた場合の STOL 機の短周期モードおよび 長周期モードの近似式	10
3.3 計算例と適応性の必要性	11
4. 適応性のある姿勢制御系	11
4.1 適応性のある系を得るための制御利得特性	14
4.1.1 スティッフネス利得およびダンピング利得特性	14
4.1.2 計算例として選んだ STOL 機について最適制御利得特性の検討	16
4.1.3 スティック・キャンセラ利得特性	19
4.2 プログラム制御系	19
4.3 トルクバランス方式による制御系	19
4.3.1 トルクバランス方式の動作原理	21
4.3.2 トルクバランス方式の制御特性	22
4.3.3 トルクバランス方式におけるヒンジモーメント特性による影響	22
5. む す び	26
参 考 文 献	27
付録 1 STOL 機の空力特性	28
(1) 理 論 式	28
(2) 計算例として選んだ STOL 機の特 性	32

STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究*

(I) 姿勢制御方式の解析

堀川 勇 壮**・森 幹 彦**

System Studies on Automatic Longitudinal Stabilization Control Systems for STOL Aircraft

Part 1 Automatic Attitude Control Systems

By Yuso HORIKAWA and Mikihiko MORI

Since the longitudinal flight dynamics of a STOL aircraft changes greatly as the flight speed varies, the handling qualities as regards the longitudinal short period oscillation of the STOL aircraft might be unsatisfactory, that is, the longitudinal short period natural frequency is reduced, the damping ratio becomes higher, sometimes longitudinal static stability might be lost, and then, these characteristics make it difficult for a pilot to control the STOL aircraft. A fixed gain type attitude control system is not sufficient for the above mentioned STOL aircraft and so an adaptive type attitude control system is desired. This report describes the equations of gain characteristics of an adaptive type Automatic Stabilization Equipment (ASE), and a programmed control and a torque balanced type ASE as adequate attitude control systems for the STOL aircraft using the above gain characteristics. Certainly these results are easy to apply to the establishment of purely self-adaptive control systems.

As the results of analysis on pitch angle feedback type ASE and angle of attack feedback type ASE, it is found that the approximate equations of gain characteristics can be written as simple first order equations of the lift coefficient C_L , and the ratios of gain, that is, control zeros, $K_\theta/K_\dot{\theta}$ and $K_\alpha/K_\dot{\alpha}$ are each nearly constant. It is also shown that these characteristics can make the circuits of the ASE more simple; that is, a simple programmed control system as an ASE having adaptive control characteristics, and the simplest ASE, a torque balanced type ASE, in a limited flight velocity region. The torque balanced type ASE is originally a fixed gain type ASE in spite of having an adaptive property, and problems when the torque balanced type ASE is adopted are discussed. Finally, some examples of numerical analysis of some STOL aircraft are shown.

1. ま え が き

近年、各国において離着陸距離を短かくする V/STOL 機の研究開発が盛んに行なわれている。特に STOL 機(Short Take Off and Landing Aircraft, 短距離着陸機)に限っても、従来の航空機に比べて離着陸距離を短縮する利点の反面、いくつかの特有の問題点¹⁾を持っている。飛行速度が低下すると共に、大幅に飛行性が悪化し、縦の安定操縦性の問題に限って

も、

- i) 動安定が劣化し、安定操縦性を悪くする。
- ii) 静安定が負になることがある。
- iii) 昇降舵の効きが不足する。
- iv) 速度不安定が生ずることがある。

など、多くの問題点がある。このような問題点を持つ STOL 機はなんらかの自動安定装置を持つことが望ましい。

本報告は STOL 機の自動安定方式の研究の一環として、上記の問題を解析的に検討し、この問題点を解決するための縦の姿勢制御方式について検討したもの

* 昭和 43 年 11 月 25 日 受付

** 計測部

である。取り上げた姿勢制御方式としては、通常の姿勢制御に用いられるパーティカルジャイロとレートジャイロを用いた縦揺れ角姿勢制御系と、迎え角および迎え角レートをフィードバックする迎え角姿勢制御系の二つの制御方式であり、この二つの方式を STOL 機に適用した場合の特性および効果について比較検討を行なっている。縦揺れ角姿勢制御は普通の航空機の縦運動の自動安定装置として一般に用いられているが、迎え角姿勢制御系は優れた性能のセンサを得ることに問題がある。しかし、STOL-Approach の方法として、失速を防止するために迎え角を一定に保ちながら、パワで飛行経路を制御することが提案され¹⁾、その際、縦方向だけについても、パイロットは二元的操縦が必要なので、この迎え角姿勢制御方式による自動安定は迎え角を一定に保つパイロットの一つの仕事を積極的に軽減することに効果があると考えられる。また、迎え角姿勢制御は静安定（主として迎え角安定）を安定化するのに縦揺れ角姿勢制御に比べて効果があると考えられる。特殊な目的の STOL 機、例えば、飛行艇においては迎え角のかわりに縦揺れ角を着水姿勢に保ちながら、パワで飛行経路を制御するので、縦揺れ角姿勢制御も有効であろう。

両方式の比較検討の結果、前記 i) の動安定の問題に対して両方式共に短周期モード特性の改善の模様は非常に類似している。しかし、長周期モードの改善にはピッチ角姿勢制御は効果があるが、迎え角姿勢制御はほとんど改善の効果がない。一方、問題点 ii) に対して静安定の改善は迎え角姿勢制御、縦揺れ角姿勢制御共に効果があるが、低い利得では特に迎え角のフィードバックの効果が大きい。

STOL 機は速度の変化によって大幅に短周期モード特性および操縦桿の効き（問題 iii) 昇降舵の効き）が変化するので、速度の変化によらず、常に最適の特性に維持する適応性のある制御であることが望ましい。そのため、本文では適応性のある制御系を得るための制御利得特性を求め、その特性を利用してプログラム制御系およびもっとも回路の簡単なトルクバランス方式の制御系の可能性を示し、その基本的な特性を検討する。これらの系は厳密な意味での適応制御系 (Self Adaptive Control 系) ではなく、準適応制御系である。準適応制御系は回路の簡単さとそれにとまなう装置の信頼性の点で優れ、厳密な意味での適応系に比べて実用性が高い。もちろんこのプログラム制御系の回路に Identification 回路を付加すれば純粹の適応制御系にすることは容易である。

問題点 iv) の速度不安定は STOL 的運用の特徴である速度対抗力曲線におけるバックサイドの領域の特性が着陸時にフレアする能力を妨げる点で重要である。この領域では頭上げをすると始め上昇するが、速度減少によってその後下降し始める。また頭下げをすると始め下降するが速度増加によって、その後上昇飛行をする。いわゆる逆応答の性質を示し、パイロットの操縦を困難にする。これを速度不安定と一般に言い、この性質の改善は姿勢制御によっては何らの効果はなく、フラップまたは推力系による制御を加える必要がある。これについては次報告、推力制御系の解析の中で検討する。

記号

- u : x 軸方向の速度の微小変化分, knot または m/s
- U_0 : x 軸方向の基準速度成分, knot または m/s
- θ : 縦揺れ角, rad または degree
- α : 迎え角, rad または degree
- γ : 降下率, rad または degree
- h : 高度, ft または m
- δ_e : 昇降舵々角, rad または degree
- δ_{ep} : パイロットによる昇降舵々角, rad または degree
- g : 重力の加速度, m/s²
- m : 質量, kg·s²/m
- ρ : 空気密度, kg·s²/m
- S : 主翼面積, m²
- I_y : 機体の Y 軸まわりの慣性モーメント, kg·m·s²
- c : 主翼々絃長, m
- C_L : 揚力係数
- s : ラプラス演算子, 1/s
- K : 自動安定装置の利得
- C : 比例常数

空力係数*

- X_u : x 軸方向の速度による速度ダンピング係数, $\frac{1}{m} \cdot \frac{1}{2} \rho U_0 S (-2C_D - C_{Du})$, 1/s
- X_α : 迎え角による x 軸方向の空力係数, $\frac{1}{m} \cdot \frac{1}{2} \times \rho U_0^2 S (C_L - C_{D\alpha})$, m/s²
- Z_u' : x 軸方向の速度による z 軸方向の空力係数, $\frac{1}{m} \cdot \frac{1}{2} \rho S (-2C_L - C_{Lu})$, 1/m

* 空力係数は推力の影響も含む。

Z'_α : 迎え角による z 軸方向の空力ダンピング係

$$\text{数, } \frac{1}{m} \cdot \frac{1}{2} \rho U_0 S (-C_{L\alpha} - C_D), 1/s$$

M_u : x 軸方向の速度による縦揺れモーメント係

$$\text{数, } \frac{1}{I_y} \cdot \frac{1}{2} \rho U_0 S c C_{m_u}, 1/(m \cdot s)$$

M_α : 迎え角レートによる縦揺れモーメント係数,

$$\frac{1}{I_y} \cdot \frac{1}{2} \rho U_0 S c \frac{c}{2} C_{m_\alpha}, 1/s$$

M_α : 迎え角による縦揺れモーメント係数, $\frac{1}{I_y} \cdot \frac{1}{2}$

$$\times \rho U_0^2 S c C_{m_\alpha}, 1/s^2$$

M_q : 縦揺れ角レートによる縦揺れダンピング係

$$\text{数, } \frac{1}{I_y} \cdot \frac{1}{2} \rho U_0 S c \frac{c}{2} C_{m_q}, 1/s$$

M_{δ_e} : 昇降舵々角による縦揺れモーメント係数,

$$\frac{1}{I_y} \cdot \frac{1}{2} \rho U_0^2 S c C_{m_{\delta_e}}, 1/s^2$$

2. STOL 機の縦の基本運動特性と問題点

縦の運動方程式は厳密には非線形方程式になるが、次の仮定を置き線形化を行なう。

- (1) 航空機は剛体と仮定し、座標系は安定軸をとる。
- (2) 運動は微小量と仮定し、遠心力などによる非線形項は省略する。
- (3) 空力係数はある速度範囲で一定値であると仮定する。
- (4) 空気密度は標準大気密度を基準とする。
- (5) 横運動のカップルはないものと仮定する。
- (6) 昇降舵は水平飛行をするようにトリムされていると仮定する。
- (7) X_{δ_e} , Z'_{δ_e} は微小項であるとして省略する。

以上の仮定のもとに、運動方程式³⁾を線形化して、ラプラス演算子を用い、(1)式に示す。

$$\begin{bmatrix} (s - X_u) & -X_\alpha & g \\ -Z'_u & (s - Z'_\alpha) & -s \\ -M_u & (-M_{\alpha s} - M_\alpha) & (s^2 - M_q s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \delta_e \quad (1)$$

この運動方程式を用い、STOL 機の空力係数の諸特性は付録 1^{3)~9)}に示すものを用いて、短周期モード特性、長周期モード特性、昇降舵の効きについて以下に解析を示す。

なお付録 1 に示した STOL 機の空力係数の特性は、できるだけ一般化して示し、また後に述べる計算例として用いる空力データは実機^{6)~9)}のものを付録の

中に示してある。

2.1 STOL 機の短周期モード特性

(1) 式より短周期モードの近似式は次式^{3), 10)~12)}で表わすことができる。

$$s^2 - (M_\alpha + M_q + Z'_\alpha)s + (M_q Z'_\alpha - M_\alpha) = 0 \quad (2)$$

(2) 式を一般式の形で書きなおすと、次式が得られる。

$$s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{nsp}s + \omega_{nsp}^2 = 0 \quad (3)$$

ただし

$$\omega_{nsp} = \sqrt{M_q Z'_\alpha - M_\alpha} \quad (4)$$

$$\zeta_{sp} = \frac{-(M_\alpha + M_q + Z'_\alpha)}{2\sqrt{M_q Z'_\alpha - M_\alpha}} \quad (5)$$

(4), (5) 式に空力係数を表わす式を代入すると、 C_L に関して次式の関係式が求まる。

$$\omega_{nsp} = \sqrt{\frac{mgc}{I_y}} \cdot \sqrt{\frac{\rho S c}{4m} C_{m_q} C_{z\alpha} - C_{m_\alpha}} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} \quad (6)$$

$$\zeta_{sp} = \sqrt{\frac{\rho S I_y}{8c}} \cdot \frac{\left\{ \frac{c^2}{2I_y} (-C_{m_q} - C_{m_\alpha}) - \frac{1}{m} C_{z\alpha} \right\}}{\sqrt{\frac{\rho S c}{4m} C_{m_q} C_{z\alpha} - C_{m_\alpha}}} \quad (7)$$

ただし

$$C_{z\alpha} = -C_{L\alpha} - C_D$$

(6) 式の表わす意味は、もし、無次元化空力係数、 C_{m_q} , $C_{z\alpha}$, C_{m_α} を速度変化に対して一定と仮定すると、短周期固有周波数 ω_{nsp} は C_L の増加と共に $\sqrt{C_L}$ に逆比例して低下する。

また、短周期モードの減衰比 ζ_{sp} は、各無次元化空力係数が一定であると仮定すると、(7) 式より一定となる。

ここまでは Etkin²⁾, Perkins¹⁰⁾, Kork¹¹⁾, Blake-lock¹²⁾ などに書かれているものと変らない特性であり、式を変形したものに過ぎない。

STOL 機の空力的な特徴としては、 C_{m_q} , $C_{z\alpha}$ はほぼ一定であるが、 C_{m_α} と C_{m_α} が飛行速度によって変わることである。特に C_{m_α} は C_L の増加に対して負の値から零の値に近づき、正の値になる場合がある。そのため ω_{nsp} の値は C_L の増加と共に一層小さくなり、 ω_{nsp} は C_L の増加と共に C_L に逆比例する形に近くなる。

さらに C_{m_α} の正の値が非常に大きくなり

$$\frac{\rho S c}{4m} C_{m_q} C_{z\alpha} - C_{m_\alpha} < 0 \quad (8)$$

の関係になると静安定は失なわれる。

ζ_{sp} の値は、 C_{m_α} が C_L の増加 (推力係数 T_c の増加) によって増加することにもよるが、特に C_{m_α} に

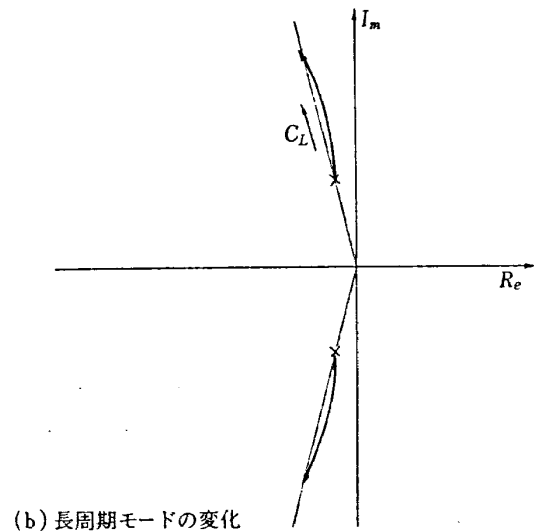
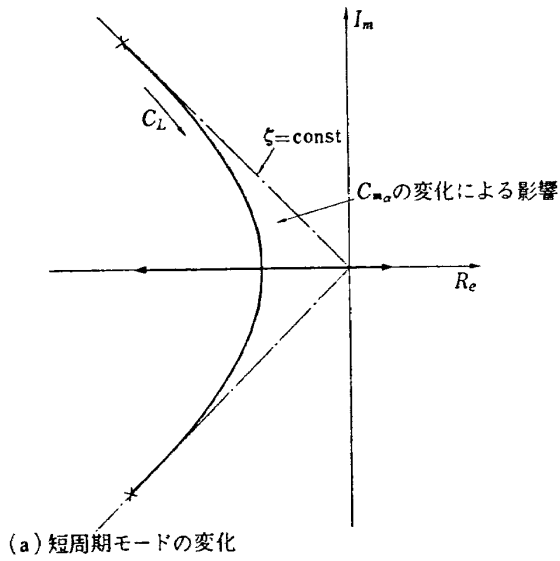


図 1 短・長周期モードの C_L による変化

よる影響によって、その値が1以上に増大し、静安定が失なわれると安定根と不安定根を作ることになる。

これを C_L をパラメータとして根軌跡として画くと図 1(a) のようになる。

計算例として選んだ STOL 機について、上記の近似式による値と、(1) 式を解いた厳密解による値を、比較のため、図 2 に示す。低速になるほど、幾分近似度が落ちることがわかる。これは M_u による影響のためであって、 M_u の影響を補正すれば近似度を増すことができる。補正の方法としては (2)~(7) 式の近似式の解を用い、 M_u をパラメータとした根軌跡を画くことによって、比較的容易に求まる。

このような STOL 機に必要な制御は、短周期モードの固有周波数を増加させ、静安定を改善し、適当な減衰比を得るための姿勢制御である。(これについては第 3 章において、検討を加える。)

2.2 STOL 機の長周期モード特性

(1) 式より長周期モード特性は次式の近似式^{2),10)~12)}で一般に表わされる。

$$s^2 - X_u s - g Z_u' = 0 \quad (9)$$

(9) 式を一般式の形で書くと、次式が得られる。

$$s^2 + 2\zeta_p \omega_{np} s + \omega_{np}^2 = 0 \quad (10)$$

ただし

$$\omega_{np} = \sqrt{-g Z_u'} \quad (11)$$

$$\zeta_p = -X_u / 2\sqrt{-g Z_u'} \quad (12)$$

(11), (12) 式に空力係数を表わす式を代入すると、次の関係式が求まる。

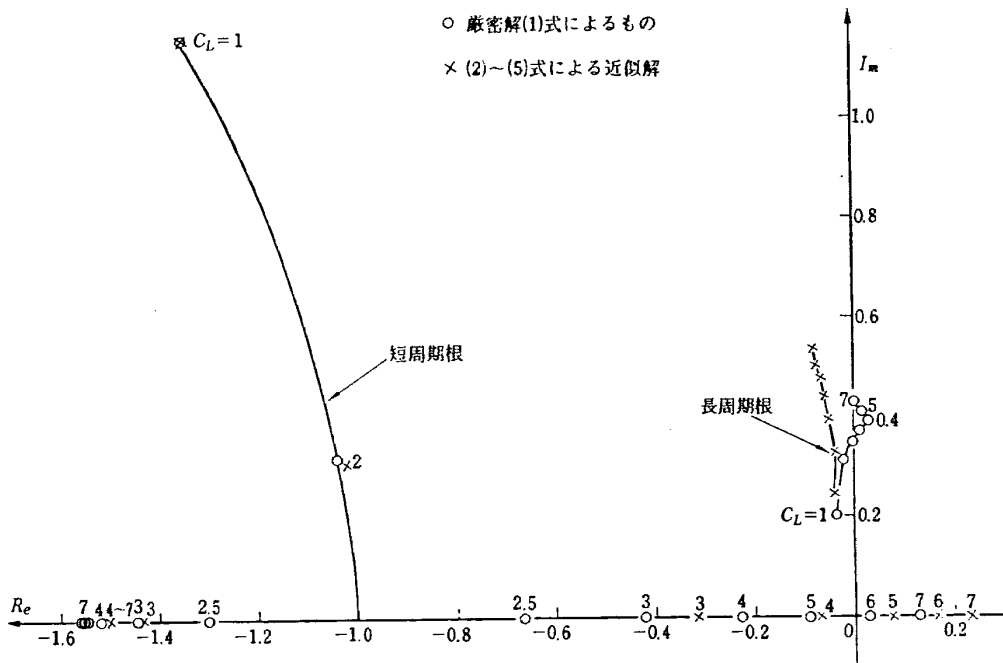


図 2 近似式および厳密解による短周期モード・長周期モードの比較

$$\omega_{np} = \sqrt{\frac{\rho S g}{2m}} \cdot \sqrt{-C_{zu}} = \sqrt{\frac{\rho S g}{2m}} \cdot \sqrt{2C_L + C_{Lu}} \quad (13)$$

$$\zeta_p = \frac{-C_{Xu}}{2\sqrt{-C_{zu} \cdot C_L}} = \frac{-C_{Xu}}{2\sqrt{(2C_L + C_{Lu}) \cdot C_L}} \quad (14)$$

(13) 式右辺に現われる C_{Lu} は C_L の増加と共に負の値で増加し、一般に C_L が非常に大きいところでは、次式の近似が成り立つ。

$$C_{Lu} \approx -C_L \quad (15)$$

そのため、(13) 式はほぼ次式で近似できる。

$$\omega_{np} \approx \sqrt{\frac{\rho S g}{2m}} \cdot \sqrt{C_L} \quad (16)$$

すなわち、 ω_{np} は $\sqrt{C_L}$ に比例して増加する。

C_L が増加すると共に C_{Xu} が増加し、ダンピング、 $2\zeta_p\omega_{np}$ も増加するが、固有周波数、 ω_{np} が増加するので、長周期モードの減衰比は一般に小さくなるが、 C_L が非常に大きい所では C_{Xu} (付録1参照) の増加が大きいのでまた増加することもある。

近似式は次式で示される。

$$\zeta_p \approx \frac{-C_{Xu}}{2C_L} \quad (17)$$

これらを C_L をパラメータとして根軌跡として、図1(b) に示す。

以上の検討から、長周期モードに対して必要な制御は、固有周波数が C_L の変化に対して、ほぼ一義的に決まるので、固有周波数はそのままにしても、一般に低い減衰比を改善する必要がある。これらについて、姿勢制御系による長周期モードへの影響を第3章において述べる。しかし一般に速度フィードバックによる推力制御は“フゴイドダンピング”として知られ¹²⁾、これは一般に、等価的な空力係数 $-\bar{X}_u$ を増加させる制御で、長周期モードのダンピングを増加させる。(これについては別報告、推力制御系の解析において述べる。) そのほか、 $-\bar{X}_u$ の制御としては、従来着陸時のジェット機において長周期ダンピングの改善と、速度を一定に保つために抵抗板を使用している。この抵抗板は速度が遅くなればなるほど効きが悪くなるので、STOL 機の制御に適当なものではない。

2.3 M_u の影響

M_u は通常の機体では零になるように設計されるが、STOL 機では零にならない飛行領域が存在する。しかし、この M_u は安定の点でほとんど問題を生じさせないが、突風応答の観点からは M_u が零であることは望ましい。また $M_u (M_u > 0)$ の存在は短長両

