

図4-1 RFCSのブロック線図

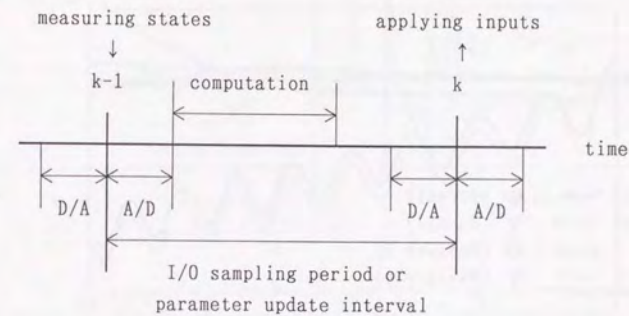


図 4-2 入力発生における遅れ

表 4-1 シミュレーション条件

ケース	1	2	3	4	5	6
正常／故障？	正常&故障 A	故障 A	故障 B	故障 B & C	故障 D	故障 C
制御？	行わない	行う	行う	行う	行う	行う
再構成？	行わない	行う	行わない	行う	行う	行う
初期条件	I.C. 1	I.C. 1	I.C. 2	I.C. 1 I.C. 2	I.C. 3 I.C. 4	I.C. 5 I.C. 6
トリム点	---	T.P. 1	T.P. 2	T.P. 1	T.P. 3 T.P. 4	T.P. 1
図の番号	4-3	4-4a, b	4-5a, b	4-6, 7, 8 9, 10, 11	4-12, 13, 14, 15	4-16, 17, 18

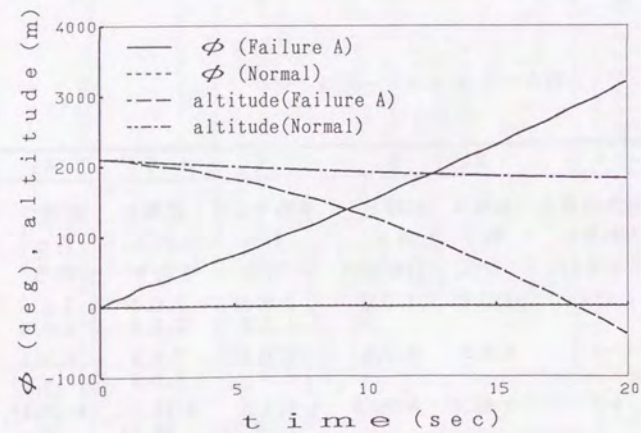
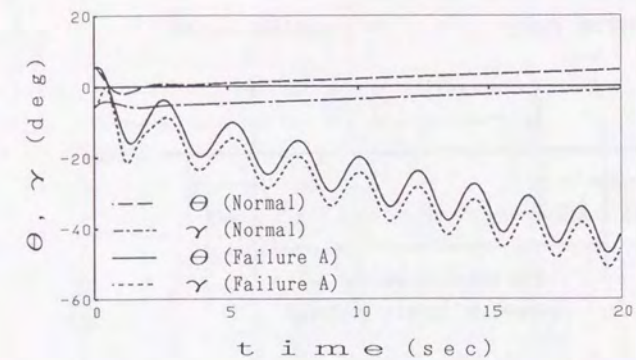


図4-3 自由応答 (ケース 1: 正常な場合と故障Aの場合)