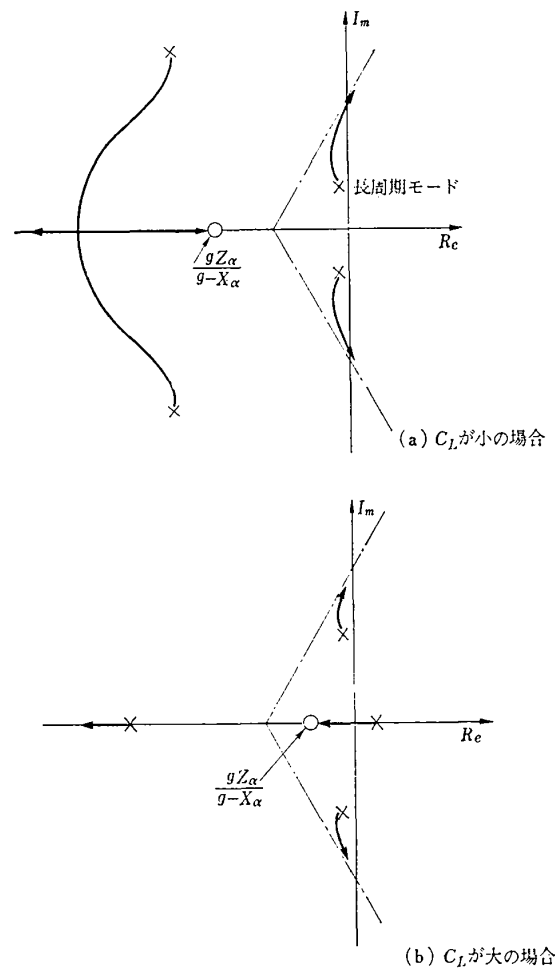


図3 M_u による影響

周期モードに影響を与える。すなわち、 M_u による根軌跡を図3に示す通り、 C_L が大きい場合には長周期モードの特性、特に減衰比を悪くするが、静安定は改善する。 C_L の小さい場合にも同様に短周期モードの固有周波数は減少し、減衰比は増加するが、長周期モードの減衰比は減少し、固有周波数は増加する。一般に STOL 機では C_L が大きいほど、 M_u も大きいので、これらの影響は一般に大きく現われるが、 C_L が小さい場合には M_u はほぼ零になるので、ほとんど影響はない。

特に長周期モードについていえば、前節と本節の検討結果は、計算例として選んだ STOL 機の特性と非常によく一致する。(図2参照)

2.4 昇降舵操舵による応答式および零点の特性

昇降舵操舵による応答は伝達関数の分母(すなわち特性方程式)と伝達関数の分子によって決まる。同時に、フィードバック制御によって特性を改善する際にも、伝達関数の分子の項、すなわち零点によって制御特性は大きく影響を受ける。すでに、短周期モードと

長周期モードの特性について述べてあるので、ここでは零点の特性について述べる。

昇降舵操舵による速度 u , 迎え角 α , 縦揺れ角 θ , の応答 u/δ_e , α/δ_e , θ/δ_e , は (1) 式より次式で表わすことができる。

$$\frac{u}{\delta_e}(s) = \frac{M_{\delta e}\{(X_\alpha - g)s + gZ'_\alpha\}}{\Delta} \quad (18)$$

$$\frac{\alpha}{\delta_e}(s) = \frac{M_{\delta e}\{s^2 - X_u s - gZ'_u\}}{\Delta} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \frac{\theta}{\delta_e}(s) &= \frac{M_{\delta e}\{s^2 + (-X_u - Z'_\alpha)s + (-X_\alpha Z'_u + X_u Z'_\alpha)\}}{\Delta} \\ &= \frac{M_{\delta e}\{s^2 + (-X_u - Z'_\alpha)s + (-X_\alpha Z'_u + X_u Z'_\alpha)\}}{\Delta} \end{aligned} \quad (20)$$

ただし,

$$\Delta = \begin{vmatrix} (s - X_u) & -X_\alpha & g \\ -Z'_u & (s - Z'_\alpha) & -s \\ -M_u & (-M_\alpha s - M_\alpha) & (s^2 - M_q s) \end{vmatrix} \quad (21)$$

各々の伝達関数は次のように書くことができる。まず速度応答についてみる。

$$\frac{u}{\delta_e}(s) = K_{ue} \frac{(s + T_{ue})}{\Delta} \quad (22)$$

ただし,

$$K_{ue} = -\frac{mg^2 c}{I_y} C_{m\delta e} C_{D\alpha} \cdot \frac{1}{C_L^2} \quad (23)$$

$$T_{ue} = \sqrt{\frac{\rho S g}{2m}} \cdot \frac{-C_{Z\alpha}}{C_{D\alpha}} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} \quad (24)$$

$-C_{Z\alpha}$ と $C_{D\alpha}$ の C_L による変化は比較的小さいので (22)~(24) 式が示すように, δ_e による速度 u の応答は分子の項だけを見ると C_L の二乗にほぼ反比例して利得 K_{ue} は減少し, 時定数 T_{ue} は C_L の平方根に反比例して減少することがわかる。

次に迎え角応答についてみる。

$$\frac{\alpha}{\delta_e}(s) = K_{ae} \frac{(s^2 + 2\zeta_0' \omega_0' s + \omega_0'^2)}{\Delta} \quad (25)$$

ただし,

$$K_{ae} = \frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e} \frac{1}{C_L} \quad (26)$$

$$\omega_0' = \sqrt{-gZ'_u} = \sqrt{\frac{\rho S g}{2m}} \cdot \sqrt{C_L} \quad (27)$$

$$\zeta_0' = \frac{-C_{Xu}}{2C_L} \quad (28)$$

この応答の分子の項, すなわち (27), (28) 式は前述の長周期モードの式 (16), (17) 式と全く同じ式であることに気づく。そのため, 長周期モードの場合と同様に, ω_0' は C_L の平方根に比例して増加し, ζ_0'

は C_L に反比例して減少する。舵の効きの利得 K_{ae} は C_L に反比例して減少する。

次に縦揺れ角応答についてみる。

$$\frac{\theta}{\delta_e}(s) = K_{\theta e} \frac{(s^2 + 2\zeta_0'' \omega_0'' s + \omega_0''^2)}{\Delta} \quad (29)$$

ただし,

$$K_{\theta e} = K_{ae} = \frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e} \frac{1}{C_L} \quad (30)$$

$$\omega_0'' = \sqrt{\frac{\rho S g}{2}} \cdot \sqrt{\frac{-C_{X\alpha} C_{Zu}}{C_L} + \frac{C_{Xu} C_{Z\alpha}}{C_L}} \quad (31)$$

$$\zeta_0'' = \sqrt{\frac{4}{m}} \cdot \frac{(-C_{Xu} - C_{Z\alpha})}{\sqrt{\frac{-C_{X\alpha} C_{Zu}}{C_L} + \frac{C_{Xu} C_{Z\alpha}}{C_L}}} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} \quad (32)$$

応答の分子の項についてみると, 舵の効き $K_{\theta e}$ は C_L に反比例して小さくなる。固有振動数 ω_0'' は, 付録 1 の空力特性より (31) 式の平方根の中の項 $-C_{X\alpha} \cdot C_{Zu}$, $C_{Xu} C_{Z\alpha}$ は C_L にほぼ比例するので平方根の値はほぼ一定となり, ω_0'' はほぼ一定値となる。また, 観点をかえて, 式の上から詳しく空力係数を付録 1 より見ると, $C_{Z\alpha}$, $C_{X\alpha}$, C_{Xu} , C_{Zu} は各々 (付 5), (付 7), (付 14), (付 15) 式に示すように表わすことができる。これらの式を (31) 式に代入して ω_0'' を得ると, ω_0'' はさらに $\sqrt{C_L}$ に正比例する項も有することが容易に判る。実際の STOL 機についてみると ω_0'' はほぼ一定値であるが, わずかに $\sqrt{C_L}$ に比例する項の影響を受けている。減衰比についてみると, ダンピング $(-C_{Xu} - C_{Z\alpha})$ はほぼ一定となるので, $(C_{Z\alpha} \approx \text{const}, C_{Xu} \ll C_{Z\alpha})$, ほぼ $\sqrt{C_L}$ に反比例して減衰比は小さくなる。

これらの値を長周期モードと比較すると, 固有周波数は長周期モードとほとんど同じオーダーになるが, 減衰比 ζ_0'' は $C_{Z\alpha} (\gg C_{Xu})$ の影響で長周期モードに比べて非常に大きな値となる。

各々の零点の根軌跡を画くと, 図 4 に示すようになる。

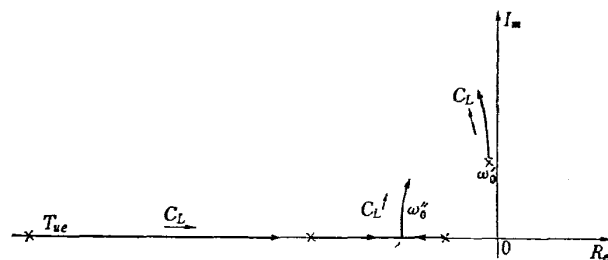


図 4 C_L による零点の変化

3. 昇降舵系へのフィードバック制御の基本特性

3.1 根軌跡による解析と制御系

前章で求めた STOL 機 の特性より, u, α, θ を昇降舵制御系にフィードバックした時の特性が容易に判る。図 1~4 から判るように, u のフィードバックは Positive Feedback にすれば長周期モードは安定であるが, 短周期モードは不安定側に移りやすい。Negative Feedback ではその反対になる。 α の Negative Feedback は零点と長周期モードが非常に接近した位置にあるので, 急速にそれに収斂し, 迎え角フィードバックによって, 長周期モードの改善は望めないことが判る。 θ の Negative Feedback は零点が長周期モードと短周期モードの間に存在し, 両モード共に影響を受ける。一般に, 長周期モードは減衰比の高い零点に収斂するので, 長周期モードの減衰比は改善される。これらの関係を図 5-1, 2, 3 に示す。

図 5-1 の (a) は u によるユニティ・フィードバック制御で Negative Feedback でも, Positive Feedback でも不安定になりやすい。図 5-1 の (b) は u による制御を零点の導入によって行なうもので, 安定化は可能であるが, 長周期モードの減衰比は改善できない。また C_L が大きい場合には短周期モードの減衰比は 1 より大きくなる。望ましい制御には複素零点の導入が必要であるが, 制御量として加速度の変化分が必要となるのでセンサなどに問題がある。

図 5-2 は迎え角フィードバックによる制御の場合である。図 5-2(a) はユニティ・フィードバック制御の場合で, 所望の短周期モードの固有周波数, 減衰比にすることはできないが, 零点を導入 (図 5-2(b))すればそれが可能となる。長周期モードは減衰比のあまり良くない零点に収斂するので改善の割合が小さい。(もし, 推力制御による長周期ダンピングを併用すれば, この制御は有効であろう。)

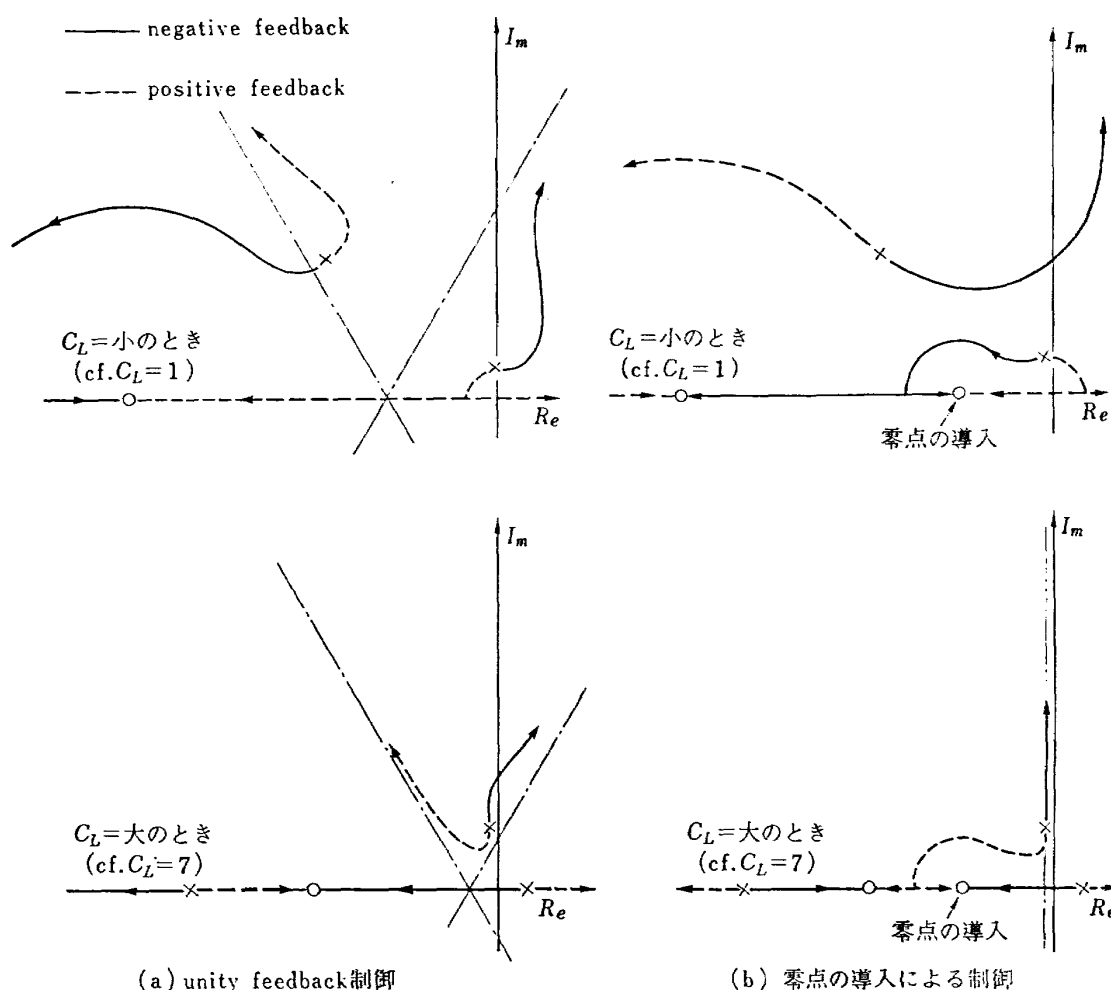


図 5-1 u によるフィードバック制御の根軌跡

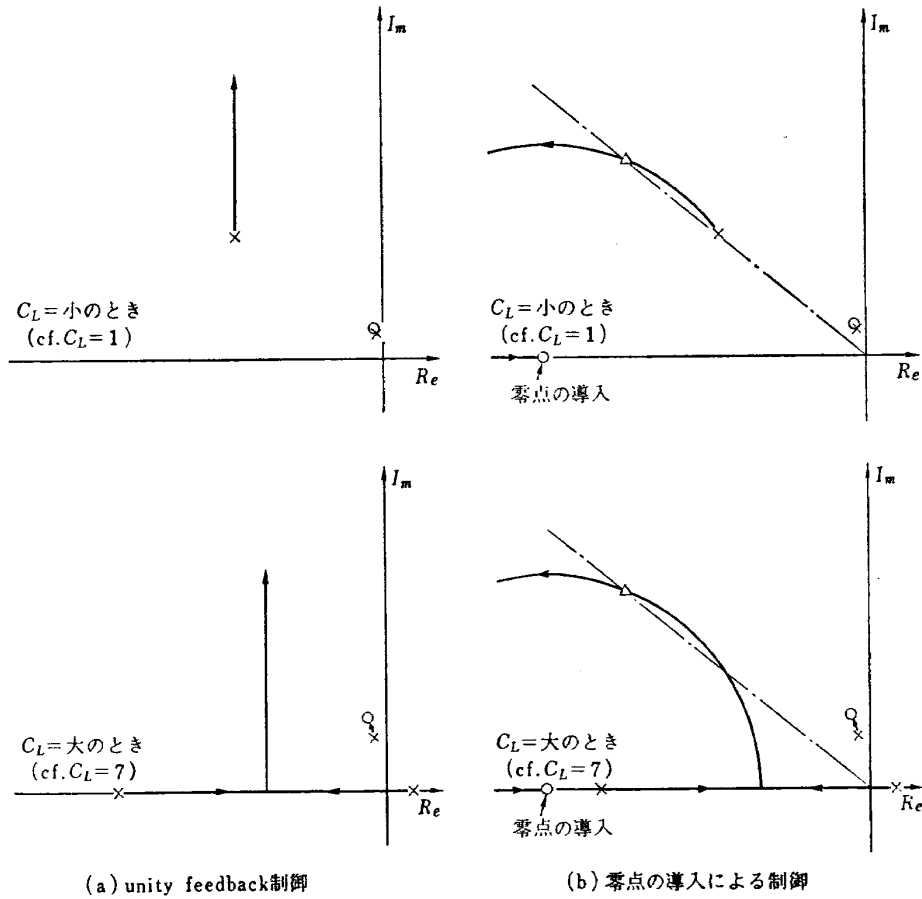


図 5-2 迎え角制御の根軌跡

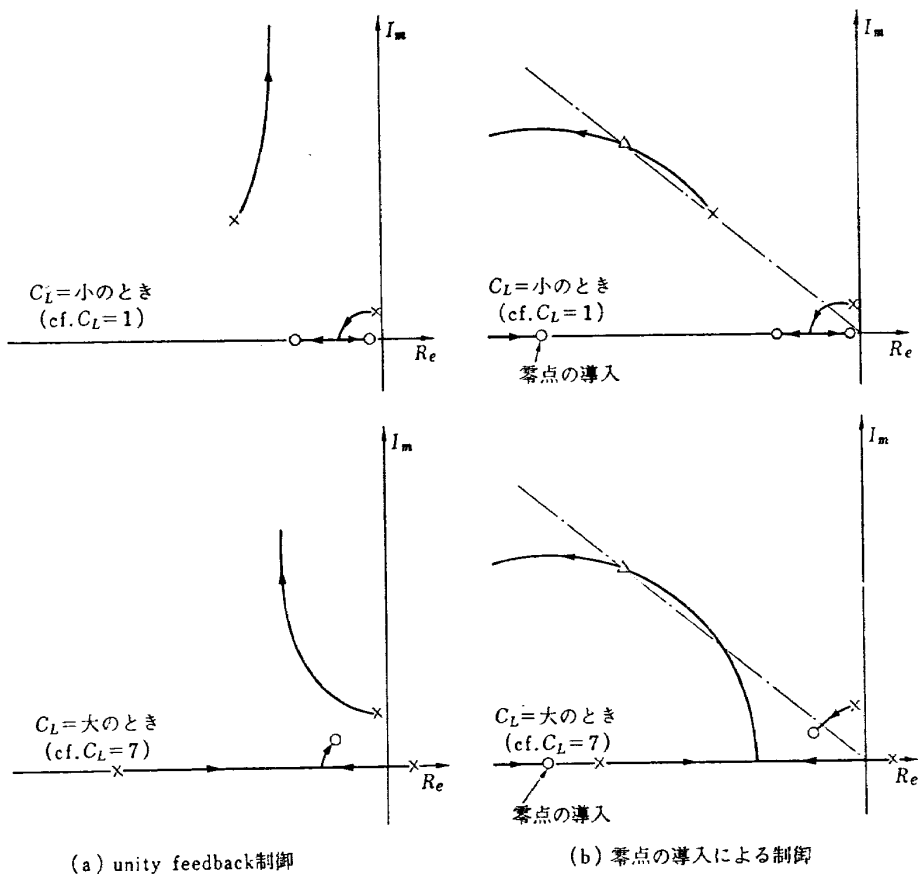


図 5-3 縦揺れ角制御の根軌跡

図 5-3 は縦揺れ角フィードバックによる制御の場合である。ユニティ・フィードバックの場合 (図 5-3 (a)) は C_L が小さい時にほぼ望ましい特性になるが、 C_L が大きい時には短周期モードは固有周波数の低い零点に収斂し、長周期モードが逆に減衰度の悪い短周期モードとしての役割を果すことになる。しかし、零点を導入すれば、(図 5-3(b)) 短周期モードの特性は自由に選ぶことができ、長周期モードのダンピングも十分な減衰比が得られる。昇降舵系による自動安定装置としてはこれら 3 つの内、この零点を導入した縦揺れ角姿勢制御系が安定性の点でもっとも優れたものであることがわかる。

本節の解析より STOL 機の安定制御として、縦揺れ角姿勢制御と迎え角姿勢制御の二方式による自動安定方式が有効であることがわかる。(ただし、迎え角姿勢制御の場合は長周期モードのダンピングが改善されないで、さらに長周期モードのダンピングを改善するために推力制御を加えることが望まれる。)

この自動安定装置の基本構成ブロック図を図 6 に示す。この図は縦揺れ角姿勢制御の例であるが、縦揺れ角姿勢制御も迎え角姿勢制御もセンサの種類が異なるほかは基本回路は全く同形となる。図 6 で K_{sc} はスティック・キャンセラ利得¹³⁾(自動安定装置により減少した舵の効きを再び増加させることができる。)、 K_θ (または K_a) は復元力の利得、 K_δ (または K_d) はダンピング利得である。なお、センサ、アクチュエータ、サーボ増幅器、補償回路などの特性は方式検討の複雑さを除くため、特に断わらない限り、理想的な特性 ($G(s) \equiv 1$)

とみなして検討をすすめる。センサも実際の回路では、例えばピッチ角制御を例にとると、パーティカルジャイロとレードジャイロの二つのセンサを持つ必要は必ずしもなく、そのいずれか一つのセンサの出力を補償回路によって得た信号で代用することもできる。(また、自動安定装置としての機能のほか、オートパイロットとしての機能も持たせることもできるが、本文ではそれらのことについてはふれない。)

制御方程式

縦揺れ角姿勢制御および迎え角姿勢制御の制御方程式を (33), (34) 式に示す。

縦揺れ角姿勢制御

$$\delta_e = K_\theta \left\{ (\theta - \theta_i) + \frac{K_{sc}}{K_\theta} \delta_{ep} \right\} + K_\delta \theta + \delta_{ep} \quad (33)$$

迎え角姿勢制御

$$\delta_e = K_\alpha \left\{ (\alpha - \alpha_i) + \frac{K_{sc}}{K_\alpha} \delta_{ep} \right\} + K_a \alpha + \delta_{ep} \quad (34)$$

この制御によって STOL 機の運動特性は変化し、パイロットから見た場合、別の新しい機体の運動特性とみなしてパイロットは操縦することができる。空気力学的にみた場合、縦揺れ角姿勢制御では、(1) 式の安定微係数 M_q は利得 K_δ によって新しい $\bar{M}_q (= M_q + M_{\delta e} K_\delta)$ に、利得 K_θ は新しい $\bar{M}_\theta (= M_{\delta e} K_\theta)$ なる安定微係数を作り出し、利得 K_{sc} は等価的な舵の効き $\bar{M}_{\delta e} (= (1 + K_{sc}) \cdot M_{\delta e})$ にかえることになる。同様に、迎え角姿勢制御の場合、利得 K_α , K_a , K_{sc} によって、新しい $\bar{M}_\alpha (= M_\alpha + M_{\delta e} K_\alpha)$, $\bar{M}_a (= M_a + K_a M_{\delta e})$, $\bar{M}_{\delta e}' (= (1 + K_{sc}') \cdot M_{\delta e})$ にかえることになる。また、操縦

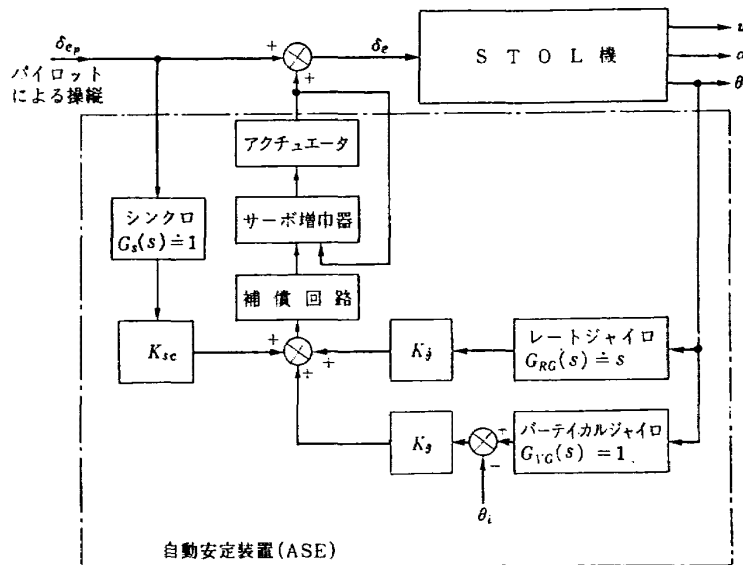


図 6 自動安定装置の基本構成ブロック図 (縦揺れ角姿勢制御の場合の例)