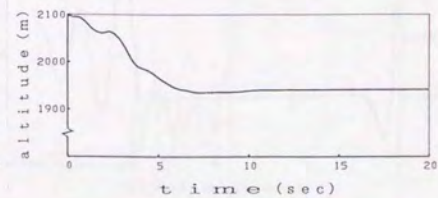
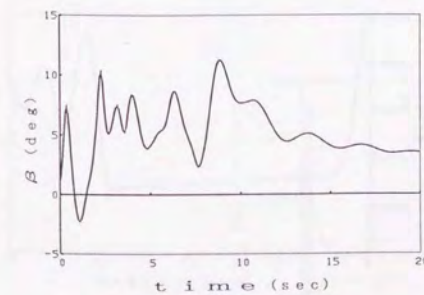
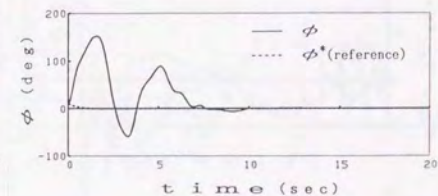
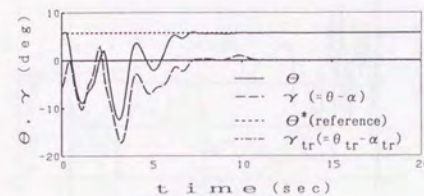
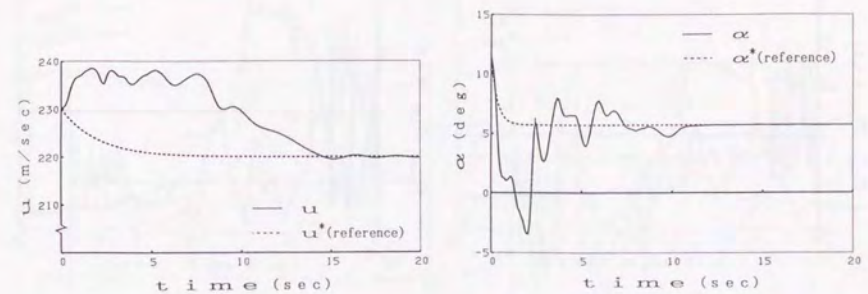


図4-4 a 再構成を行った場合の時間応答 (ケース 2: 故障A)