信号としては STOL 機のような低速機ではレート型よりも偏位型が適するので、偏位型を採用する。もちろんこの解析の結果を用いてレート型に切りかえることは容易である。

3.2 自動安定装置を取付けた場合の STOL 機の短周期モードおよび長周期モードの近似式

(1) 迎え角姿勢制御の場合

迎え角姿勢制御を行なうと、スティッフネス利得 K_α の影響によって、長周期モードは零点に収敛していく。この零点は、制御のない時の長周期モード近似そのものであるので、前記 (11)~(12) 式の近似は一層近似度を増し、これを迎え角姿勢制御の場合の近似式として用いることができる。短周期モードも前記 (4)~(5) 式に近似でき、その時の M_α , $M_{\dot{\alpha}}$ は制御のある場合の等価的な \bar{M}_α , $\bar{M}_{\dot{\alpha}}$ で置きかえて計算すればよい。

$$\bar{M}_{\dot{\alpha}} = M_{\dot{\alpha}} + M_{\delta e} K_{\dot{\alpha}} \quad (35)$$

$$\bar{M}_\alpha = M_\alpha + M_{\delta e} K_\alpha \quad (36)$$

近似度を示すために、 $C_L=4$ の場合について短周期モードの (2)~(5) 式による近似解と (1) 式および (34) 式による厳密解を図 7(a) に示す。非常によく一致していることがわかる。

(2) 縦揺れ角姿勢制御の場合

縦揺れ角姿勢制御では、ピッチングモーメントの式に、新しい等価的な安定微係数 $\bar{M}_\theta = M_{\delta e} K_\theta$ が導入されるので、従来の式のまま使用することはできない。

昇降舵による縦揺れ角応答は 2.4 節 (20) 式と同形になり次式で表わされる。

$$\frac{\theta}{\delta_{ep}}(s) = \frac{\bar{M}_{\delta e}}{\Delta} \{s^2 - (X_u + Z_{u'})s - (X_\alpha Z_{u'} - X_u Z_{\alpha'})\} \quad (37)$$

ここで

$$\Delta = s^4 + as^3 + bs^2 + cs + d \quad (38)$$

$$a = -(X_u + Z_{u'} + M_{\dot{\alpha}} + \bar{M}_q) \quad (39)$$

$$b = -(X_\alpha Z_{u'} - X_u Z_{\alpha'}) + (X_u + Z_{u'})\bar{M}_q + M_{\dot{\alpha}} X_u - M_\alpha - \bar{M}_\theta \quad (40)$$

$$c = (X_\alpha Z_{u'} - X_u Z_{\alpha'})\bar{M}_q - (X_\alpha M_u - X_u M_\alpha) + (X_u + Z_{u'})\bar{M}_\theta + (Z_u M_{\dot{\alpha}} + M_u)g \quad (41)$$

$$d = (X_\alpha Z_{u'} - X_u Z_{\alpha'})\bar{M}_\theta + (Z_u' M_\alpha - Z_\alpha' M_u)g \quad (42)$$

ただし $\bar{M}_q = M_q + M_{\delta e} K_\theta \quad (43)$

$$\bar{M}_\theta = M_{\delta e} K_\theta \quad (44)$$

縦揺れ角姿勢制御が行なわれると、長周期モードは (37) 式の分子すなわち零点に収敛し、次式で表わすことができる。

$$s^2 + 2\zeta_p \omega_{np} s + \omega_{np}^2 = 0 \quad (45)$$

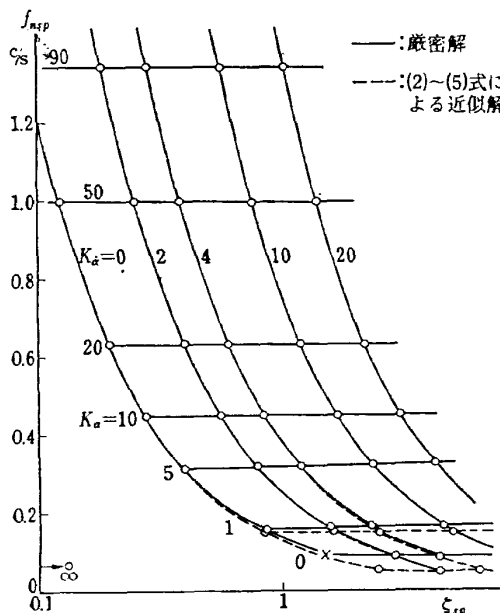
ただし $\omega_{np}^2 = -(X_\alpha Z_{u'} - X_u Z_{\alpha'}) \quad (46)$

$$\zeta_p = \frac{-(X_u + Z_{u'})}{2\omega_{np}} \quad (47)$$

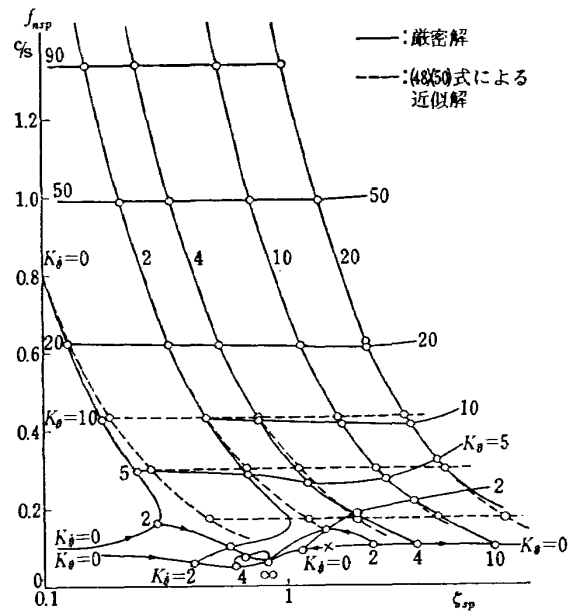
短周期モードは (38) 式が (45) 式と (48) 式の積に等しいと置いて、 s の高次の項のみで求めると ω_{nsp} および ζ_{sp} は (49), (50) 式になる。

$$s^2 + 2\zeta_{sp} \omega_{nsp} s + \omega_{nsp}^2 = 0 \quad (48)$$

$$\omega_{nsp}^2 = -(\bar{M}_\theta + M_\alpha - M_\alpha Z_{\alpha'}) \quad (49)$$



(a) 迎え角姿勢制御



(b) 縦揺れ角姿勢制御

図 7 姿勢制御のある場合の短周期モードの近似式と厳密解の比較 ($C_L=4$)

$$\zeta_{sp} = \frac{-(M_{\dot{\alpha}} + \bar{M}_q)}{2\omega_{nsp}} \quad (50)$$

この短周期モードの近似解と (1) および (33) 式による厳密解を比較するため、計算例として選んだ STOL 機について、 $C_L=4$ の場合の値を図 7 (b) に示す。高い利得になる程、近似度が良くなることがわかる。実際に STOL 機に自動安定装置を入れるときには、一般に利得が高くなるのでこれらの近似は有効なものとなる。なお、 C_L が小さい場合の近似度はもちろん、非常に良いものである。

3.3 計算例と適応性の必要性

付録 (1) に示す計算例として選んだ STOL 機について、Anderson 氏による短周期モードに対する飛行性基準¹⁴⁾を満足する一定値の利得を選ぶと、ピッチ角姿勢制御、迎え角姿勢制御共にほぼ同じ値で、各々 $K_{\theta} \doteq 18$, $K_{\dot{\theta}} \doteq 6$ および $K_{\alpha} \doteq 18$, $K_{\dot{\alpha}} \doteq 6$ となる。この利得の時の各 C_L に対する短周期モードの変化を飛行性基準と共に図 8 に示す。一定利得の制御によって飛行性基準にはほぼ合格するが、飛行速度と共に大幅に短周期モード特性が変化するので、操縦性も、舵の効きも大幅に変化することはまぬがれない。このような広い速度範囲を飛行する STOL 機の制御としては、速度の変化に適応して一定の操縦特性を得るような適

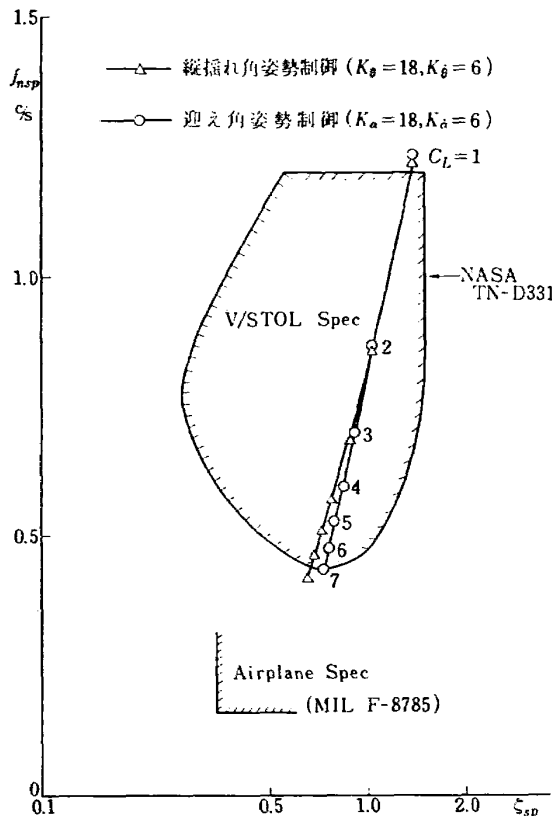


図 8 定利得 ASE による制御特性の変化と飛行性基準

応性のある制御系であることが望ましい。これについては次章において検討を行なう。

前述の一定利得の時の制御特性を図 9-(a), (b) に示す。入力は θ_i (図 9-(a)) または α_i (図 9-(b)) で、ステップ入力である。この図より速度が低下するほど、応答性は悪くなることがわかる。迎え角姿勢制御 (図 9-(b)) では速度 u と縦揺れ角 θ の応答に減衰比の小さい長周期モードが残っている。しかし、縦揺れ角姿勢制御 (図 9-(a)) では大きい減衰比のため、急速に減衰して、速度 u , 迎え角 α の応答の中にほとんど現われない。しかし、 C_L が大きくなるにつれて、長周期モードの減衰比が小さくなっていくので、この影響が現われ、短周期モードの減衰比がさらに小さくなったかのように見える。

4. 適応性のある姿勢制御系

前述のように、STOL 機は速度の変化に応じて、その特性は大きく変化し、一定利得の自動安定装置で一応その特性が改善されても、改善された特性も速度の変化と共に変化する。このような STOL 機の制御としては、速度の変化によらず一定の理想的な特性に制御することが望ましい。このためには STOL 機の制御としては何らかの適応性のある制御系であることが望ましい。

適応性のある制御系としてはプログラム制御系 (Programmed Gain Control), 適応制御系^{15)~18)} (Self Adaptive Control) などがある。理論的には適応制御系の方が優れているが、装置の簡単さ、コスト、信頼性の点でプログラム制御の方が優れ、一般に実用性が高いと云われている。

適応制御系とプログラム制御系の基本構成図を図 10 に示す。適応性制御とプログラム制御系の違いは、この図から直ちにわかるように、適応制御系では制御性能の測定 (Identification) などを、入出力データより ON-LINE で計算し、最適系になるように制御装置のパラメータを変えるのに対し、プログラム制御ではこのような計算は OFF-LINE で前もって装置の設計の時に出力信号のうち、最も感度の高い出力信号を制御パラメータの変数として選んで解析し、制御装置のプログラムを設計し、制御性能の測定を不要にする。もちろん、プログラム制御系に制御性能の測定回路などを付加すれば容易に適応制御系を構成することができる。

以下適応性のある制御系として、装置の簡単さ、高信頼性と低価格のプログラム制御、およびプログラム

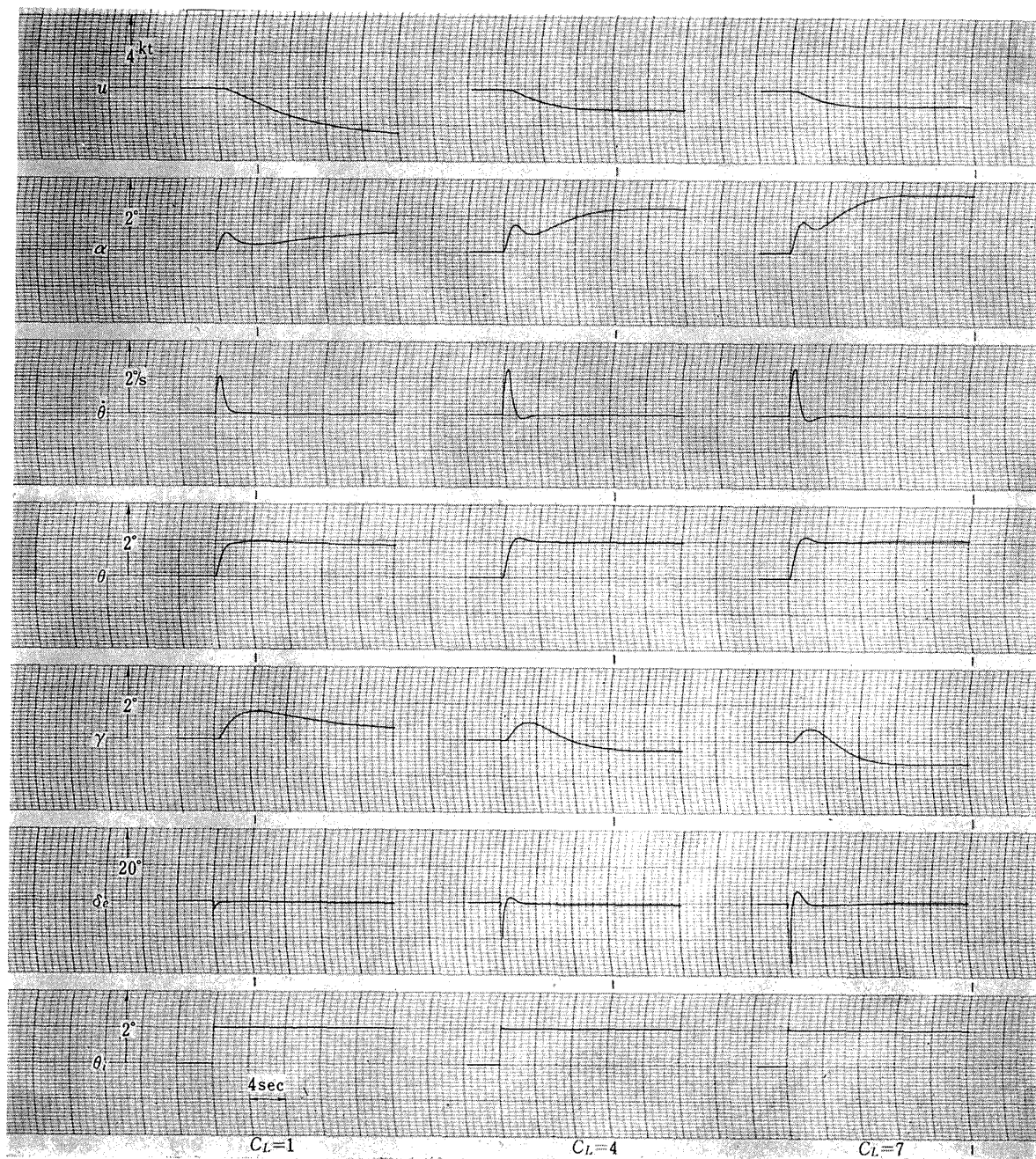


図 9-(a) 一定利得の縦揺れ角姿勢制御系のステップ応答 ($K_\theta=6$, $K_\theta=18$)

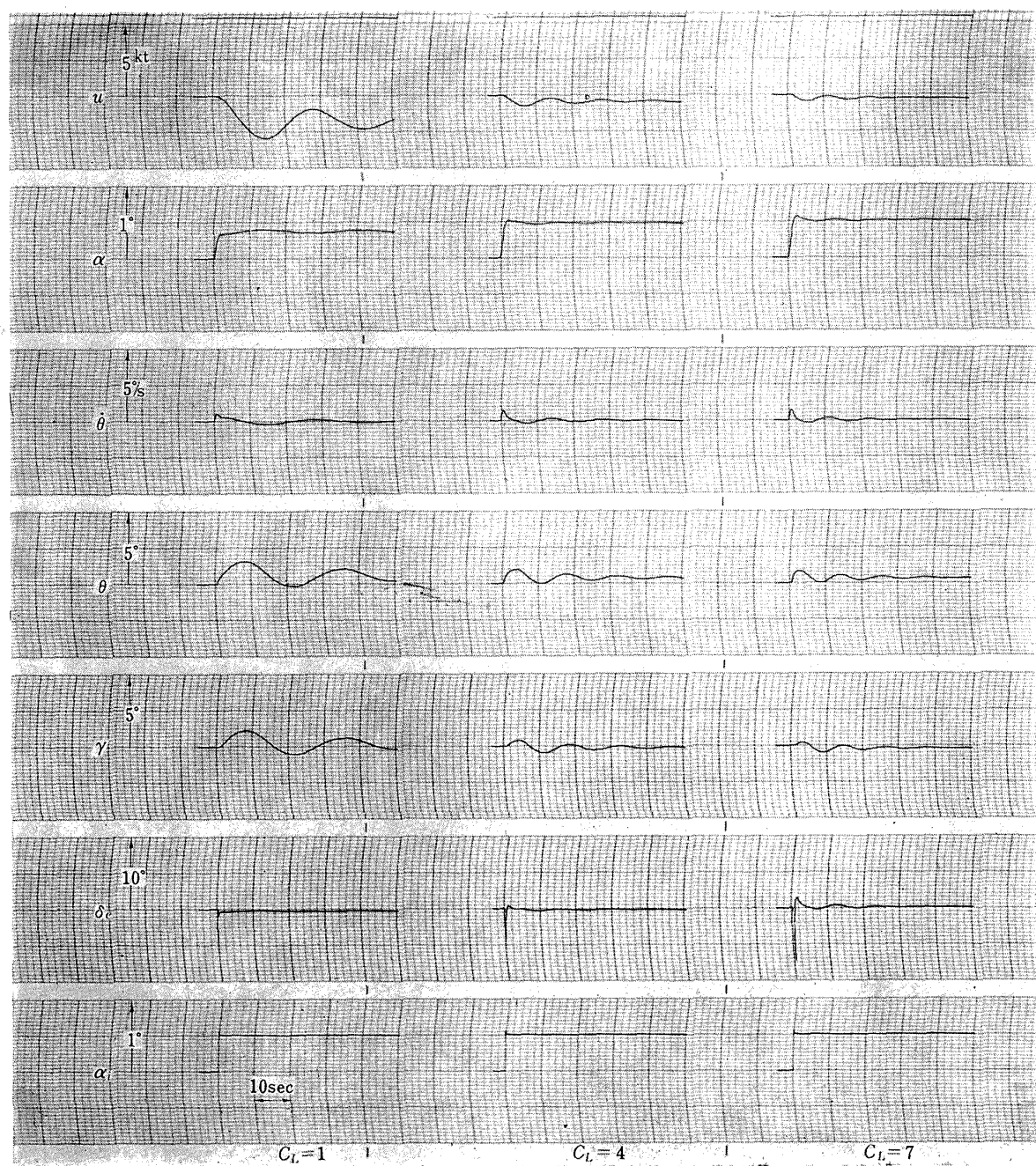
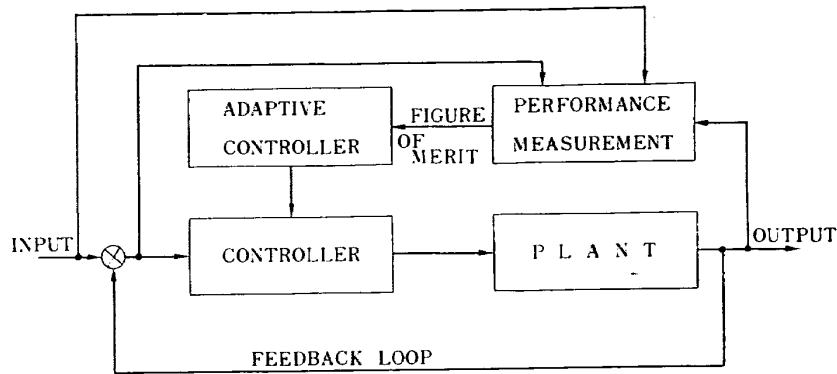
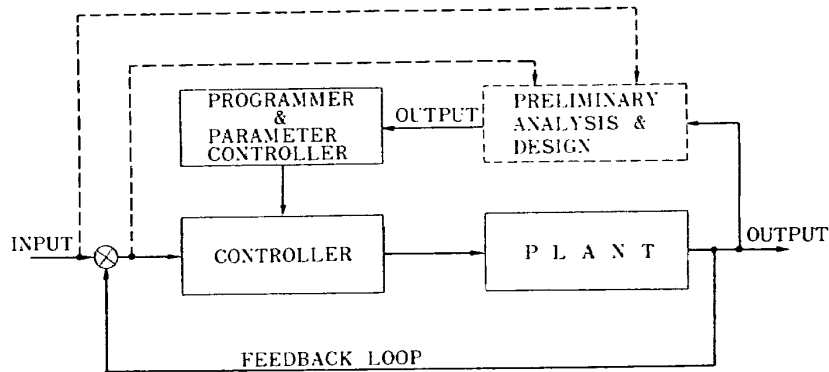


図 9-(b) 一定利得の迎え角姿勢制御系のステップ応答 ($K_a=6, K_a=18$)



(a) 適応制御系 (Self-adaptive Control) の基本構成図



(b) プログラム制御系の原理図

図 10 適応制御系とプログラム制御系の基本構成図

制御をさらに簡便化したトルクバランス方式の制御について述べる。

4.1 適応性のある系を得るための制御利得特性

STOL 機の縦の安定操縦性を最適の一定の値に保つために必要な一般的な制御利得特性について、以下に解析および、検討を行なう。

解析の結果得られた興味ある事柄は、STOL 機の縦の安定操縦性を最適な一定値に保つための利得特性はほぼ C_L に比例する、言い換えれば動圧に逆比例するというのである。

4.1.1 スティッフネス利得およびダンピング利得特性

最初に迎え角姿勢制御について解析をする。

無制御の場合の短周期モードの固有周波数を ω_{nsp0} とすると、3.2 節より、

$$\omega_{nsp0} \approx \sqrt{M_q Z'_\alpha - M_\alpha} \quad (51)$$

で近似することができる。

迎え角姿勢制御を行なった時の短周期モードの固有周波数 ω_{nsp} は

$$\omega_{nsp} \approx \sqrt{M_q Z'_\alpha - M_\alpha - M_{\delta e} K_\alpha} \quad (52)$$

ただし、 $M_{\delta e} K_\alpha$ は制御によって得た等価的な安定微係数である。(51)~(52) 式より、利得 K_α について求めると次式が求まる。

$$K_\alpha = \frac{\omega_{nsp}^2}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \cdot C_L - \frac{\frac{\rho Sc}{4m} C_{mq} C_{z\alpha} - C_{m\alpha}}{-C_{m\delta e}} \quad (53)$$

もし、 $C_{z\alpha}$ と $C_{m\alpha}$ 、 $C_{m\delta e}$ が一定値であれば、(53) 式は次式のように表わすことができる。

$$K_\alpha = C_1 \cdot C_L - C_2 \quad (54)$$

ただし

$$C_1 = \frac{\omega_{nsp}^2}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \quad (55)$$

$$C_2 = \frac{\frac{\rho Sc}{4m} C_{mq} C_{z\alpha} - C_{m\alpha}}{-C_{m\delta e}} \quad (56)$$

この式は短周期モードの固有周波数を決めると、必

要な制御利得は C_L の一次式で表わされることを示している。(56) 式の C_2 項の中の $C_{m\alpha}$ は STOL 領域では負から正の値に変化することがあるので、 C_2 の値は定数とはならない。しかし C_L が大きい所では、 C_1 の大きさと比べて十分小さいのでその値は無視できる。

さらに、(54) 式の K_α は (57) 式を用いて、動圧 q の関数として表わすこともできる。

$$qSC_L = mg \quad (57)$$

$$K_\alpha = C_3 \cdot \frac{1}{q} - C_2 \quad (58)$$

ただし、

$$C_3 = \frac{mg}{S} \cdot C_1 = -\frac{I_y \omega_{nsp}^2}{ScC_{m\delta e}} \quad (59)$$

この式は、 K_α が $1/q$ に関して一次式であることを示している。

また (51), (52) より

$$K_\alpha = \frac{\omega_{nsp}^2}{-M_{\delta e}} \left\{ 1 - \left(\frac{\omega_{nspo}}{\omega_{nsp}} \right)^2 \right\} \quad (60)$$

STOL 領域において、 ω_{nspo} は制御して得た ω_{nsp} に比して十分小さいので、次式の近似が成り立つ。

$$K_\alpha \doteq \frac{\omega_{nsp}^2}{-M_{\delta e}}, \quad \text{ただし} \quad \left(\frac{\omega_{nspo}}{\omega_{nsp}} \right)^2 \ll 1 \quad (61)$$

すなわち、 K_α は C_L または $1/q$ に正比例する。

$$K_\alpha \doteq C_1 \cdot C_L \quad (62)$$

$$K_\alpha \doteq C_3 \cdot \frac{1}{q} \quad (63)$$

ただし、 C_1, C_3 は (55), (56) 式によるものである。

次に、減衰比 ζ_{sp} についてみる。迎え角姿勢制御を含む場合の減衰比 ζ_{sp} は 3.2 より次式で表わされる。

$$\zeta_{sp} = \frac{-(M_\alpha + M_q + Z_\alpha') - M_{\delta e} K_\alpha}{2\sqrt{M_q Z_\alpha' - M_\alpha - M_{\delta e} K_\alpha}} \quad (64)$$

前章(6), (7) および (52), (64) 式より、 K_α を求めると、次式が得られる。

$$K_\alpha = \frac{2\zeta_{sp}\omega_{nsp}}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \cdot C_L \cdot \frac{\sqrt{\frac{\rho S mg}{2} \left\{ \frac{c^2}{2I_y} (-C_{m\alpha} - C_{mq}) + \frac{1}{m} (-C_{za}) \right\}}}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \times \sqrt{C_L} \quad (65)$$

$(-C_{mq} - C_{m\alpha})$, $(-C_{za})$ は C_L に対して、ほぼ一定値をとるので、次式のように表わすことができる。

$$K_\alpha = C_4 \cdot C_L - C_5 \cdot C_L^{\frac{1}{2}} \quad (66)$$

ただし

$$C_4 = \frac{2\zeta_{sp}\omega_{nsp}}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \quad (67)$$

$$C_5 = \frac{\sqrt{\frac{\rho S mg}{2} \left\{ \frac{c^2}{2I_y} (-C_{m\alpha} - C_{mq}) + \frac{1}{m} (-C_{za}) \right\}}}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \quad (68)$$

(66) 式は、利得 K_α が C_L に正比例する項と、 $\sqrt{C_L}$ に正比例する項より成り立っていることを示している。STOL 領域では、 C_L が大きくなり $2\zeta_{sp}\omega_{nsp}$ を十分大きくするように制御すれば、(65) 式の第 1 項に比較して、第 2 項は非常に小さくなるので、第 2 項を無視することができる。すなわち、

$$K_\alpha \doteq C_4 \cdot C_L \quad (69)$$

この関係式に (57) 式の関係式を代入すると、動圧 q に逆比例する関係式が得られる。

$$K_\alpha \doteq C_6 \cdot \frac{1}{q} \quad (70)$$

ただし

$$C_6 = \frac{mg}{S} \cdot C_4 = -\frac{I_y \cdot 2\zeta_{sp}\omega_{nsp}}{ScC_{m\delta e}} \quad (71)$$

低速飛行をして、STOL 領域になれば近似式(69), (70) 式の近似度は良くなるが、短周期固有周波数の近似に比べて近似度は劣る。

次に制御利得比 K_α/K_α を求めてみると、(54) および (66) 式より、次式の関係が求まる。

$$\frac{K_\alpha}{K_\alpha} = \frac{C_4 \cdot C_L - C_5 \cdot C_L^{\frac{1}{2}}}{C_1 \cdot C_L - C_2} \quad (72)$$

STOL 領域で、 C_L が大きくなると、次式の近似が成り立つ。

$$\frac{K_\alpha}{K_\alpha} \doteq \frac{C_4}{C_1} = \frac{2\zeta_{sp}}{\omega_{nsp}} = \text{const} \quad (73)$$

(73) 式は ζ_{sp} と ω_{nsp} が大きいほど、また C_L が大きいほど、利得比 K_α/K_α は C_L に無関係な定数に近づくことを示し、また、制御的にみて、フィードバックによる零点 $(s + K_\alpha/K_\alpha)$ の導入は一定値でよいことを意味している。

以上、STOL 機の短周期モード特性を一定にする制御の利得式を誘導した。

縦揺れ角姿勢制御における利得特性についても、同様に解析することができ、迎え角姿勢制御の場合と同様の結果になる。すなわち、無制御の場合は短周期モードの固有周波数 ω_{nspo} は 3.2 節より

$$\omega_{nspo} \doteq \sqrt{M_q Z_\alpha' - M_\alpha} \quad (74)$$

ピッチ角制御を行なった時の短周期モードの固有周

波数 ω_{nsp} は

$$\omega_{nsp} \doteq \sqrt{(M_{\dot{\alpha}} Z_{\alpha'} - M_{\delta e} K_{\theta} - M_{\alpha})} \quad (75)$$

ただし、 $M_{\delta e} K_{\theta}$ は制御によって得た安定微係数である。

(74), (75) 式より、 K_{θ} について求めると、

$$K_{\theta} = C_1 \cdot C_L - C_7 \quad (76)$$

ただし、 C_1 は迎え角制御の時の (55) 式で与えた C_1 と全く同じで、 C_7 は (56) 式で表わされた C_2 とほぼ等しくなる。

$$C_1 = \frac{\omega_{nsp}^2}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \quad (77)$$

$$C_7 = \frac{\frac{\rho S c}{4m} C_{m\dot{\alpha}} C_{z\alpha} - C_{m\alpha}}{-C_{m\delta e}} \quad (78)$$

または、

$$K_{\theta} = \frac{\omega_{nsp}^2}{-M_{\delta e}} \left\{ 1 - \left(\frac{\omega_{nsp\alpha}}{\omega_{nsp}} \right)^2 \right\} \quad (79)$$

(76) 式 (または (79) 式) の第 2 項は第 1 項に比べて、十分小さくなり、(76) 式の第 1 項、第 2 項は (79) 式の第 1 項、第 2 項と同じものであるので、迎え角制御の場合と全く同じ特性の近似式が得られる。

$$K_{\theta} \doteq C_1 \cdot C_L \quad (80)$$

または

$$K_{\theta} \doteq C_3 \cdot \frac{1}{q} \quad (81)$$

次に利得 K_{θ} について求めてみる。

(49), (50) 式より、 ζ_{sp} の式は

$$\zeta_{sp} = \frac{-(M_{\dot{\alpha}} + \overline{M}_{\dot{q}})}{2\sqrt{M_{\dot{\alpha}} Z_{\alpha'} - \overline{M}_{\dot{\theta}} - M_{\alpha}}} \quad (82)$$

(82) 式より K_{θ} を求めると、迎え角姿勢制御の場合と同じように、次式が得られる。

$$K_{\theta} = C_4 \cdot C_L - C_8 \cdot C_L^{\frac{1}{2}} \quad (83)$$

ただし、 C_4 は迎え角姿勢制御の場合の (67) 式の C_4 と同じ式である。 C_8 は次式で表わされる。

$$\begin{aligned} C_8 &= \frac{\sqrt{\frac{\rho S m g}{2}} \left\{ \frac{c^2}{2I_y} (-C_{m\dot{\alpha}} - C_{mq}) \right\}}{-\frac{mgc}{I_y} C_{m\delta e}} \\ &= \frac{\sqrt{\frac{\rho S c^2}{8mg}} \cdot (-C_{m\dot{\alpha}} - C_{mq})}{-C_{m\delta e}} \quad (84) \end{aligned}$$

(83) 式の第 2 項は $\sqrt{C_L}$ に正比例するが第 1 項に比べて十分小さく、無視できるので、次式の近似が得られる。

$$K_{\theta} \doteq C_4 \cdot C_L \quad (85)$$

または

$$K_{\theta} \doteq C_6 \cdot \frac{1}{q} \quad (86)$$

(85), (86) 式は迎え角姿勢制御の場合の利得 K_{α} と全く同じ式である。利得比 K_{θ}/K_{α} についても、迎え角制御の場合と同様な結果となる。すなわち、(76), (83) 式より

$$\frac{K_{\theta}}{K_{\alpha}} = \frac{C_4 \cdot C_L - C_8 \cdot C_L^{\frac{1}{2}}}{C_1 \cdot C_L - C_7} \quad (87)$$

STOL 領域では、迎え角姿勢制御系の $K_{\dot{\alpha}}/K_{\alpha}$ と同じ次の近似が成り立つ。

$$\frac{K_{\theta}}{K_{\alpha}} \doteq \frac{C_4}{C_1} = \frac{2\zeta_{sp}}{\omega_{nsp}} = \text{const} \quad (88)$$

このように、 K_{θ} , $K_{\dot{\theta}}$, K_{θ}/K_{α} は前述の迎え角姿勢制御の場合の近似と全く同じ結果が得られる。

4.1.2 計算例として選んだ STOL 機について最適の制御利得特性の検討

前節で述べた近似式によって求めた制御利得特性、すなわち、スティッフネス利得とダンピング利得が、どの程度厳密解と一致するかについて検討を以下に行なう。まず最初に、最適の制御特性の定義と厳密解について述べる。

最適の制御特性として、短周期モード特性を $f_{nsp} = 0.8 \text{ c/s}$ ($\omega_{nsp} \doteq 5 \text{ rad/sec}$), $\zeta = 0.7$ および $f_{nsp} = 0.4 \text{ c/s}$ ($\omega_{nsp} \doteq 2.5 \text{ rad/sec}$), $\zeta = 0.7$ の二つの値を採用して検討してみる。減衰比 0.7 は一応、最適の減衰比と考えることができ、 $f_{nsp} = 0.8 \text{ c/s}$ は小型機では望ましい値であり、 $f_{nsp} = 0.4 \text{ c/s}$ は大型機で巡航時に望ましい値である。被制御系としての STOL 機は中型機に属し、幾分運動性が遅い方がパイロット感覚にマッチしていることなどから、 $f_{nsp} = 0.8 \text{ c/s}$ は高すぎる値で、 $f_{nsp} = 0.4 \text{ c/s}$ の方が、一応、現実性のある理想的な値と考えられる。またこの 0.4 c/s の値は Anderson 氏の飛行性基準¹⁴⁾ の望ましい値としての最低限界に入っている点からも妥当な値であろう。

$f_{nsp} = 0.8 \text{ c/s}$, $\zeta_{sp} = 0.7$ および $f_{nsp} = 0.4 \text{ c/s}$, $\zeta_{sp} = 0.7$ の両者について、これらを得るに必要な縦揺れ角姿勢制御の利得 K_{θ} , $K_{\dot{\theta}}$ および迎え角姿勢制御における利得 K_{α} , $K_{\dot{\alpha}}$ の値を C_L をパラメータとして、厳密な式より計算例として選んだ STOL 機について求め、図 11 に示す。

この図は横軸にスティッフネス利得 K_{θ} (または K_{α}) をとり、縦軸にダンピング利得 $K_{\dot{\theta}}$ (または $K_{\dot{\alpha}}$) をとって、 C_L をパラメータとして画いてある。この図が

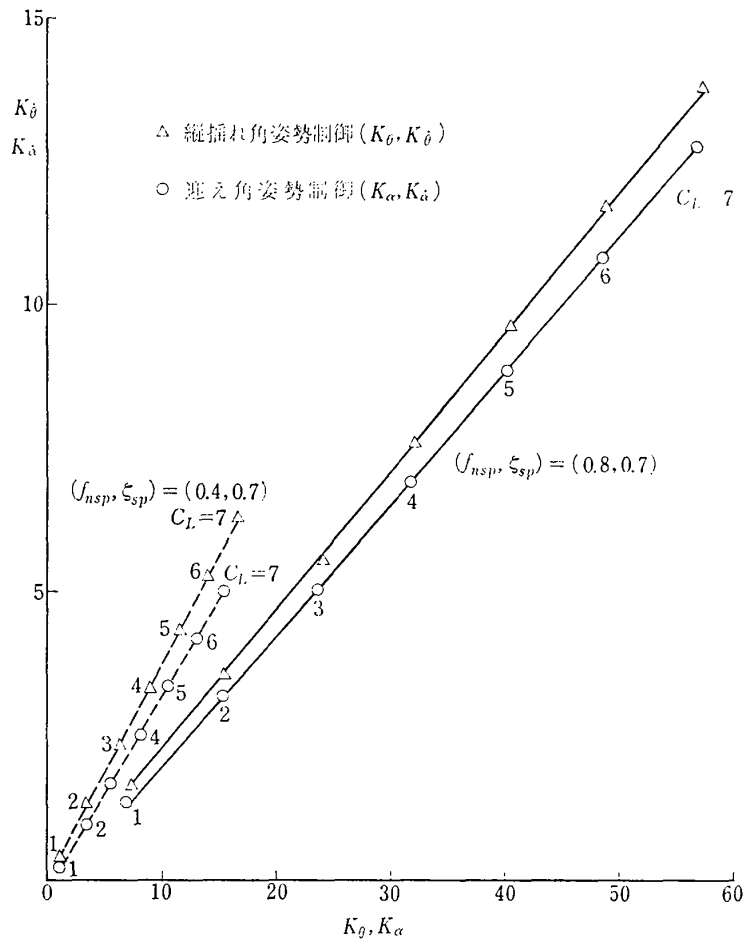


図 11 短周期特性を一定に保つための利得特性

ら、ステイフネス利得対ダンピング利得比, $K_{\dot{\theta}}/K_{\theta}$, および $K_{\dot{\alpha}}/K_{\alpha}$ の値がほぼ一定であるという興味ある事実のあることがわかる。

C_L と利得の関係を見るために、図 11 を書き直して、縦軸に利得、横軸に C_L をとった図を図 12 に示す。この図からただちにわかるように C_L の変化に対して利得の勾配はほぼ一定値を示し、前節で述べたことと非常によく一致する。利得は揚力係数 C_L に正比例し、言い換えれば、利得は動圧に逆比例している。このことは適応性のある系と構成する上に、装置の構造を非常に簡単化する可能性を示唆し、それについては 4.2, 4.3 節において述べる。

近似式による解と厳密解による値を比較すると、次に示すように、良く一致した結果を示す。

まず迎え角姿勢制御の場合の比較例として、計算例として選んだ STOL 機について、 f_{nsp} を 0.4c/s と 0.8c/s , $\zeta_{sp}=0.7$ に制御したときの近似式(54), (62) で得た K_{α} と厳密解としての K_{α} , および (66), (69) で

得た $K_{\dot{\alpha}}$ と厳密解の $K_{\dot{\alpha}}$ の値を図 13(a), (b) に示す。

この図から、 K_{α} の近似式 (54), (62) 共に近似度が優れていることがわかる。 $K_{\dot{\alpha}}$ の近似式(66), (69) についてみると、(66) 式は優れているが、(69) 式の近似度は幾分落ちる。一般に f_{nsp} の高い方が近似度が良い。

縦揺れ角制御の場合の比較も、迎え角姿勢制御の場合と同様に、 $f_{nsp}=0.4\text{c/s}$, 0.8c/s , $\zeta_{sp}=0.7$ に制御し、その時、(76), (80) 式で得た K_{θ} と厳密解としての K_{θ} , および (83), (85) 式で得た $K_{\dot{\theta}}$ と厳密解としての $K_{\dot{\theta}}$ の値を図 13 (c), (d) に示す。 K_{θ} の近似式 (76), (80) は共に近似度が優れていることがわかる。 $K_{\dot{\theta}}$ の近似式 (83) 式は近似度が優れているが、(85) 式は近似度が幾分落ちる。一般に f_{nsp} の高い方が近似度が高い。

以上適応性を得るための制御利得特性について一般的な特性の解析について述べた。

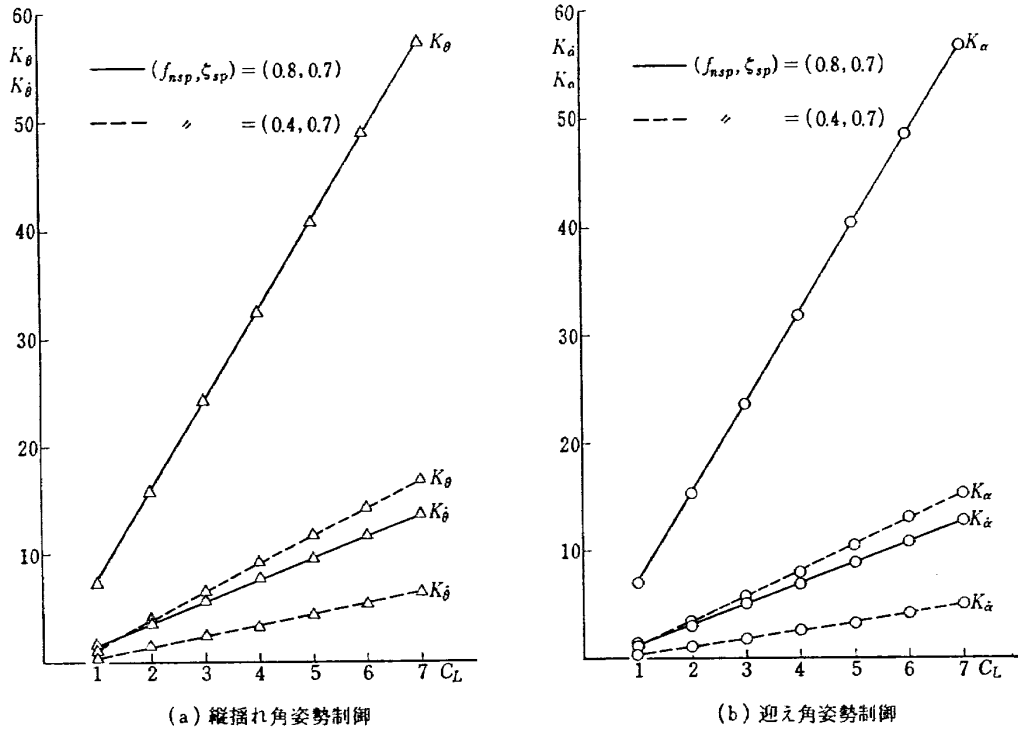


図 12 C_L に対する最適の利得の変化

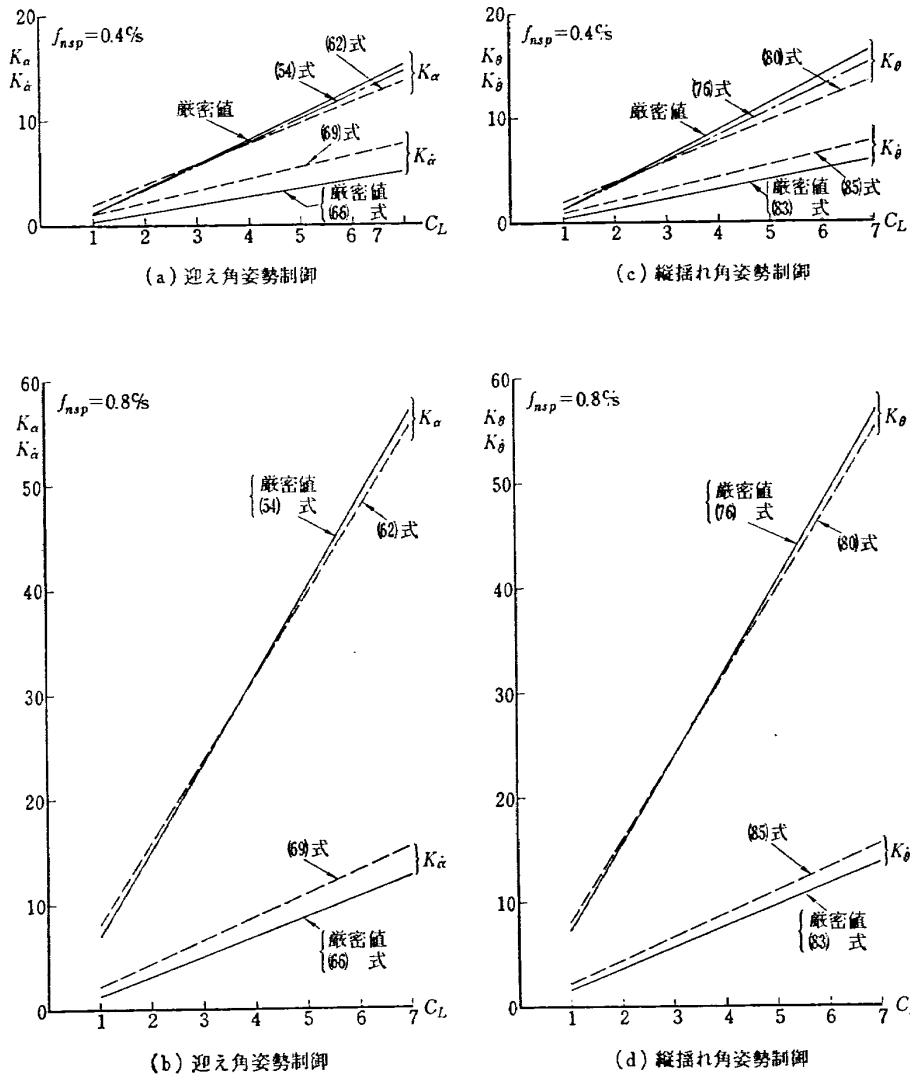


図 13 短周期特性を一定に保つための利得，厳密値および近似値 ($\zeta=0.7$)