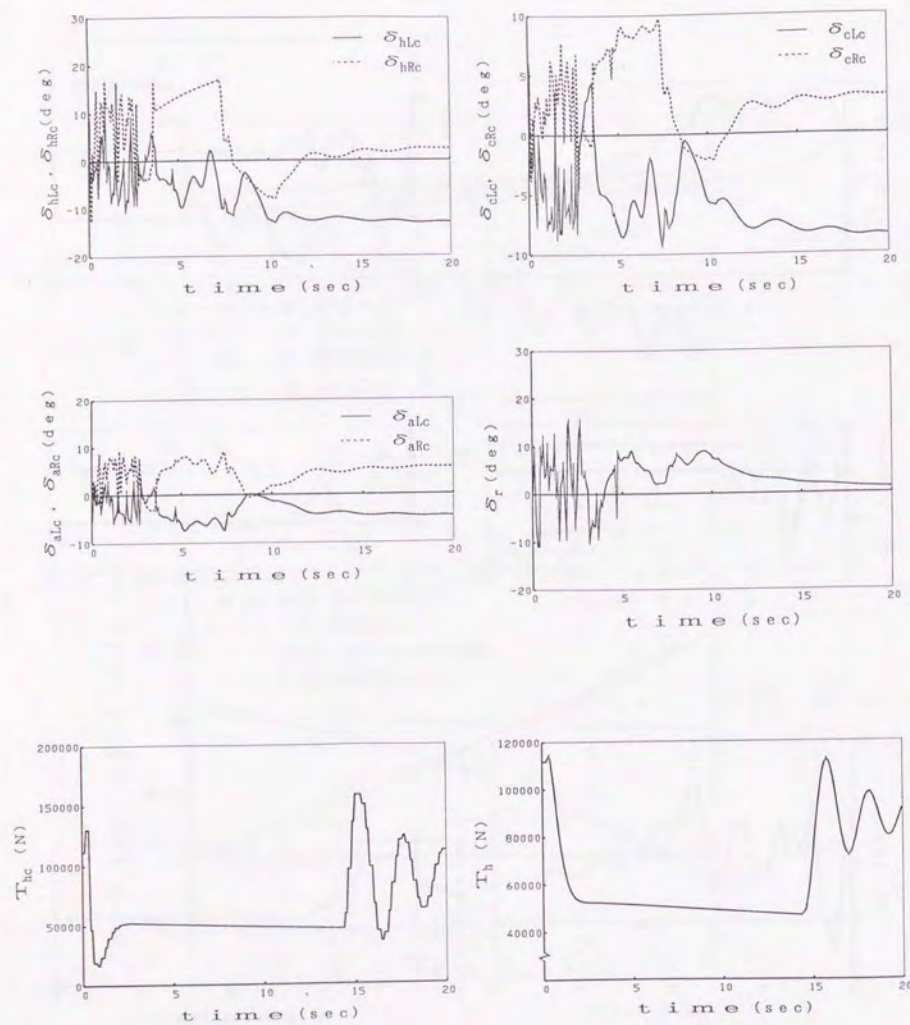


図4-4b 再構成を行った場合の時間応答 (ケース 2: 故障A)
(入力応答)

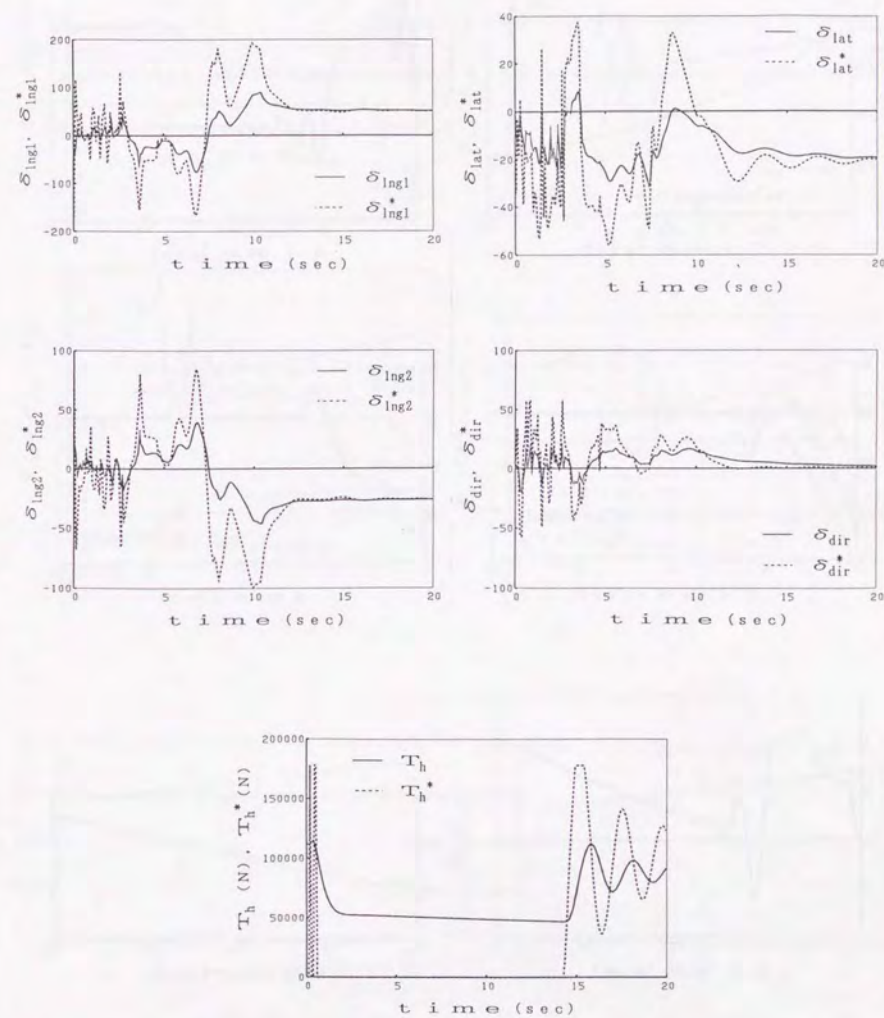


図4-4c 再構成を行った場合の時間応答 (ケース 2: 故障A)
(一般入力とその目標値の応答)