4.1.3 スティック・キャンセラ利得特性

自動安定装置が動作している時には、操縦桿の効きはスティッフネス利得によって実効的に低下するので STOL 機では、一層、舵の効きが低下する。このような状態を改善するため、実効的な舵の効きを増加させるスティックキャンセラ回路*(利得 K_{sc}) がある¹³⁾。(図 6 参照)

舵の効きは速度変化によらずパイロットにとって一定であることが望ましい。今、 $C_L=1$ の時の舵の効きを最良の値であるとして、 K_{sc} の値を求めてみる。舵の効きを表わす式として、自動安定装置(縦揺れ角姿勢制御の場合)を含む系の縦揺れ角応答は次式で示される。

$$\frac{\theta}{\delta_{ep}}(s) = \frac{(1+K_{sc})M_{\delta e}\{s^2+2\zeta_0\omega_0s+\omega_0^2\}}{\{s^2+2\zeta_p\omega_{np}s+\omega_{np}^2\}\{s^2+2\zeta_{sp}\omega_{nsp}s+\omega_{nsp}^2\}} \quad (89)$$

姿勢制御が行なわれていると、長周期モード ($s^2+2\zeta_p\omega_{np}s+\omega_{np}^2$) は零点 ($s^2+2\zeta_0\omega_0s+\omega_0^2$) に収斂するので、この二つの項の比は 1 として、省略することができる。すなわち (89) 式は次式のように簡単化して示すことができる。

$$\frac{\theta}{\delta_{ep}}(s) \doteq \frac{(1+K_{sc})M_{\delta e}}{\omega_{nsp}^2} \cdot \frac{\omega_{nsp}^2}{s^2+2\zeta_{sp}\omega_{nsp}s+\omega_{nsp}^2} \quad (90)$$

この式で ζ_{sp} と ω_{nsp} はスティッフネス利得およびダンピング利得によってすでに決められているので、応答の利得は (91) 式の $(1+K_{sc})M_{\delta e}/\omega_{nsp}^2$ で表わされ、この値が一定であればよい。すなわち、舵の効きを $C_L=1$ の値を望ましい値として選ぶと、次式が得られる。

$$(1+K_{sc})M_{\delta e} = M_{\delta e}(C_L=1) \quad (91)$$

$C_{m\delta e}$ の値を一定と仮定しているので

$$(1+K_{sc}) = C_L \quad (92)$$

または

$$(1+K_{sc}) = \frac{q(C_L=1)}{q} = \frac{mg}{S} \cdot \frac{1}{q} \quad (93)$$

(1+ K_{sc}) を新たに K'_{sc} と置けば、

$$K'_{sc} = C_L \quad (94)$$

または

$$K'_{sc} = \frac{q(C_L=1)}{q} = \frac{mg}{S} \cdot \frac{1}{q} \quad (95)$$

このように、舵の効きを一定とするためのスティックキャンセラ利得 K'_{sc} も前記のスティッフネス利得とダンピング利得と同様に C_L に正比例(言いかえれば、動圧 q に反比例)することがわかる。迎え角姿勢制御においても、全く同様の結果が成り立ち、前記 (92)~(95) 式をそのまま用いることができる。

スティックキャンセラ利得を大きくすることは、舵をとった時の舵の初期応答が大きくなることを意味するので、STOL 機における有効舵角の範囲は十分大きくなければならない。

4.2 プログラム制御系

前記 4.1 の検討から、適応性のある制御系として、比較的、回路の簡単なプログラム制御系を提案することができる。すなわち、各利得が揚力係数に比例するような制御系を構成すればよい。揚力係数よりも動圧の方が検出するのが容易であるので、検出器は動圧を検出し、各々の制御利得は図 11 に示したような値をとればよい。回路を図 14 に示す。この回路は動圧 q をパラメータとして、各制御利得をプログラムするので、もちろん、プログラムするかわりに、各々の利得を表わす定数に $q(C_L=1)/q$ を乗算しても良い。さらに、この制御系には、速度の変化と共に自動トリムをとるための昇降舵トリム回路、フラップ角を同様に動圧でプログラム制御する回路を付けることが望ましい。

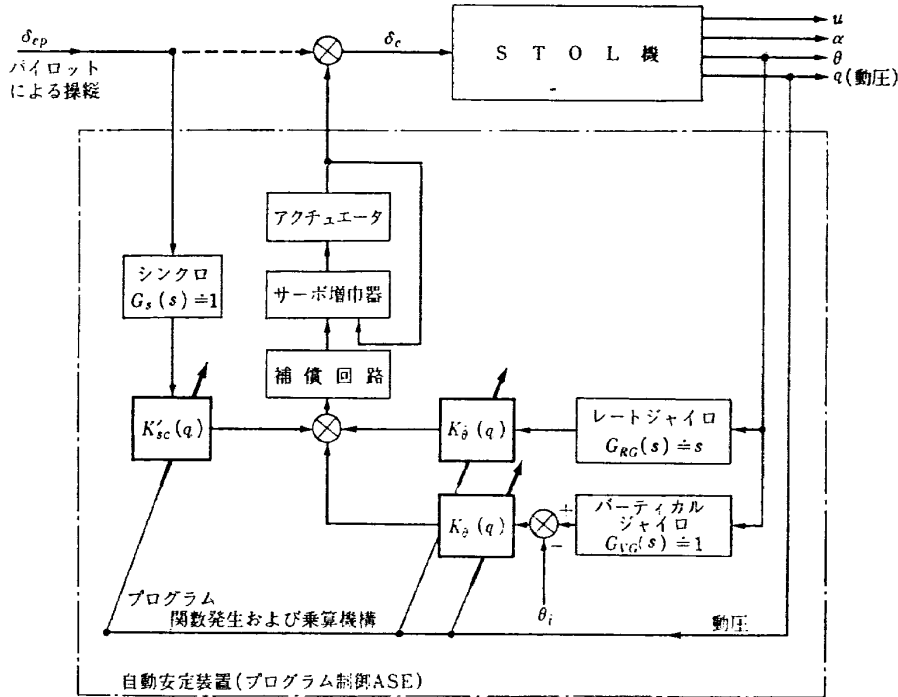
動圧を運動変化を表わすパラメータとして選んだこの系では、速度による動圧の変化のみならず、高度によって生じた動圧の変化に対しても、推力系の特性が高度によって変化を受けないと仮定できる範囲ではもちろん適応動作する。(これは後に述べるトルクバランス方式の基本特性の一つとして知られるものと同じものである。)

4.1 節で検討したように各々の利得特性はほぼ同じ特性であるということから、図 14 の回路はさらに簡単な回路、すなわち、利得調整箇所を 1 箇所にとめた回路にすることが可能となる。この回路の例を図 15 に示す。

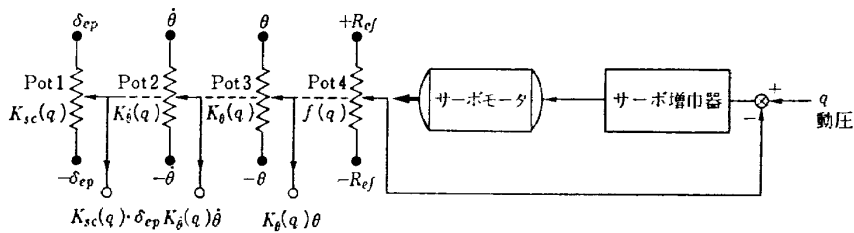
4.3 トルクバランス方式による制御系

トルクバランス方式による制御は広い飛行領域に適用するより簡便な制御方式として知られ、小型飛行機のオートパイロット¹⁹⁾および小型空対空ミサイルの

* スティックキャンセラとは、一般に自動安定装置がどのような外乱に対してもその影響を除去するのに対して、操縦桿による操縦に対してのみ操縦ができるように安定を打ち消す(cansel)ように働くことからきている。実際には不安定にするのではなく、ただ操縦桿の効きを増すように操縦桿の信号を増幅する。



(a) プログラム制御ASE基本回路ブロック図



(b) プログラム関数発生および乗算機構の一案

図 14 動圧検出によるプログラム制御系のブロック図
(縦揺れ角姿勢制御の場合の例：一般的な回路図)

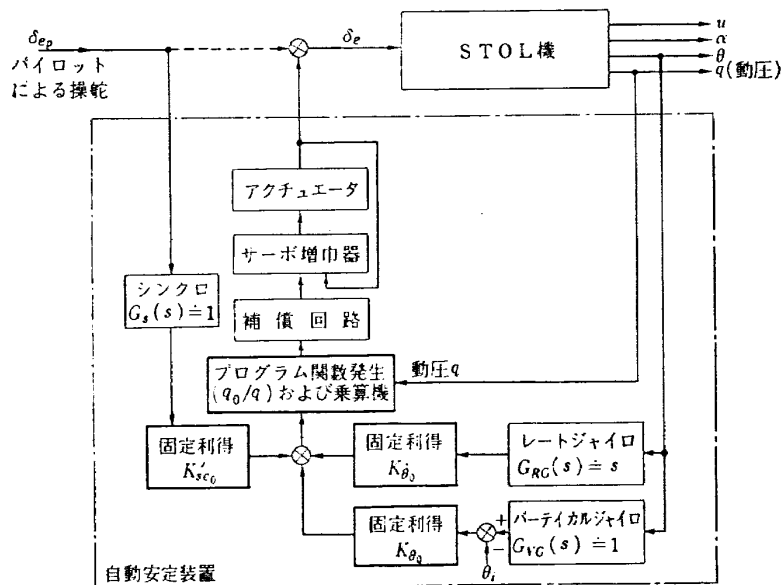


図 15 利得調整を1箇所にまとめたプログラム制御系のブロック図
(縦揺れ角姿勢制御の場合の例)

制御装置としての使用例がある。前記 4.1 の検討で述べたように短周期モード特性を一定とする制御利得特性は、動圧に対して非常に優れた比例性を示すことから、このような STOL 機にもトルクバランス方式による制御が可能であると考えられる。トルクバランス方式は回路の構成上からは、飛行状態の変化にかかわらず、利得は常に一定の利得で、常に一定の制御特性を維持することができる回路で、適応性を得る回路としてはもっとも簡単な回路である。この回路が STOL 機の制御に応用できることおよびヒンジモーメント特性の影響について以下に述べる。もちろん、もし、制御特性に一律の法則性のない場合には、図 14 に示した回路の各々の利得について任意のプログラムを持つプログラム制御方式が、もっとも一般性のある制御方式であることは言うまでもない。

4.3.1 トルクバランス方式の動作原理

前節 4.2 プログラム制御での昇降舵サーボ系は位置制御サーボであった。これをトルクバランス方式のサーボに切り換えることによって、関数発生器(プログラマ) および乗算機の不要な回路で、プログラム制御の場合と同様に適応性のある回路を得ることができることを図 16 を用いて説明する。

位置制御サーボでは直接サーボによって舵角を制御するが、トルクバランス方式では、サーボの出力は間接的に舵角を制御する。すなわち、サーボの出力は、力サーボの出力としての力 F であり、この力 F は空力ヒンジモーメント HM_e と常に釣り合うような形で制御され、結果として、ある舵角をとることになる。図 16 において、舵角 δ_e による水平尾翼の揚力を $L_e(\delta_e)$ 、ヒンジモーメントを $HM_e(\delta_e)$ 、サーボからの力を F 、水平尾翼の空力中心から機体の重心点までの距離を l 、ヒンジとサーボの力の着点までの距離を r とすると、次式の関係式が得られる。

$$M(\delta_e) = M_{\delta_e} \cdot \delta_e = L_e(\delta_e) \cdot l \quad (96)$$

$$HM_e(\delta_e) = H_{\delta_e} \cdot \delta_e = r \cdot F(x, \dot{x}) \quad (97)$$

ただし、(97) 式において H_{δ_e} 、 H_{α} は微小項として

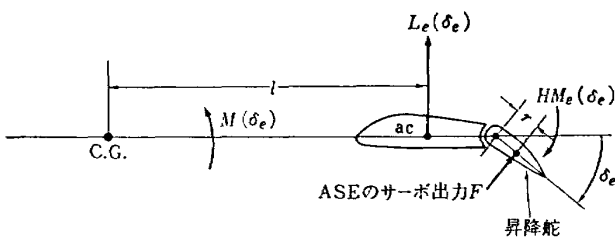


図 16 トルクバランス方式制御系の原理説明図

省略してある。

(97) 式で、 H_{δ_e} はヒンジモーメント係数であり、 x と \dot{x} は縦揺れ角姿勢制御では $\theta, \dot{\theta}$ 、迎え角姿勢制御では $\alpha, \dot{\alpha}$ である。

(97) 式より力 F を与えた時に釣合う舵角は

$$\delta_e = \frac{1}{H_{\delta_e}} r \cdot F(x, \dot{x}) \quad (98)$$

(98) 式を (96) 式に代入すると

$$M(\delta_e) = \frac{M_{\delta_e}}{H_{\delta_e}} r \cdot F(x, \dot{x}) \quad (99)$$

$$= C_0 \cdot F(x, \dot{x}) \quad (100)$$

ただし、 C_0 は常数であって次式で表わされる。

$$C_0 = \frac{M_{\delta_e}}{H_{\delta_e}} r = \frac{C_{m\delta_e} \cdot S \cdot c}{C_{h\delta_e} \cdot S_e \cdot c_e} \cdot r \quad (101)$$

ここで、 $F(x, \dot{x})$ はセンサからの信号を増幅し、サーボの出力として次式で表わすことができるものである。

$$F(x, \dot{x}) = K_{Fx} \left(x + \frac{K_{F\dot{x}}}{K_{Fx}} \dot{x} \right) \quad (102)$$

一方、(33)、(34) 式に (63)、(70) または (81)、(86) 式を代入すると、舵角は次式で表わされる。

$$\delta_e = K_x \cdot x + K_{\dot{x}} \cdot \dot{x} = (C_3 x + C_6 \dot{x}) \cdot \frac{1}{q} \quad (103)$$

ただし、 $\theta_i = \alpha_i = 0, \delta_{ep} = 0$

(96) 式に (103) 式を代入して、サーボの出力であるモーメントの式は

$$M(\delta_e) = \frac{1}{I_y} S c C_{m\delta_e} (C_3 x + C_6 \dot{x}) \quad (104)$$

(104) 式は固定利得を表わす式となり、適応性を得るためのモーメントの利得は一定値でよいことを示している。

(100)、(104) 式より、(102) 式で表わされるサーボ系の利得は次式で示される。

$$K_{Fx} = \frac{S_e c_e}{I_y \cdot r} C_{h\delta_e} \cdot C_3 = \frac{C_{h\delta_e} \cdot S_e c_e}{C_{m\delta_e} \cdot S c r} \omega_{nsp}^3 \quad (105)$$

$$\frac{K_{F\dot{x}}}{K_{Fx}} = \frac{K_{\dot{x}}}{K_x} = \frac{2 \zeta_{sp}}{\omega_{nsp}} \quad (106)$$

このようにして得られたトルクバランス方式の制御回路は、力サーボを含む総合利得が (102)、(105)、(106) 式で表わされる固定利得の電子回路と力サーボの組合せの回路となり、これを図 17 に示す。図 17 は縦揺れ角姿勢制御の例である。

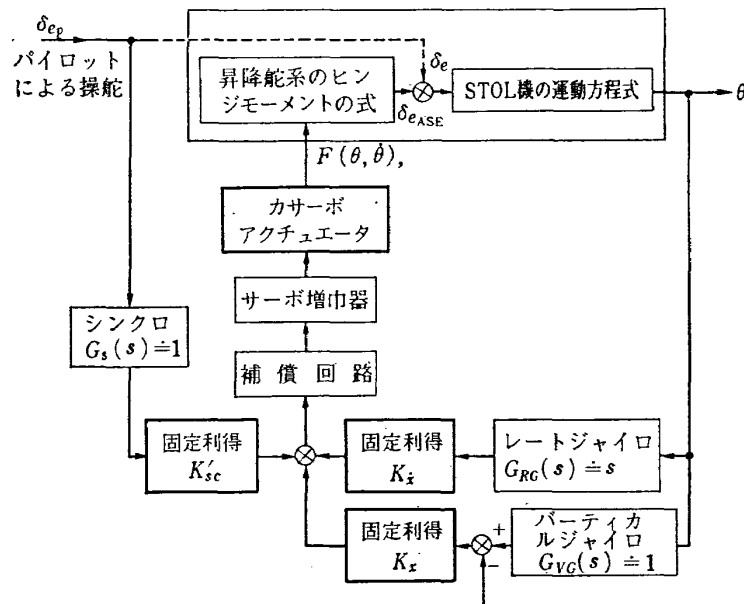


図 17 トルクバランス方式制御系のブロック図
(縦揺れ角姿勢制御系の例)

4.3.2 トルクバランス方式の制御特性

トルクバランス方式によって得られた制御特性は、厳密解で得た利得による制御特性とは、制御利得方程式がわずかに相異なるので、得られた制御特性に誤差が生ずる。厳密解で得た制御方程式は次のような一般式で近似することができる。

$$K_i \doteq K_{ic_L} \cdot C_L - K_{i0} \quad (107)$$

ただし、 i は $\alpha, \dot{\alpha}, \theta, \dot{\theta}$ のいずれかである。

トルクバランス方式では、プログラム制御に等価的な利得の形で

$$K_i = K_{ic_L} C_L \quad (108)$$

となり、両式の間には K_{i0} の違いがある。この K_{i0} は、 C_L の非常に小さい領域において、 $K_{ic_L} \cdot C_L$ の項に比べて無視し得ない位の大きな制御モーメントを作る。トルクバランス方式では、この K_{i0} の影響を無視しているので、 C_L の小さい所では得られた短周期モード特性に大きな誤差が生ずる。しかし、図 13 にみる通り、短周期モードの周期 ω_{nsp} の近似式 (62), (80) は近似度が非常に優れ、 K_{i0} を無視した影響は小さい。一方、減衰比の方は K_{i0} の値を無視し得ない程度の大きさであるので、減衰比にかなりの誤差が生ずる。このような理由から、トルクバランス方式は、より広い速度範囲には適応できないので、制約を受ける。

しかし、その利得の選び方によってはある程度の欠点をカバーでき、すなわち、トルクバランス方式で得る利得を使用飛行範囲のほぼ中間に選ぶことによって、

そのばらつきを減らすことができる。一例として、計算例として選んだ STOL 機について $f_{nsp} = 0.4 \text{ c/s}$, $\zeta_{sp} = 0.7$ の場合の計算結果を図 18-1, 2, 3 に示す。利得 (図 18-1) は $C_L = 4$ のときの厳密解を基準として選んである。 ω_{nsp} は非常によく一致し、 ζ_{sp} の変化は、実用上は問題にならない程度であるが、一般に、 C_L が高い所では幾分減衰比が 0.7 より低く、 C_L が低い所では減衰比はかなり 0.7 より高目になる。トルクバランス方式のこのような誤差は ω_n , および ζ を大きく選ぶほど、一般に小さくなる。

図 18-2 および 3 は、このような利得特性 (トルクバランス方式) の時の迎え角姿勢制御と縦揺れ角姿勢制御系のステップ応答である。短周期モードとしてはほぼ同一の応答を示しているが、長周期モードの変化による影響を受けていることが判る。(この長周期モードの制御は姿勢制御系では行なうことができず、推力系による制御によらなければならない。このようなことから、STOL 機においては推力制御が必要であることが判る。)

4.3.3 トルクバランス方式におけるヒンジモーメント特性による影響

一般に昇降舵サーボ系の影響はその固有周波数が短周期モードに比べて十分高いので、ほとんど無視することができる。トルクバランス方式においても、力サーボ系の特性は、同様の理由で、その影響は無視できる。しかし、昇降舵々面の力学系の特性が問題となる。位置制御方式においては昇降舵々面の力学系はサ

一ボ系の閉ループの中に含まれていて、サーボ系全体としての特性を決めることができ、問題にならない。しかし、トルクバランス方式では昇降舵々面の力学系は開ループ系となってサーボの外に出るので、昇降舵々面の固有周波数が速度と共に低下する傾向のある STOL 機では、これによる影響を無視できない。

今、昇降舵舵面の運動方程式を次式のように示す。

$$I_e \ddot{\delta}_e = H_{\delta \dot{e}} \cdot \dot{\delta}_e + H_{\delta e} \cdot \delta_e - r \cdot F \quad (109)$$

ここで、 I_e は昇降舵々面のヒンジ回りの慣性モーメント、 $H_{\delta \dot{e}}$ は $\dot{\delta}_e$ によるヒンジモーメント係数、 $H_{\delta e}$ は δ_e によるヒンジモーメント係数、 F は力サーボからの操縦力、 r は水平尾翼のヒンジとサーボの力の着力点までの距離である。したがって、 $r \cdot F$ は力サーボによる舵面にかかるモーメントである。

(109) 式より応答 $\delta_e/r \cdot F(s)$ を求めると次式が得られる。

$$\frac{\delta_e}{r \cdot F}(s) = \frac{1}{I_e} \cdot \frac{1}{\left\{ s^2 - \frac{H_{\delta \dot{e}}}{I_e} s - \frac{H_{\delta e}}{I_e} \right\}} \quad (110)$$

$$= \frac{K \omega_n^2}{(s^2 + 2\zeta \omega_{ns} + \omega_n^2)} \quad (111)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} \omega_n^2 &= -H_{\delta e}/I_e \\ \zeta &= -H_{\delta \dot{e}}/2\sqrt{-I_e H_{\delta e}} \\ K &= 1/I_e \omega_n^2 = -1/H_{\delta e} \end{aligned} \right\} \quad (112)$$

$H_{\delta \dot{e}}$, $H_{\delta e}$ は一般に動圧に比例すると考えられるので、STOL 機のように低速になると ω_n も ζ も小さくなる。通常の機体において、離着陸時には固有振動数 ω_n が 10~20 rad/sec に低下し、STOL 機ではさらに ω_n が低下することがある。このように ω_n が低下すると、この特性根は所望の短周期モードに近づき、互に影響し、トルクバランス方式における適応性を損うと同時に、短周期モードの特性および昇降舵舵面の特性のいずれかが非常に減衰比の悪い特性に移動して行く。

このように、トルクバランス方式の制御では昇降舵舵面の力学系の動特性によって影響を受けるので、制御系の設計またはその応用に制約を与える。そのため STOL 機にトルクバランス方式を応用するには、 ω_n をできるだけ大きくするために、機体設計の立場から I_e をできるだけ小さく、 $H_{\delta e}$ および $H_{\delta \dot{e}}$ はできるだけ大きな値で、かつ適当な減衰比を得るために各々が適当な大きさの比であるように設計されていることが

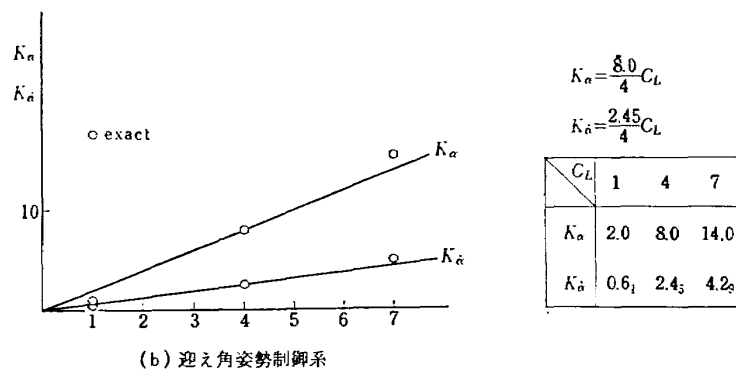
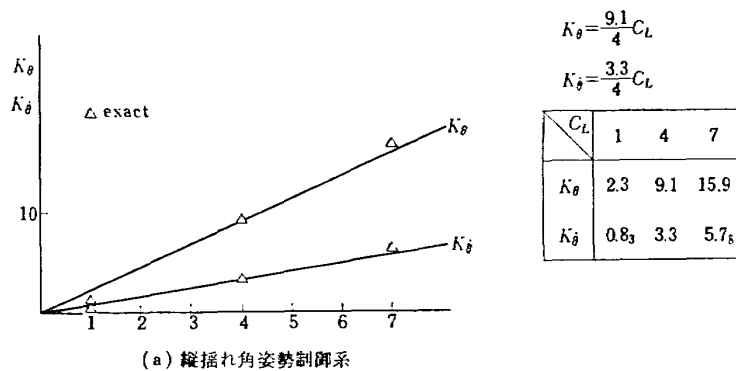


図 18-1 $C_L=4$ で最適利得にしたときのトルクバランス方式姿勢制御系の利得特性のずれ

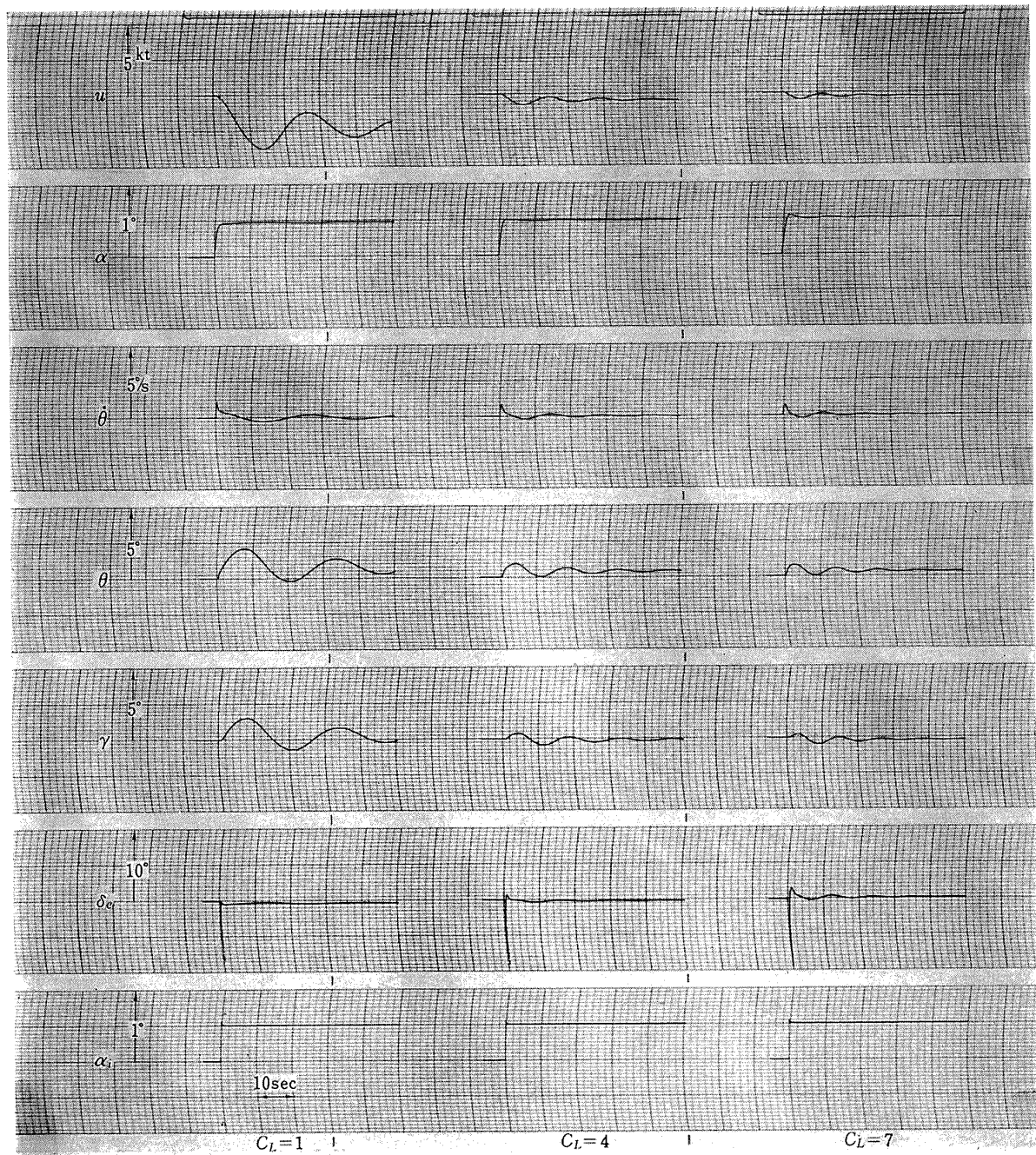


図 18-2 トルクバランス方式による迎角姿勢制御系のステップ応答

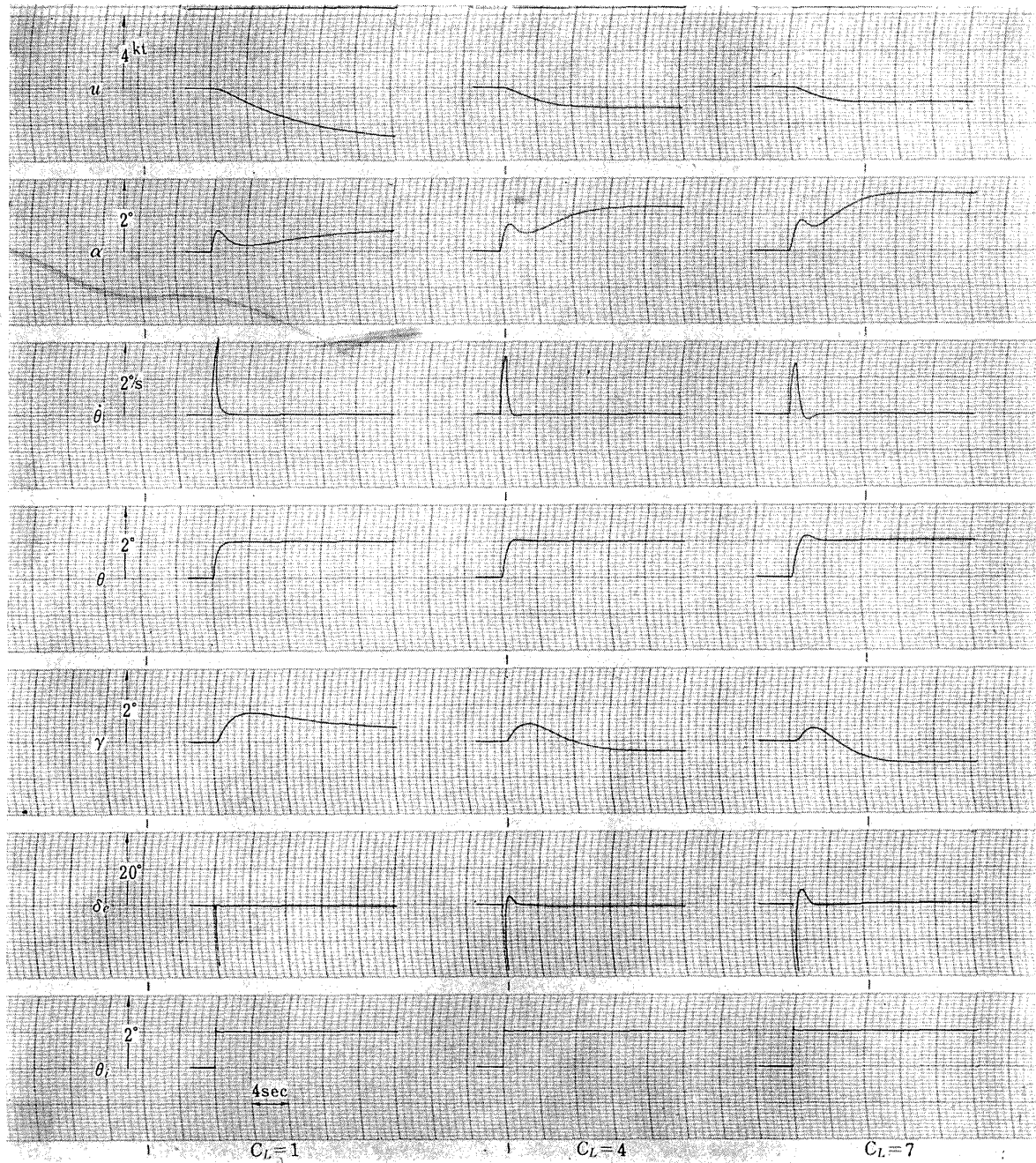


図 18-3 トルクバランス方式による縦揺れ角姿勢制御系のステップ応答

望ましい。また、制御系設計の立場からは、必要以上に短周期モードの固有周波数を高くするような制御を行なうことも避けなければならない。また、昇降舵系の強度の点より昇降系の最大加速度および最大速度の制限があるので、カサボのアクチュエータはそれを越えないように設計に留意することが必要である。

他の一つの問題はトリムとヒンジモーメント係数の非線形性である。プログラム制御ではオートトリム (Auto-trim) を行なうことは容易であるが、トルクバランス方式では手動でトリムタブを動かすことになる。特にトルクバランス方式ではヒンジモーメント係数ができるだけ線形な特性で、トリム操作などによって非線形性が生じないことが望ましい。もし、非線形性が大きく現われるとトルクバランス方式の特性は阻害される。

5. む す び

STOL 機の自動安定を目的とした縦の姿勢制御方式として、ピッチ角姿勢制御または迎え角姿勢制御を行なったときの性能の比較、および適応性のある姿勢制御系としてプログラム制御系およびトルクバランス方式による制御系の誘導、それに伴う問題点の解析を行なった。その結果、以下に示す結論を得た。

(1) 一般論

i) STOL 機の自動安定を目的とした姿勢制御系は、ダンパのみの制御 (SAS) では操縦性を改善することはできず、スティッフネス項をさらに加える自動安定装置 (ASE) の形態をとる必要がある。

ii) STOL 機の制御として、一定利得 (固定利得) の自動安定装置では、飛行速度の変化に伴って STOL 機の運動および操縦特性の変化することを改善することができない。そのため、適応性のある系であることが望ましい。

(2) 縦揺れ角姿勢制御方式と迎え角姿勢制御方式の比較

i) 縦揺れ角姿勢制御も迎え角姿勢制御も STOL 機の短周期モード特性を改善するのに効果がある。またその改善の模様も利得の高い領域では非常に類似している。しかし、利得の低い領域で、縦揺れ角姿勢制御では元々短周期モードであった根が等価的な長周期モードに、長周期モードであったものが等価的な短周期モードになったりすることがある。迎え角姿勢制御では、このようなことは生じない。

ii) 長周期モードに対しては、縦揺れ角姿勢制御の方が迎え角姿勢制御よりも減衰比を大きい値にするこ

とができるので有利である。

iii) 両制御方式は、共に静安定を改善する効果がある。特に、低い制御利得において、迎え角制御は静安定の改善の効果が大きい。これは、迎え角制御で実効的な $C_{m\alpha}$ の値を直接的に変えることができるからである。

iv) 両方式は共に速度不安定に対して直接的な効果はない。($Z_{\dot{e}}=0$ と仮定した場合姿勢制御は速度不安定に対して良くも悪くも影響を与えない。)

v) 上記の両方式の特性の違いは、制御工学的に言って、伝達関数の零点の値の違いによって生ずるのでこの値を変えれば自由に制御特性 (長周期モード特性および速度不安定の改善) が得られる。この零点は推力 (直接揚力も含む) またはフラップ制御によるみ、変えることができる。(これについては別報告で報告する)

(3) 適応性のある系

STOL 機の制御として、適応性のある系が望ましいので、適応性をもたせるための利得特性についての解析を行なったところ、以下に示す興味ある事柄がわかった。

i) 最適の操縦特性を得るための制御利得特性を求めたところ、最適の制御利得特性は揚力係数にほぼ正比例 (言いかえると動圧に反比例) し、また利得比 (K_{θ}/K_{θ_0} , K_{α}/K_{α_0}) はほぼ一定になることがわかった。この傾向は、揚力係数が大きい程顕著である。

ii) さらに、(1)項の特性を利用してこの種の適応性のある系として、プログラム制御およびトルクバランス方式の制御系が有効であることを示した。このトルクバランス方式ではプログラム制御系よりも一層、回路を簡単にすることができ、固定利得の制御系と等価的な回路となる。

iii) トルクバランス方式において、昇降舵々面の動特性が全体の制御特性に影響を与えるので、本方式の採用には、応用上の制限があることを示した。

iv) 純粋な適応制御に適用することも容易であり、またその際、(1)項の特性を利用して可変利得は 1 個にして回路を簡単化することも可能である。

トルクバランス方式については、STOL 機への応用の可能性を示したが、実際に使用しようとする際にはさらに実用上の観点から理論、風洞実験または飛行実験などの詳細な検討が望まれる。いずれ検討を行なう予定である。

終りに、樋口計測部長に終始ご指導いただいたことを付記する。

参 考 文 献

- 1) 荒木 浩: STOL 機の運用上, 操縦上の問題点について。航空宇宙技術研究所技術資料 N-3, 1963年12月
- 2) B. Etkin: Dynamics of flight. John Wiley, 1959
- 3) R. E. Kuhn: Semiempirical Procedure for Estimating Lift and Drag Characteristics of Propeller-Wing-Flap Configurations for Vertical and Short-Take-Off-Landing Airplanes. NASA MEMO 1-16-59 L, 1959
- 4) J.A. Weiberg and V. R. Page: Large-Scale Wind-Tunnel Tests of an Airplane Model with an Unswept, Aspect-Ratio-10 Wing, Four Propellers, and Blowing Flaps. NASA TN D-25, 1959.
- 5) H. C. Quigley and R. C. Innis: Handling Qualities and Operational Problems of a Large Four-Propeller STOL Transport Airplane. NASA TN D-1647, 1963
- 6) Kikuhara: Data of UF-XS For Flight Simulation, Shinmeiwa PX-DP-0194, 1963.
- 7) S. Kikuhara, K. Tokuda: A New STOL Flying Boat Design. J. of Aircraft, Vol. 3, No. 5, Oct. 1966, pp. 462~649.
- 8) C. A. Holzhauser, R.C. Innis and R. F. Vomaske: A Flight and Simulator Study of the Handling Qualities of a Deflected Slipstream STOL Seaplane having Four Propellers and Boundary Layer Control. NASA TN D-2964, June 1965.
- 9) 樋口, 堀川, 百名, 岡部, 森: STOL 飛行艇のフライト・シミュレーション試験。航空宇宙技術研究所資料 TM-86, 1966年8月
- 10) C.D. Perkins and R.E. Hage: Airplane Performance Stability and Control. John Wiley & Sons, Inc. 1956.
- 11) W.R. Kolk: Modern Flight Dynamics. Prentice-Hall, Inc. 1961
- 12) J. H. Blakelock: Automatic Control of Aircraft and Missiles. John Wiley & Sons, Inc. 1965.
- 13) 東 昭: 自動安定. 航空学会誌, 第 11 卷, 第 110 号, 1963年 3 月, p.p. 8.
- 14) S.B. Anderson: An Examination of Handling Qualities Criteria for V/STOL Aircraft. NASA TN D-331, 1960.
- 15) M.A. Ostgaard: Flight Control System Design for Supersonic Transport, SAE Paper 592 B, Oct. 1962.
- 16) E. Mishkin and L. Braun. Jr. ed: Adaptive Control Systems. McGraw-Hill, 1961
- 17) M.A. Ostgaard, L.M. Mutsh: Adaptive and Self-Organizing Flight Control Systems. Aerospace Engineering, Vol. 21, No. 9, p.p. 80~116, 1962.
- 18) B. Boskovich, R.E. Kaufmann: Evolution of the Honeywell First-Generation Adaptive Autopilot and Its Application to F-94, F-101, X-15, and X-20 Vehicles. J. of Aircraft, Vol. 3, No. 4, pp. 296~304, July-Aug. 1966.
- 19) Honeywell 社: 技術資料 H-14 Autopilot.

付録 1 STOL 機の空力特性³⁻⁹⁾

STOL 機の特徴は運動方程式上では普通の飛行機と変るところはなく、その特性の違いはその空力特性によって決まる。以下 STOL 機の空力特性について、理論式と本文中で計算例として用いた STOL 機の空力特性を示す。

(1) 理論式

STOL 機の特徴は速度の変化、言い換えれば推力の変化によって大幅に変化する。

空気力は R. Kuhn³⁾の方法によって、プロペラ後流による増分に、power off の値を加えることによってあらわすことができる。すなわち、

$$C_L = C_{Lb} + \frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} T_c \sin(\theta + \alpha) \cdot \left(1 + \frac{k}{\sqrt{1+T_c}}\right) \quad (\text{付 1})$$

$$C_D = C_{Db} - \frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} T_c \cos(\theta + \alpha) \left(1 + \frac{k}{\sqrt{1+T_c}}\right) + \frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} T_c \frac{k}{\sqrt{1+T_c}} \quad (\text{付 2})$$

$$C_{L\alpha} = C_{Lb\alpha} + \frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} T_c \cos(\theta + \alpha) \left(1 + \frac{k}{\sqrt{1+T_c}}\right) \quad (\text{付 3})$$

$$C_{D\alpha} = C_{Db\alpha} + \frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} T_c \sin(\theta + \alpha) \left(1 + \frac{k}{\sqrt{1+T_c}}\right) \quad (\text{付 4})$$

ただし、係数に添字 *b* のあるものは power off によるものである。その他の記号は次の通りである。

F/T : thrust recovery factor

N : number of propellers

S_p : propeller disk area, $\frac{\pi}{4}D^2$ [m²]

S : wing area [m²]

T_c : T/qS_p

θ : slipstream turning angle, measured from thrust axis, [deg]

α : angle of attack, [deg]

k : empirical constant for correcting lift augmentation term

なお、プロペラおよびフラップまわりの力と角度の定義を付図 1 に示す。

これらの値から定義によって $C_{Z\alpha}$, $C_{X\alpha}$ を求めると、次式が求まる。

$$C_{Z\alpha} = -C_{L\alpha} - C_D \quad (\text{付 5})$$

$$= -C_{Lb\alpha} - C_{Db} - \frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} T_c \frac{k}{\sqrt{1+T_c}} \quad (\text{付 6})$$

$$C_{X\alpha} = -C_{D\alpha} + C_L \quad (\text{付 7})$$

$$= -C_{Db\alpha} + C_{Lb} \quad (\text{付 8})$$

T_c をパラメータとして各々の空力係数を付図 2 に示す。これらの値を C_L をパラメータとしてさらに求めると、付図 3 (a)(b)(c)(d) になる。

速度 u に関する動安定微係数 C_{Lu} , C_{Du} は以下のように表わすことができる。

$$C_{Lu} = U_0 \frac{\partial C_L}{\partial u} \quad (\text{付 9})$$

$$= \frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} \sin(\theta + \alpha) \times \left[\left(1 + \frac{k}{\sqrt{1+T_c}}\right) - T_c \frac{k}{2(1+T_c)^{\frac{3}{2}}} \right] \times U_0 \frac{\partial T_c}{\partial u} \quad (\text{付 10})$$

$$C_{Du} = U_0 \frac{\partial C_D}{\partial u} = -\frac{F}{T} \frac{NS_p}{S} \left[\cos(\theta + \alpha) - \frac{k}{\sqrt{1+T_c}} \right] \times \{1 - \cos(\theta + \alpha)\} \left\{ 1 - \frac{T_c}{2(1+T_c)} \right\} \times U_0 \frac{\partial T_c}{\partial u} \quad (\text{付 12})$$

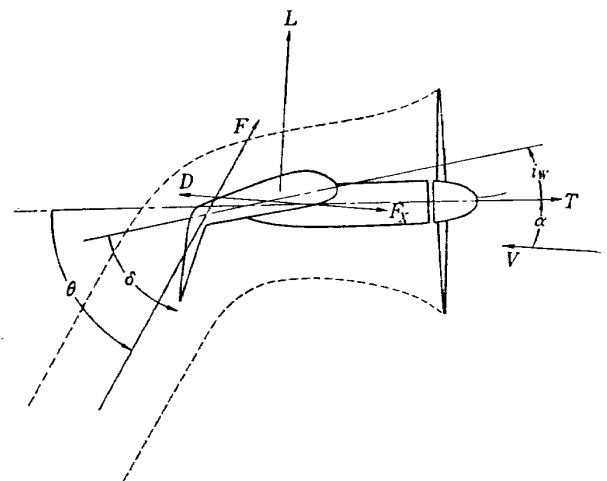
ただし、

$$U_0 \frac{\partial T_c}{\partial u} = \frac{U_0}{qS_p} \frac{\partial T}{\partial u} - 2T_c \quad (\text{付 13})$$