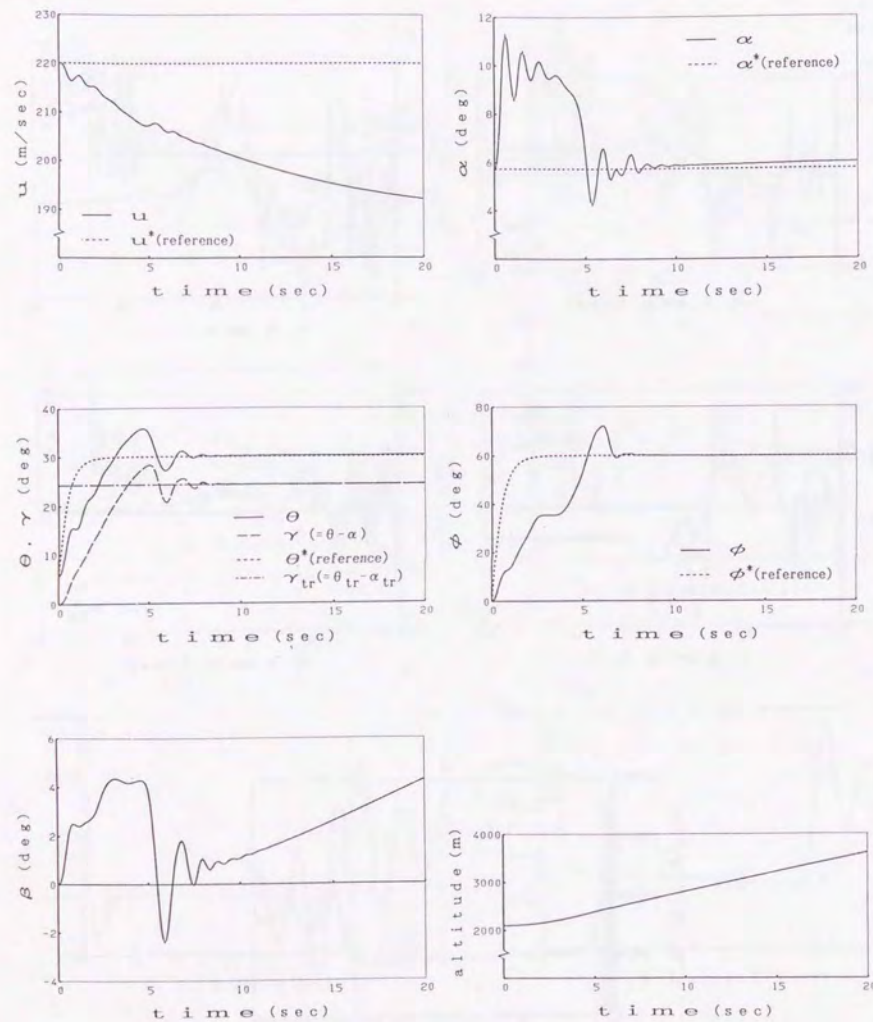


図4-5 a 再構成を行わなかった場合の時間応答 (ケース 3 : 故障 B)

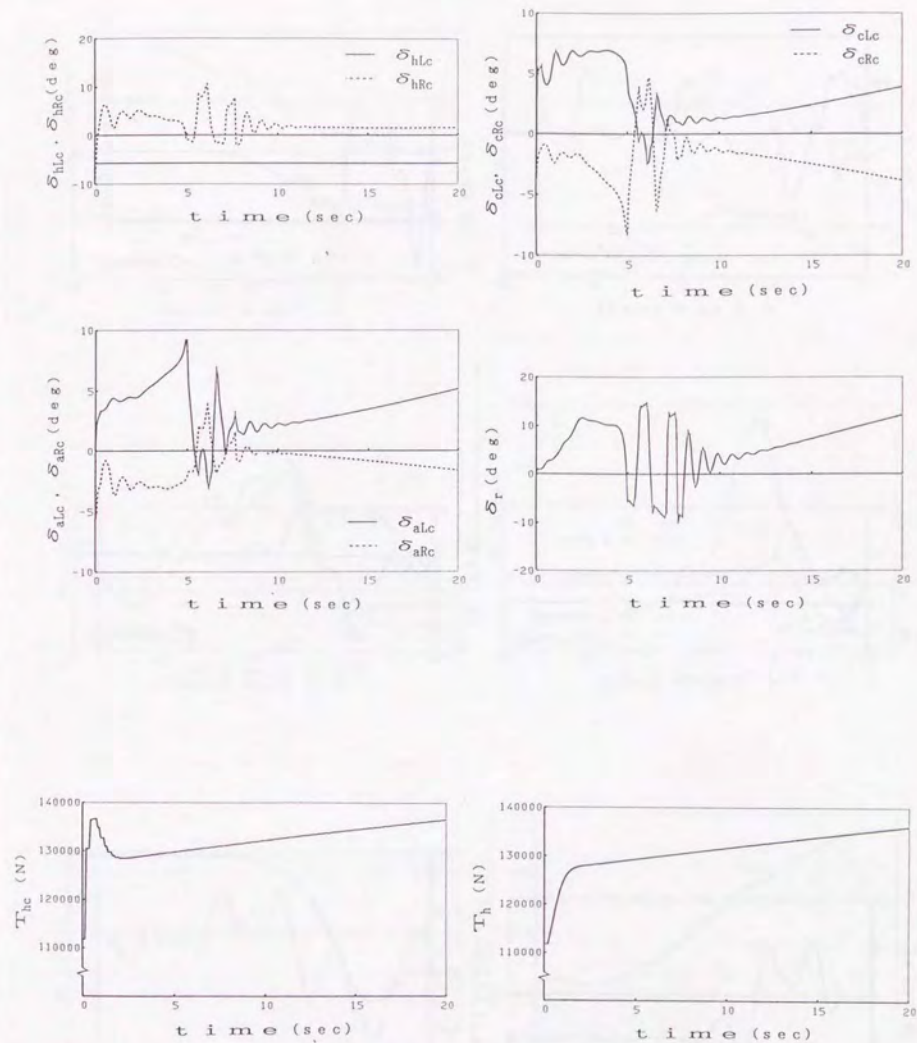


図4-5 b 再構成を行わなかった場合の時間応答 (ケース 3 : 故障 B)
(入力応答)