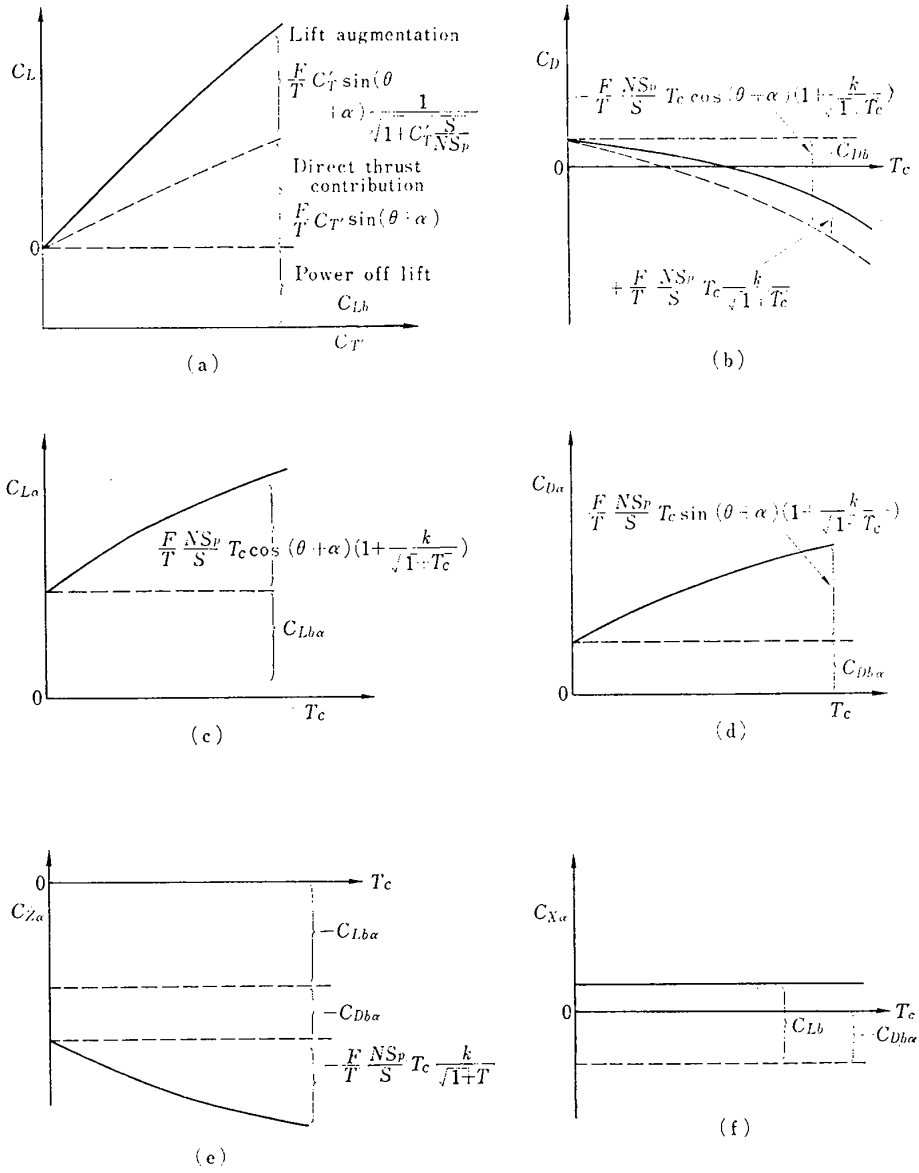
これらの式から C_{Xu} , C_{Zu} は定義によって次式のように示される。

$$C_{Xu} = -2C_D - C_{Du} \quad (\text{付 14})$$

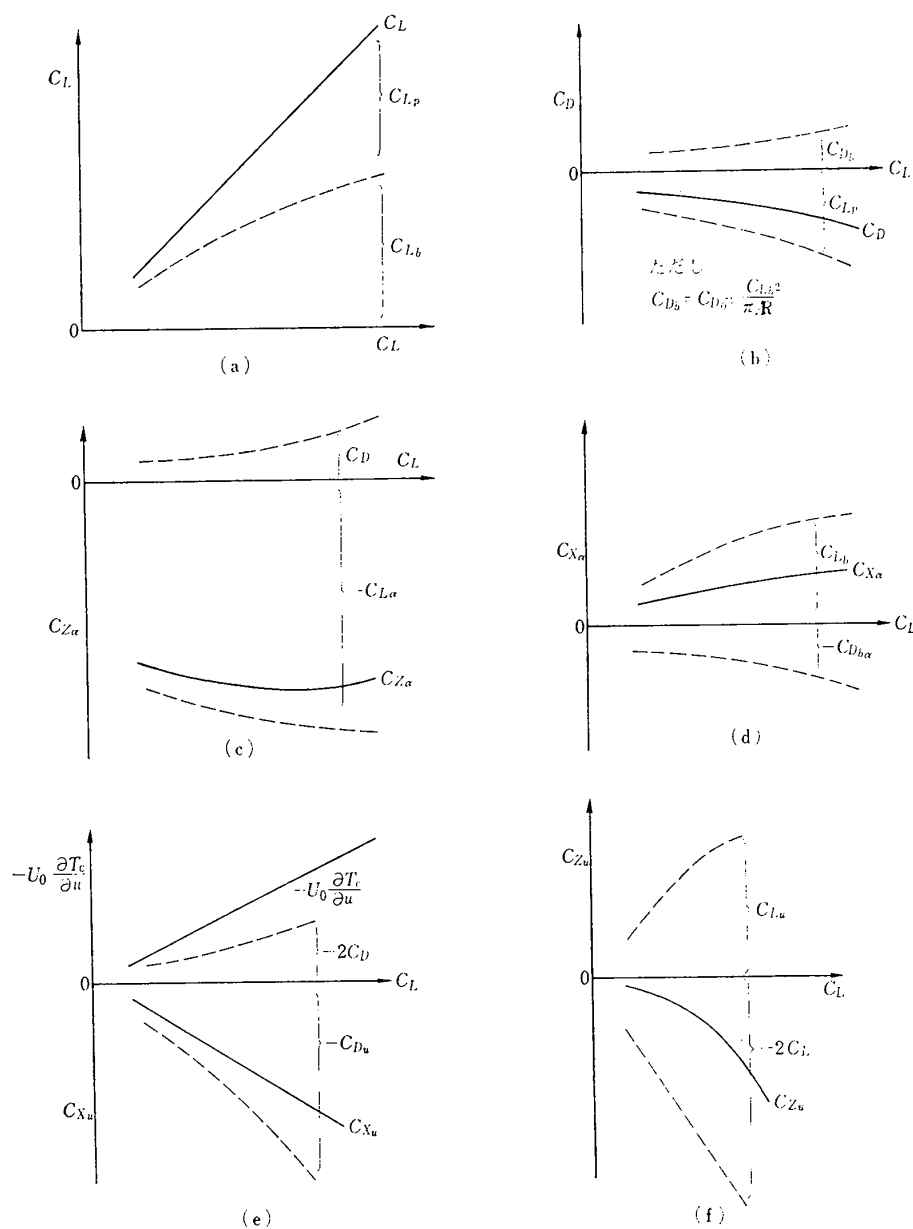
$$C_{Zu} = -2C_L - C_{Lu} \quad (\text{付 15})$$



付図 1 プロペラおよびフラップまわりの力と角度の定義



付図 2 T_c による空力係数の変化



付図 3 C_L による空力係数の変化 (その 1)

$U_0 \frac{\partial T_c}{\partial u}$, C_{Xu} および C_{Zu} を C_L の関数として、
付図 3 (e)(f) に示す。

次にモーメント係数について求めてみる。 T_c が大きい場合、プロペラ後流による $d\varepsilon/d\alpha$ に対する影響の算定は難しい。しかし実験によれば T_c が増加すれば $d\varepsilon/d\alpha$ の値は一般に増加する。これを付図 4 (a) に示す。この $d\varepsilon/d\alpha$ を用いてモーメント係数は次式で示される。

$$C_{mat} = -a_t V_H (1 - d\varepsilon/d\alpha) \quad (\text{付16})$$

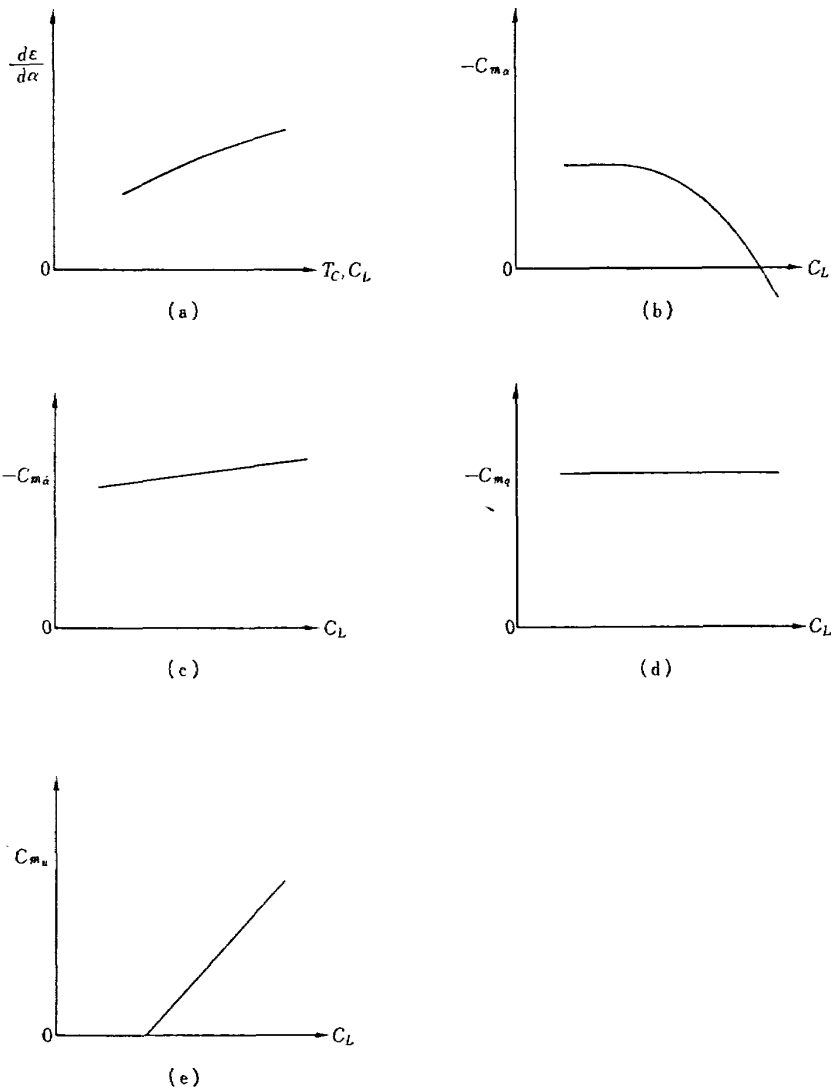
$$C_{m\alpha} = C_{mat} + C_{mat,0}$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = d\varepsilon/d\alpha \cdot C_{mq}$$

$$C_{mq} = -2a_t V_H \frac{l_t}{\bar{c}}$$

ここで添字 t は水平尾翼のみの場合を表わし、 $t.0$ は水平尾翼なしの場合を表わす。 a_t は水平尾翼の揚力傾斜、 V_H は水平尾翼の容積、 ε は吹おろし角、 l_t は重心点から水平尾翼の空力中心までの距離、 \bar{c} は平均翼弦長である。これらの空力係数を C_L の関数として表わせば付図 4 (b)(c)(d) となる。 C_{mq} は一般に一定値である。

C_{mu} に関しては C_L の増加と共に増加することがあり得る。空力中心の位置によっても異なる。これを付図 4 (e) に示す。



付図 4 C_L による空力係数の変化 (その 2)

(2) 計算例として選んだ STOL 機 の 特性

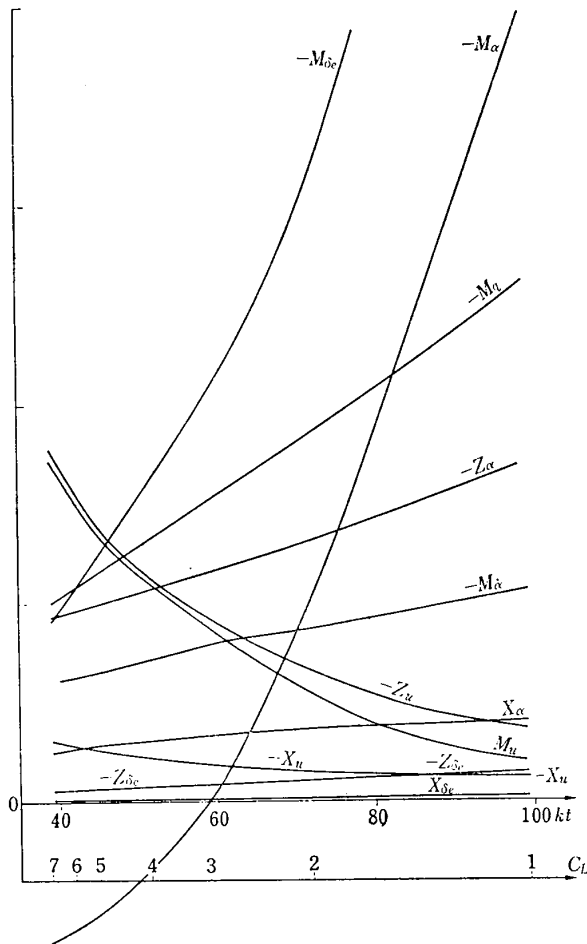
この STOL 機は、BLC 制御を用いた四つの発動機を持つプロペラ機^{6),7)}である。

この機体の要目を付表 1 に示す。

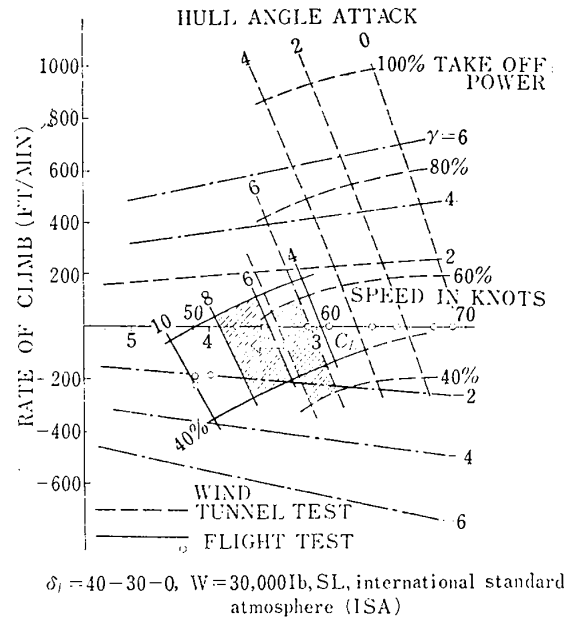
空力係数は風洞試験および計算で得た値で、付図 5 に示す。この図から直ちにわかるように $C_L > 3$ で迎え角不安定 ($C_{m\alpha} > 0$) となっている。

付表 1 STOL 機 の 諸元

全 幅	24.4m
全 長	23.1m
全 高	7.7m
重 量	13,400 kg
推 進 機 関	1425HP×2 600HP×2
吹出機関 (BLC用)	1050HP×2
主翼翼幅	24.4m
翼面積	77.6m ²
縦横比	7.6
翼幅比	17~12%
翼面荷重	173 kg/m ²
着水最低速度	45 kt
水平最高速度	180 kt



付図 5 空力微係数 (縦)



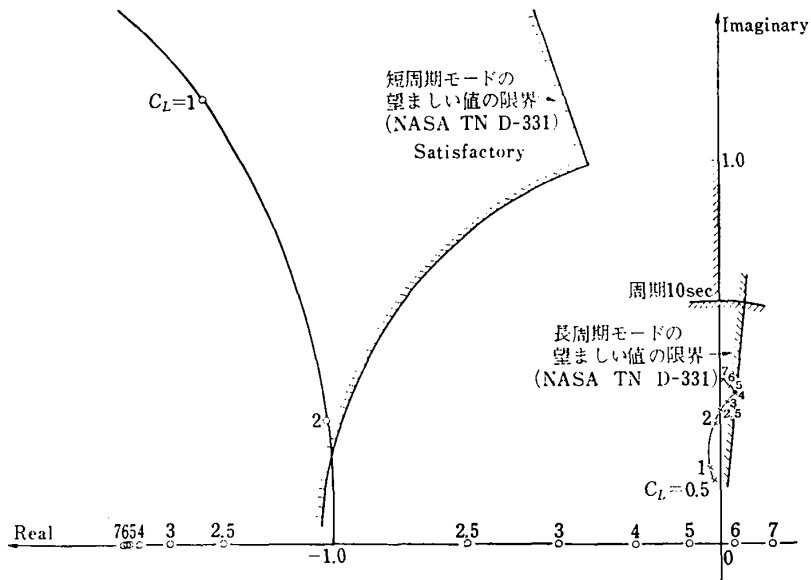
付図 6 STOL 機 の 運用包囲線

この STOL 機 の 運用包囲線を付図 6 に、短周期モードおよび長周期モードの各速度に対する根軌跡を付図 7 に示す。零点の根軌跡も付図 8 に示す。付図 7, 8 では速度のかわりに揚力係数 C_L を用いて示す。(本文では、速度のかわりに揚力係数で示してある。)付図 7, 付図 8 で明らかなように、縦の静安定は揚力係数 5.7 で中立、それ以上の C_L では静安定は負になる。揚力係数 2 以上では速度の増加に従って抗力が減少する速度対抗力カーブのバックサイドに入り、いわゆる速度不安定になる。揚力係数 1 以下では普通の飛行機と特性は変わらない。

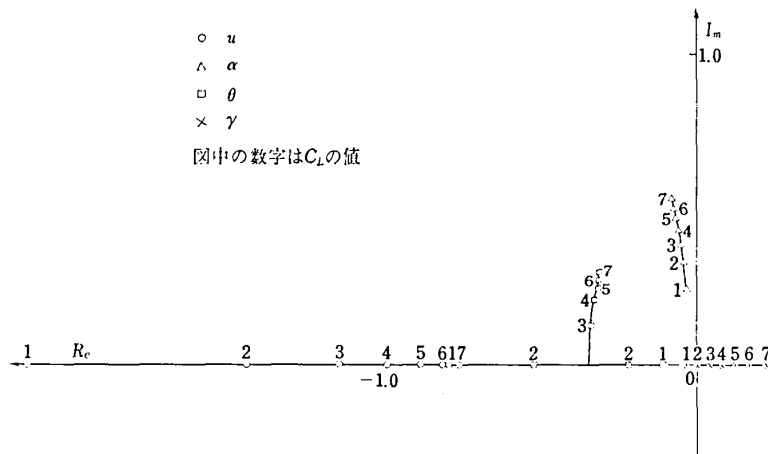
動安定についてみると、揚力係数 1, 2 では短周期長周期両モード共に減衰比が 1 より小さく、減衰振動をする。揚力係数 2 以上では、短周期モードの減衰比は 1 以上になり、固有振動数は下り、長周期モードの固有振動数に近づいていく。一方、長周期モードは発散振動する。

これらのことより、STOL 機 の 典型的な特性としては次の三つの場合が考えられる。すなわち、 $C_L=1\sim 2$, $C_L=3\sim 5$, $C_L=6\sim 7$ の各場合である。 $C_L=1\sim 2$ は普通の飛行機 の 特性で、 $C_L=3\sim 5$ は最も典型的な STOL 機 の 特性であり、 $C_L=6\sim 7$ はさらに静安定さえも負になる特性である。これらの三つの特性を代表して $C_L=1$, $C_L=4$, $C_L=7$ の場合を、この STOL 機 の 代表的な特性として選んだ。

これらの代表的な特性を比較のため付表 2 に、ステップ舵角応答を付図 9 に示す。



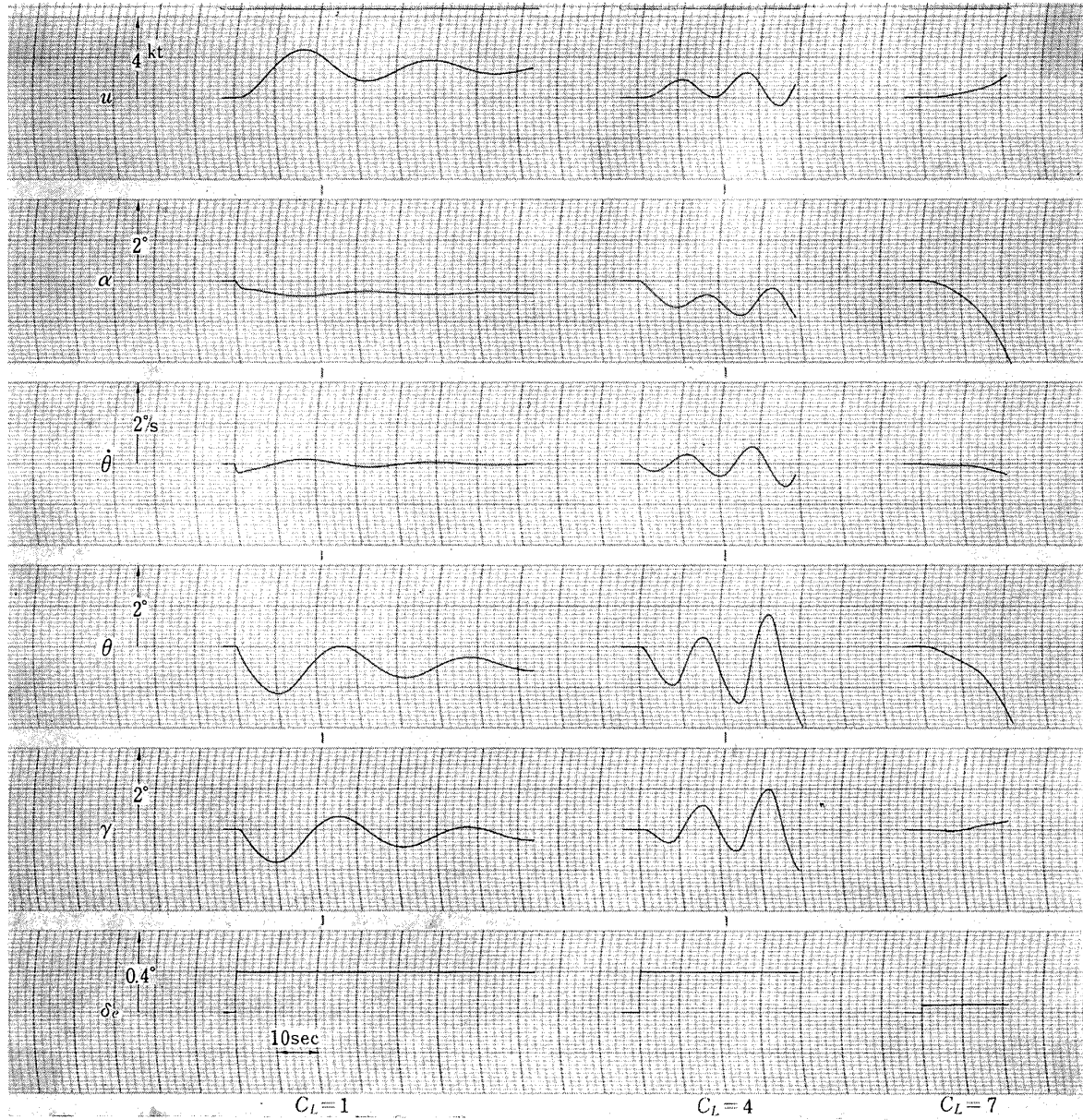
付図 7 STOL 機の短周期モード, 長周期モードの根軌跡図と飛行性基準



付図 8 $u/\delta_e, \alpha/\delta_e, \theta/\delta_e, \gamma/\delta_e$ の零点の根軌跡

付表 2 STOL 機の典型的な特性

C_L	静安定	短周期モード		長周期		備考
		f_{nsp}	ζ_{sp}	f_{np}	ζ_p	
1	正 ($C_{m\alpha} < 0$)	$\frac{c/s}{0.284}$	0.759	0.032	0.133	普通の飛行機と同じ特性
4	正 (ただし $C_{m\alpha} > 0$)	0.0934	1.491	0.062	-0.092	典型的な STOL 飛行状態の特性 長周期の倍増時間 $T_{\frac{1}{2}} = 19.3 \text{ sec}$
7	負 ($C_{m\alpha} > 0$)	$T_{\frac{1}{2}} = 5.17 \text{ sec}$ $T_{\frac{1}{2}} = 0.443 \text{ sec}$		0.068	-0.013	静安定が負になる。 長周期の倍増時間 125 sec



付図 9 計算例として選んだ STOL 機の昇降舵ステップ応答

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|-------------|----------------------------|
| TR- 1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験
Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section | 1960 年 2 月 | 平木 一, 石井孝雄
大島信彦 |
| TR- 2 | 遷音速風洞用 22.5MW 主送風機
I. 模型送風機による性能試験
22.5MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel
I. Performance Test of the Model Blower | 1960 年 5 月 | 山内正男, 松木正勝
塩入淳平, 富永守之 |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験
An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test | 1960 年 8 月 | 小橋安次郎, 長州秀夫
高島一明, 波木井 潔 |
| TR- 4 | 回転円板の強度
Strength of Rotating Discs | 1960 年 9 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR- 5 | 航空技術研究所 (60cm×60cm) 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験
Design and Development of N. A. L. 60cm×60cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing | 1960 年 12 月 | 中井暎一, 橋爪 宏
中村泰治 |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性
Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage | 1960 年 12 月 | 竹中幸彦 |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部
On the Transonic Test Section | 1961 年 1 月 | 村崎寿満 |
| TR -8 | 繰返し荷重試験装置の予備試験
Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures | 1961 年 3 月 | 竹内和之, 飯田宗四郎 |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)
—非線型補正理論—
Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I)
—Non-Linear Correction Theory— | 1961 年 3 月 | 細川 巖 |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究
Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades | 1961 年 3 月 | 松木正勝, 高原北雄
西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏
Yielding of Rotating Discs of Mild Steel | 1961 年 4 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について
On the Natural Vibration of Thin-Walled Beams of Open Cross Section | 1961 年 5 月 | 川井忠彦, 塙 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究
Experimental Results of the Interaction between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 伝田幸雄 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層
On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 小沢五郎 |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・校正
Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow | 1961 年 8 月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法
On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations | 1961 年 12 月 | 樋口一雄, 三好 甫 |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察
A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density | 1961 年 12 月 | 和田 勇, 細川 巖
三好 甫 |

TR-18	前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次 元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961 年 11 月	松木正勝
TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961 年 12 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠境界値問題の 数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962 年 1 月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元線縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962 年 1 月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962 年 2 月	川井忠彦, 戸川隼人 林洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモン テカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differ- ential Equations	1962 年 2 月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素 試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N. A. L.	1962 年 2 月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構 造 Design and Construction of the 2m × 2m Transonic Wind Tunnel at the National Aeronautical Laboratory	1962 年 3 月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962 年 3 月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解所 An Approximate Analysis for Unsteady Tran- sonic Flow	1962 年 7 月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962 年 8 月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m × 1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962 年 10 月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962 年 10 月	川井忠彦, 塙 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小振り振動に ついて On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under Thermal Stress	1962 年 11 月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962 年 11 月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Wing Structures	1962 年 12 月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一

- TR-34 高速軸流圧縮機の研究 (I)
—翼型と翼列の検討—
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I)
—The Selection of Compressor Cascade—
- TR-35 高速軸流圧縮機の研究 (II)
—単段試験装置の設計と全体性能—
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II)
—Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—
- TR-36 衝撃波風洞による表面熱伝達の実験
Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel
- TR-37T Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer
- TR-38 鑄鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度
Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron
- TR-39 高負荷燃焼器の研究 (第1報)
—その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察—
A Study of High Intensity Combustor (I)
—Its Qualitative Analysis—
- TR-40 胴体内圧繰返し荷重試験装置について
Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures
- TR-41 輻射熱量計の較正
Calibration of Radiometer
- TR-42 非定常境界層の相似解とその安定
A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics
- TR-43 超音速における操縦面の効きについて
On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow
- TR-44 高速翼列の実験について
(流入角の大きい減速翼列の予備実験)
Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance
- TR-45 固有値問題 ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$ の数値解法
A Numerical Method for the Eigenvalue Problem ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$
- TR-46 翼の固有振動数に関する一解折法
On the Vibration Analysis of Aircraft Wings
- TR-47 鑄鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響
Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron
- TR-48 曲面に沿う境界層
Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow
- TR-49 高速軸流圧縮機の研究 (III)
—翼の厚さの影響—
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III)
—Effects of Blade Thickness—

1963年1月 松木正勝, 大山耕一
宮地敏雄

1963年1月 松木正勝, 宮地敏雄
大山耕一, 吉田晃相
西脇英夫, 岩部柱相

1963年1月 和田 勇, 松崎利一

Jan. 1963 Isamu WADA

1963年1月 佐藤和郎, 永井文雄

1963年2月 大塚貞吉, 鈴木邦男

1963年2月 竹内和之, 川島矩郎
野原利雄

1963年2月 竹中幸彦, 江川幸一
小川鉦一

1963年7月 小橋安次郎, 恩地 瑛

1963年2月 河崎俊夫

1963年2月 近藤 博, 蓑田光弘
坂口 一, 山崎紀雄

1963年4月 戸川隼人

1963年6月 川井忠彦, 泉 日出夫
戸川隼人, 林 洋一

1963年7月 佐藤和郎, 永井文雄

1963年8月 林 二謙

1963年9月 松木正勝, 宮地敏雄
大山耕一, 吉田晃相
西脇英夫, 岩部柱相

TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pebble-Bed Heater	1963年10月	林 二 謙
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合— Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林 二 謙
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定 (第1報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	Jan. 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGIZAWA
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその性能 The Magnetic Tape Data Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中 正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月	塙 武敏, 趣出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角45°, テーパー比0.6の薄い片持翼の遷音速におけるフラッター特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月	中井映一, 小原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of the End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月	尾形吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964年2月	小橋安次郎, 遠藤 浩 北村清美
TR-64	航空力学における磁歪計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964年3月	幸尾治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of Stability Characteristics of Unsteady Laminar Boundary Layer	1964年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛

TR-66	変分法による平板翼の撓み, 振動解における自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の場合) Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered Wing Plates)	1964年6月	川井忠彦, 塙武敏 越出慎一, 戸川隼人 落合薫
TR-67	プラズマ発生装置の諸特性 Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator	1964年4月	井上建二, 野村茂昭
TR-68	回転翼の線型理論 (I) —揚力面理論— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I)—Lifting Surface Theory—	1964年6月	市川輝雄
TR-69	高速軸流タービンの研究 (I) —(タービンノズル円環翼列の研究)— An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine (I) —An Investigation of the Annular Turbine nozzle Cascade—	1964年7月	鳥崎忠雄, 能瀬弘幸 森田光男
TR-70	汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性 Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory	1965年1月	松浦陽恵, 樋口一雄 池谷光栄, 堀川勇壮 村上力, 百名盛之典 三好範子, 岡部正典
TR-71	塑性の三方向せん断理論 塑性変形による異方性 塑性流動に及ぼす中間主応力の影響 応力状態と塑性変形の形 Three-Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation	1964年7月	中西不二夫, 佐藤和郎
TR-71T	Three Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity	Sep. 1964	Fujio NAKANISHI Yasuo SATO
TR-72	補助翼バズに関する一実験 Some Experiments on Control-Surface Buzz	1965年1月	中村泰治, 田辺義一
TR-72T	Some Experiments on Control-Surface Buzz	Nov. 1964	Yasuharu NAKAMURA Yoshikazu TANABE
TR-73	軸対称激み点付近の溶融層の安定性 Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point	1964年11月	相原康彦
TR-74	遷音速パネルフラッタの研究 The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter	1964年11月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-75	統計流体力学の初期値問題について —Hopf 特性汎関数方程式の一般解— On the Initial-Values Problem in Statistical Hydromechanics —A General Solution of the Hopf Characteristic Functional Equation—	1964年12月	細川 巖
TR-76	高速軸流圧縮機の研究 (IV) —NACA 65 系翼型を修正した近似二重円弧翼形の動翼相対入口マッハ数 1.5 までの回転翼列試験—	1965年1月	大山耕一, 松木正勝 西脇英夫, 岩部柱相 片山泰治

- An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (IV)
—Rotor Performance at Relative Inlet Mach Numbers up to 1.5 of NACA 65—Series Compressor Blades Modified Approximately to Double Circular-Arc Blades—
- TR-77 Galerkin 法の収束性について
On the Convergence of Galerkin's Method 1965 年 1 月 鳥海良三
- TR-78 二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法
Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems 1965 年 1 月 三好 甫
- TR-79 引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について
Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression 1965 年 1 月 田寺木一, 古関昌次
泉 日出夫
- TR-80 変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響
—薄肉開断面片持梁の純捩り振動の例—
Numerical Effect of Constraints Calculus of the Direct Variational Method
—In Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section— 1965 年 1 月 塙 武敏, 越出慎一
- TR-81 FRP コーティングの断熱特性
Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating 1965 年 1 月 竹中幸彦, 江川幸一
小川 敏一
- TR-82 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法
A Simple Method of Calculating the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressor 1965 年 2 月 松木正勝, 藤井昭一
- TR-83 亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (I)—非圧縮流理論—
Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow (I)—Incompressible Flow Case— 1965 年 2 月 石井孝雄
- TR-84 遷音速タービン翼列二次元試験 (II)
Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades (II) 1965 年 3 月 近藤 博, 蓑田光弘
山崎紀雄
- TR-85 回転翼の線型理論 (II)
—揚力線理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (II)
—Lifting-Line Theory— 1965 年 3 月 市川輝雄
- TR-86 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法
A Method for Predicting the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow 1965 年 5 月 松木正勝, 藤井昭一
五味光男
- TR-87 亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (II) 圧縮流理論 (III) 実験的研究
Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic (II) Compressible Flow Case (III) Experimental Study 1965 年 6 月 石井孝雄
- TR-88 尾翼, 胴体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味
Qualitative Examinations on the Results of Ground Vibration Tests of Tail Wing-Fuselage Combination Structure 1965 年 6 月 塙 武敏, 越出慎一
- TR-89 垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究
An Experimental Investigation on Vertical Gusts and the Airplane Response 1965 年 6 月 小野幸一, 山根皓三郎

TR-90	ヒステリシス・ループの形，繰返しによる形の変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇（第1報実験，第2報ねじりの場合の理論） The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion)	1965 年 7 月	中西不二夫，佐藤和郎 永井文雄
TR-91	固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば(I) Flame Propagation into the Gop of Solid Propellant Grain(I)	1965 年 7 月	五代富文
TR-92	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(I) —迎角0のとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Vehicles(I) —Linearized Flow with Axial Symmetry—	1965 年 8 月	谷 喬
TR-93	遷音速動安定試験 Dynamic Testing at Transonic Speed	1965 年 10 月	小橋安次郎，河野長正 西 武徳
TR-94	翼幅方向に一様な揚力分布をもつ半無限の後退翼 On the Camber Lines of Semi-Infinite Swept-back Wings which Give Uniform Spanwise Load Distribution	1965 年 10 月	河崎俊夫
TR-95	飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察 A Few Comments on the Longitudinal Handling Qualities of Airplanes	1965 年 11 月	荒木 浩
TR-96T	A Generalized Functional Formalism for Turbulence	Dec. 1965	Iwao HOSOKAWA
TR-97	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論(I) —軸対称流れ— A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines(I) —Non-Swirling Fluids in Ducts—	1965 年 12 月	藤井昭一
TR-98	後退角45°，アスペクト比4.0の薄片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の影響の実験的研究 Some Effects of Taper Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Sweptback Angle of 45° and an Aspect Ratio 4.0	1965 年 12 月	中井暎一，高木俊朗 安藤泰勝
TR-99	計器のよみやすさに関する研究 A Study of Dial Legibility	1966 年 2 月	三好範子，岡部正典 石川澄子
TR-100	回転翼の線型理論(Ⅲ) —揚力線の方程式の解法— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(Ⅲ) —Method for Solving Lifting-Line Equations—	1966 年 2 月	市川輝雄
TR-101	航空機の着氷気象条件について(I) Meteorological Conditions on Aircraft Icing (I)	1966 年 2 月	古関昌次，田寺木一 泉 日出夫，太田幹雄 峰岸正勝
TR-102	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(Ⅱ) —迎角のあるとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(Ⅱ) —Linearized Flow with Attack Angle—	1966 年 3 月	谷 喬
TR-103T	Basic Considerations for Treating Non-Equilibrium Fluids —A Functional Approach to Non-Equilibrium Statistical Mechanics—	Mar 1966	Iwao HOSOKAWA
TR-104	翼幅方向に一様な揚力分布をもつ三次元後退翼のそり	1966 年 4 月	河崎俊夫，海老原正夫

The Camber Distribution of a Spanwise
Uniformly Loaded Subsonic wing

- TR-105 パイロットの心理的負担に関する研究(I)
—操縦時の脈拍と呼吸の変化—
A Psychological Study on the Mental Stress
of Pilots(I)
—Pulse and Respiratory Rate During
Flight— 1966年4月 三好 範子, 百名盛之
岡部 正典
- TR-106 遷音速における操縦面の逆効き
On Reversal of Effectiveness of Control Surfaces
in Transonic Flow 1966年5月 神谷信彦, 瀬川晋策
- TR-107 円錐型電磁衝撃波管内の流れ
Ionized Flow in a Conical Shock Tube 1966年5月 松崎利一
- TR-90T The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its
Deformation Due to Stress Repetition and
Resulting Increase in Flow Stress (Part 1.
Experiment, Part 2. Theory for Torsion) June 1966 Fujio NAKANISHI, Yasuo
SATO, & Fumio NAGAI
- TR-108 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験
Some High-Speed Tests on Impulse Turbine
Cascades 1966年6月 近藤 博, 養田光弘
山崎紀雄, 古川 昇
- TR-109 大型空気エジェクタの研究
A Study on the Large-Scale Air Ejector 1966年7月 藤井昭一, 五味光男
菅原 昇
- TR-110 電磁流体の非粘性境界層
Some Investigations on Inviscid Boundary
Layer of Magnetohydro-dynamics 1966年8月 井上建二
- TR-111T An Asymptotic Solution of the Nonlinear
Equations of Motion of an Airplane Aug. 1966 Hiroshi ENDO
- TR-112 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動
円盤理論(II)
—円周速度のある流れ—
A Theoretical Investigation of the Compressible
Flow Through the Axial Turbo-Machines(II)
—Swirling Fluids— 1966年8月 藤井昭一
- TR-113 地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに
関する実験
Experimental Study on the Ground Effect of
a Model Helicopter Rotor in Hovering 1966年8月 幸尾治朗, 岡 遠一
- TR-114 フライングテストベッドの高度制御システムの検
討(I)
Analytical and Simulation Studies of the
Height Control of the Flying Test Bed 1966年8月 武田 峻, 甲斐忠夫
- TR-115 NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験
Single-Stage Propellant Rocket (NAL-16) 1966年8月 ロケット性能研究室
- TR-116 50cm 極超音速風洞の計画と構造
Design and Construction of the 50 cm Hyper-
sonic Wind Tunnel at National Aerospace
Laboratory 1966年9月 極超音速風洞建設グループ
- TR-117 弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等
式
Energy Inequalities for the Difference Solu-
tions of Equations of Elastic Vibration 1966年10月 三好 甫
- TR-118 高負荷燃焼器の箱形模型による実験
Some Experiments on High Intensity Com-
bustor with Partial Model 1966年10月 大塚貞吉, 福田 広
相波哲朗
- TR-119 多次元1階準線型双曲方程式の解の存在について
On the Existence of Discontinuous Solutions
of the Cauchy Problem for Quasi-Linear
First-Order Equations 1966年10月 小島清史

TR-120	航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bet	1966 年 11 月	武田 峻, 堀川 勇 壮 小川 敏 雄, 森 幹 彦
TR-121	パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits	1966 年 11 月	村 上 力
TR-122	失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur	1966 年 12 月	磯 貝 絃 二
TR-123	姿勢制御用空気ジェットノズルの研究 Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft	1966 年 12 月	滝 沢 直 人, 西 村 博 史 藤 枝 郭 俊, 田 辺 義 一 渋谷 昭 義
TR-124	FM 多重テレメータの動特性 Dynamic Characteristics of FM Multichannel Telemetry System	1966 年 12 月	新 田 慶 治, 桜 井 善 雄 松 崎 良 継
TR-125T	Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967	Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA
TR-126	高負荷燃焼器の箱形模型による実験(II) Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models(II)	1967 年 2 月	大 塚 貞 吉, 福 田 広 相 波 哲 朗
TR-127	周波数変換による微小回転角の計測 Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique	1967 年 3 月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 円 居 繁 治
TR-128	輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法 Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials	1967 年 3 月	小 川 敏 一
TR-129	金属箔による円管流の熱絶縁 Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow	1967 年 3 月	井 上 建 二
TR-130T	An Experimental Study of the Melting Phenomena in Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials	Mar. 1967	Yasuhiko AIHARA
TR-131	風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法 An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching	1967 年 4 月	毛 利 浩
TR-132	軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力(近似解) Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels	1967 年 4 月	築 地 恒 夫
TR-133	解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定 Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow	1967 年 4 月	野 村 茂 昭
TR-134	高速単段軸流圧縮機の研究 —二重円弧翼の性能— The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double-Circular-Arc Blades	1967 年 5 月	藤 井 昭 一, 西 脇 英 夫 吉 田 晃, 五 味 光 男 武 田 克 巳, 菅 原 昇

- TR-135 同軸型電磁衝撃波管の作動機構
Driving Mechanism of an Electric Shock Tube
with a Coaxial Gun 1967年5月 松崎利一
- TR-136 Nearly-Free-Molecule-Flowにおけるオリフィス
型圧力管
Experimental Study of an Orifice-Type Pressure
Probe in Nearly-Free-Molecule Flow 1967年5月 恩地 瑛, 山本稀義
- TR-137 梁板結合構造物の振動(I)
On the Natural Vibration of Plate-Beam
Combination Structures(I) 1967年6月 越出慎一, 林 洋一
塙 武敏
- TR-138 変厚片持板の静撓みについて
Deflection Analysis of Variable Thickness
Cantilever Plate 1967年7月 塙 武敏, 越出慎一
- TR-139 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適
着陸操作—前進速度0の場合—
Optimal Vertical Descent Procedure with Par-
tial Power of Multi-Engined Helicopters
—The case of Rejected Take-Off— 1967年8月 古茂田真幸
- TR-140 流線法によるダクト流れ
Streamline-Curvature Approach to Duct-Flow
Problems 1967年9月 藤井昭一, 宇野威信
- TR-141 マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析に
ついて
Semi-Monocoque Structures Solved Numerically
by the Matrix Force Method 1967年10月 川島矩郎
- TR-142 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験
Experimental Studies on Some On-Off Attitude
Control Systems Using a Dynamic Model 1967年10月 樋口一雄, 堀川勇壯
村上力, 小川敏雄
真柳光美
- TR-143 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究
Experimental Studies on the Primary Zone
of High-Intensity Combustors 1967年10月 大塚貞吉, 鈴木邦男
相波哲朗, 石井浅五郎
広瀬健樹
- TR-144 円管流の非定常熱伝達
—第2報 薄い壁の場合—
Transient Heat Transfer through a Thin
Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the
Pipe 1967年11月 林 二識, 井上建二
- TR-145 ロケット用耐熱材料の研究
Study on Heat Insulation Materials for Rocket 1967年11月 古田敏康
- TR-146 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研
究
Study on the Miniature Type High Sensitivity
Accelerometer Using Semiconductor Strain
Gages 1967年11月 田畑浄治, 大坪孔治
滝沢直人
- TR-147 固体ロケットモータのノズルにおける熱伝達の実
験的研究
—プロペラント内へ添加されたアルミニウムの
影響—
An Experimental Investigation of Heat Transfer
in the Nozzle of High-Aluminized Solid
Rocket 1968年2月 五代富文, 湯沢克宣
伊藤克弥, 西村久男
- TR-148 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察
—失速フラッタの研究(I)—
Optical Observation of the Separated Flow
around an Oscillating Aerofoil at High Mean
Angles of Attack with Special Reference to
Stall Flutter 1968年2月 中村泰治, 磯貝紘二
江尻 宏
- TR-149 よどみ点におけるグラファイトのアブレーション
の実験的研究
An Experimental Study of the Ablation of
Graphite in the Stagnation Region 1968年2月 相原康彦, 野村茂昭
渡辺泰夫

- TR-150 強化プラスチックの熱的物性値について
(輻射加熱による測定)
The Measurement of Thermal Properties of
Reinforced Plasties at Tempratures up to
150°C (Infra-red Radiation Method) 1968年2月 小川 鉦一, 野口 義男
- TR-151 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体
Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic
Speeds 1968年3月 相原 康彦
- TR-152 二次元二重円弧翼列の遷音速実験
High Speed Tests of Compressor Cascades With
Double Circular Arc Blade Sections 1968年3月 近藤 博, 蓑田 光弘
山崎 紀雄, 古川 昇
- TR-153 アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気
流の研究
Study of High Temperature Flow around Body
Using an Arc-Driven Shock Tube 1968年4月 松崎 利一, 上瀬 千春
- TR-154 フライングテストベッドの計画
一本体のシステムデザイナー
System Design of Flying Test Bed for VTOL
Aircraft at National Aerospace Laboratory 1968年5月 新型航空機部
- TR-155 遷音速における Control-Surface Buzz に関する
研究
An Investigation on Control-Surface Buzz at
Transonic Speeds 1968年5月 中村 泰治
- TR-156 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよ
ぼす曲率の研究
Effects of Curvature on the Similar Structure
and Turbulent Mixing of Two-dimensional
Curved Jets 1968年5月 遠藤 浩
- TR-157 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験
的研究
Experimental Study of Low Density Hypersonic
Flow Using Electron-Beam Densitometry 1968年6月 和田 勇, 曾 我国 男
- TR-158 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対す
る近似について
On Approximations for Nonlinear Cauchy
Problems in Locally Convex Spaces 1968年6月 小島 清史
- TR-159 T型結合板の振動
The Vibration of T-Shape Plates Structure 1968年7月 埜 武敏, 築地 恒夫
越出 慎一
- TR-160 梁, 板結合構造物の振動 (II)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Com-
bination Structures (II) 1968年8月 埜 武敏, 築地 恒夫
多田 保夫, 越出 慎一
林 洋 一, 日下 和夫
- TR-161 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法
The Optimal Explicit Guidance Equation for
Space Vehicle 1968年8月 新田 慶治, 松島 弘一
大坪 孔治, 志 甫 徹
- TR-162 よどみ点領域での非定常空力加熱の測定
Measurements of Unsteady Aerodynamic Heat-
ing of Stagnation Region 1968年9月 野村 茂昭
- TR-163 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考
察
Investigation on the Stability and Control
Characteristics of a Twin-propeller STOL
Airplane 1968年9月 別府 護郎
- TR-164 熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の
温度上昇とその電気抵抗アナログ回路
Investigation of the Streamwise Heat Condition
Effect on the Transient Aerodynamic Heating
of Thin-skined Bodies by the Resistance Net-
work Analog Method 1968年10月 小川 鉦一
- TR-165 有限要素法による箱型梁の解析
Applications of the Finite Element Method to
Box Beams 1968年11月 三本木 茂夫

- | | |
|--|--|
| TR-166 ジンバルエンジン駆動用バルブの基礎的解析
Fundamental Analyses of DPF Valves for Controlling a Gimbal-Engine | 1968 年 11 月 興石 肇, 畑山茂樹 |
| TR-167 アブレーションによる空力加熱の減少の測定
Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation | 1968 年 11 月 野村茂昭 |
| TR-168 角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究
On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System | 1968 年 11 月 鳥海良三, 松本一夫
樋口一雄, 戸川隼人
木村武雄 |
| TR-169 VTOL 機操縦研究設備
Design and Construction of VTOL Flight Simulator System | 1968 年 11 月 樋口一雄, 百名盛之
三好範子, 岡部正典
山本六郎, 川原弘靖 |

航空宇宙技術研究所報告170号

昭和43年12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