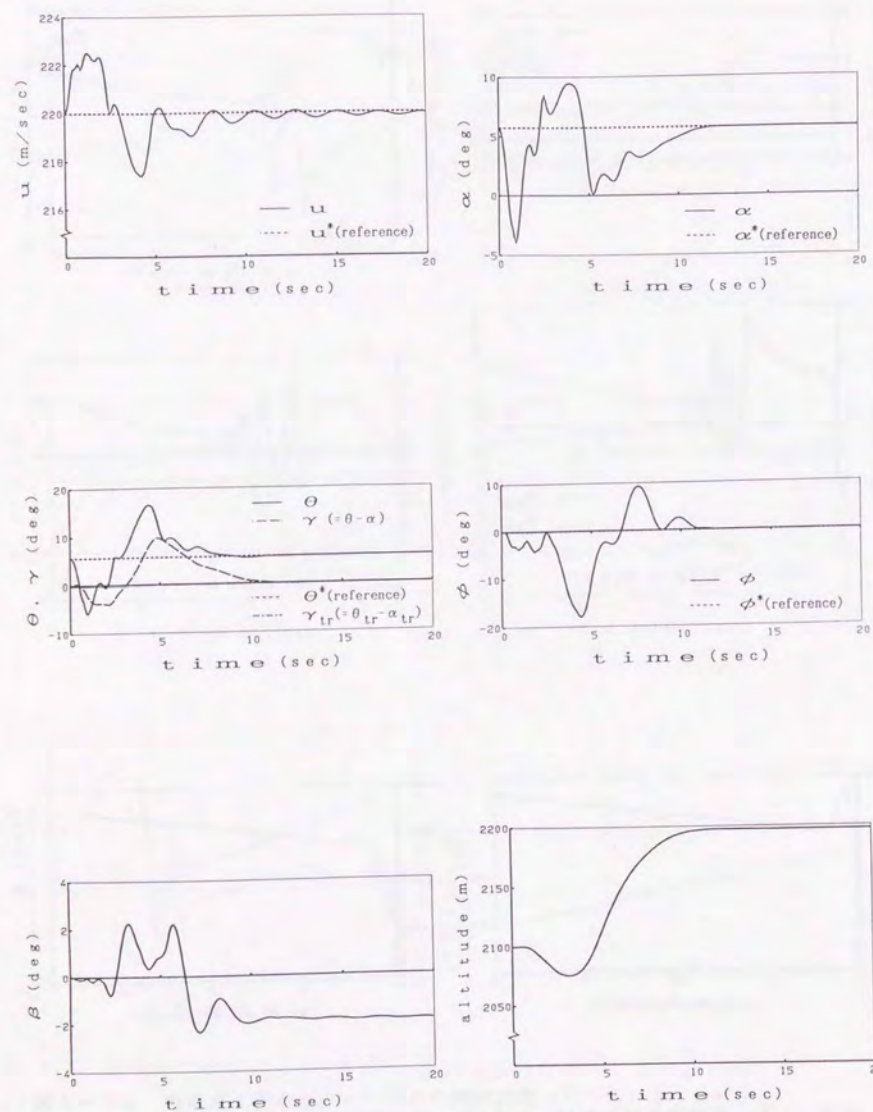


図4-6 一般入力を用いた場合の時間応答 (ケース 4: 故障B)

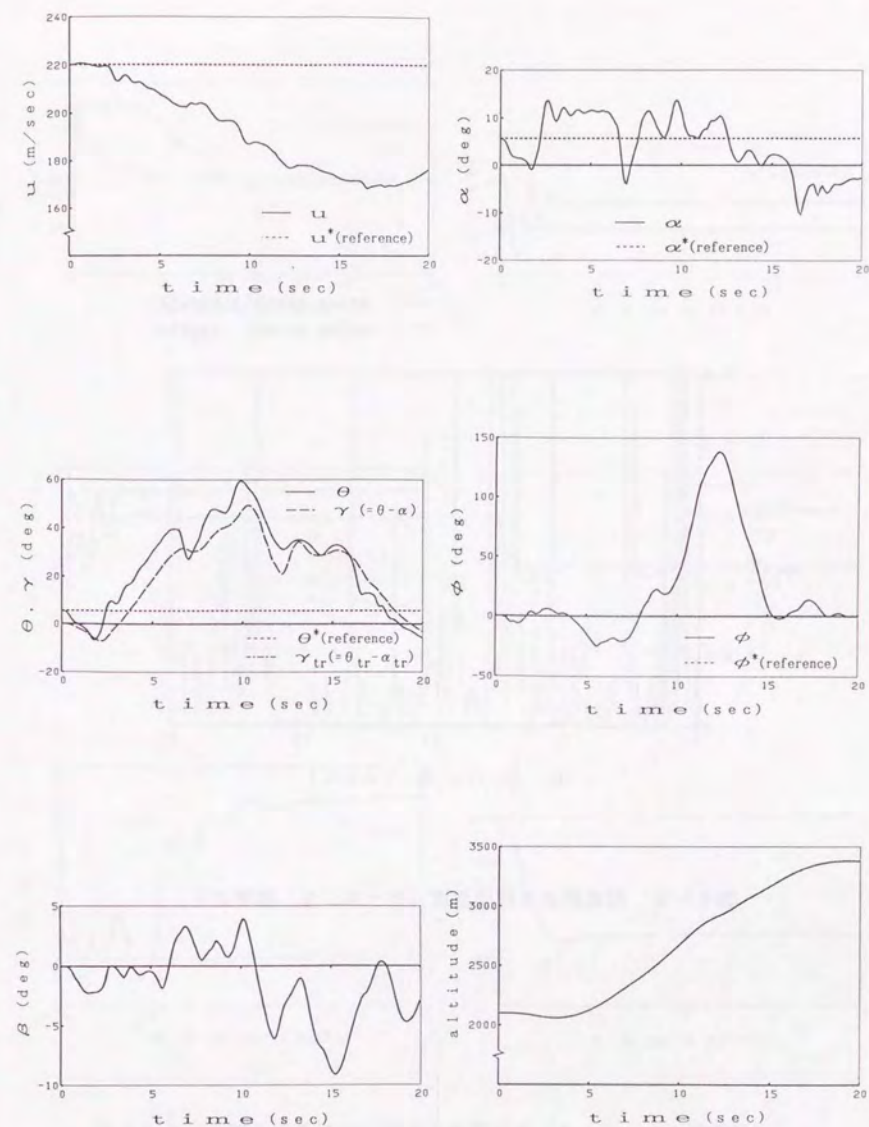


図4-7 一般入力を用いなかった場合の時間応答 (ケース 4: 故障B)

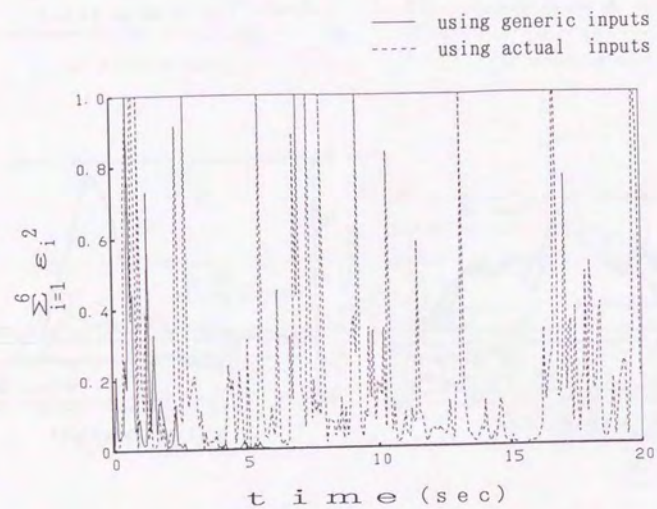


図4-8 同定誤差の時間履歴 (ケース 4: 故障B)

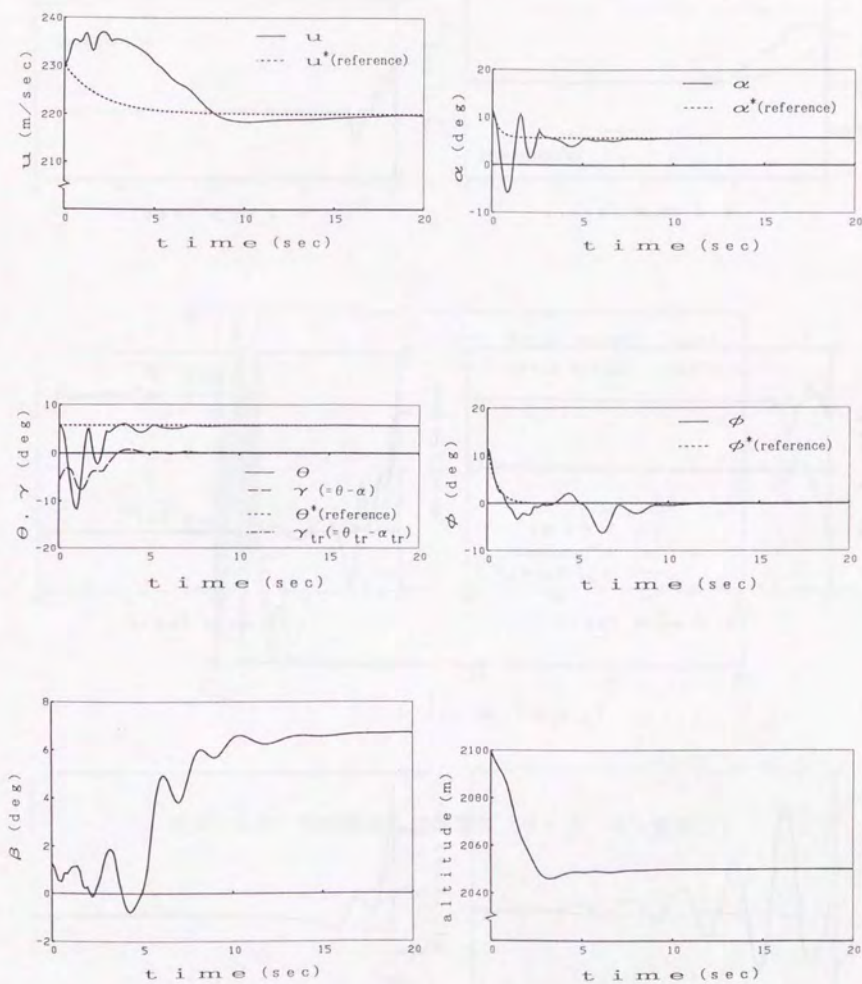


図4-9 一般入力を用いた場合の時間応答 (ケース 4: 故障C)

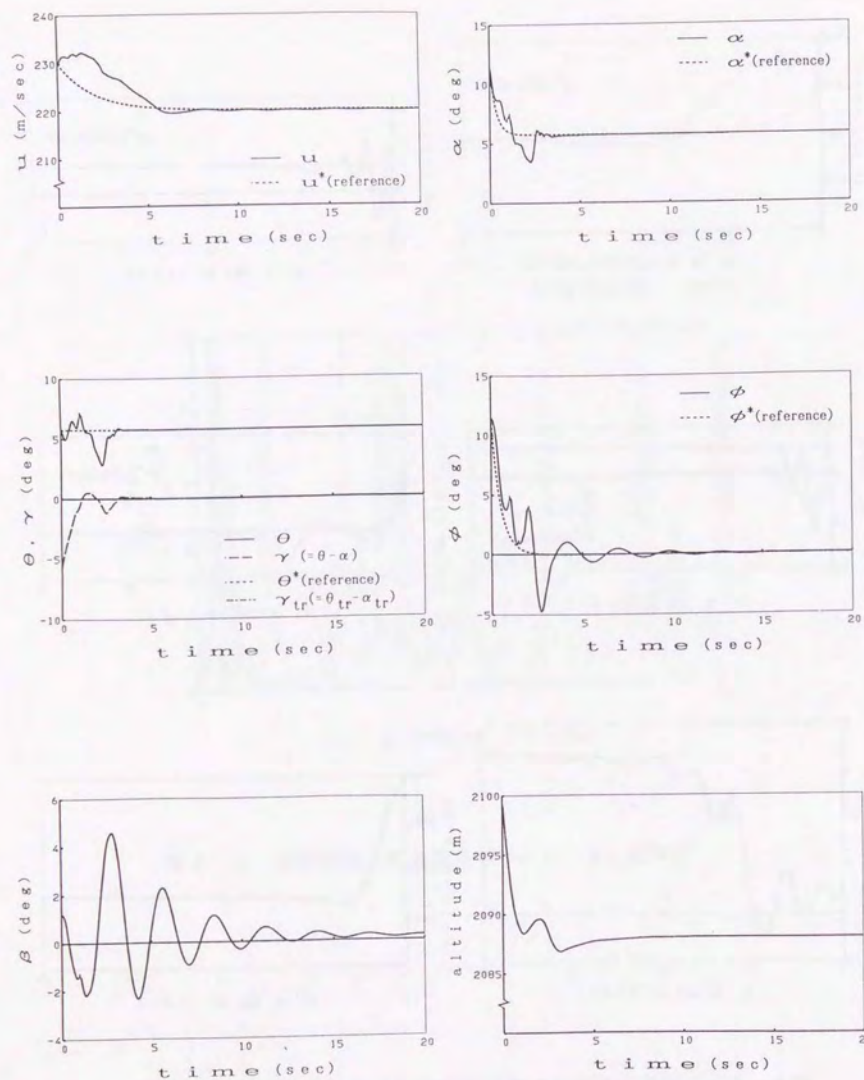


図4-10 一般入力を用いなかった場合の時間応答 (ケース 4: 故障C)

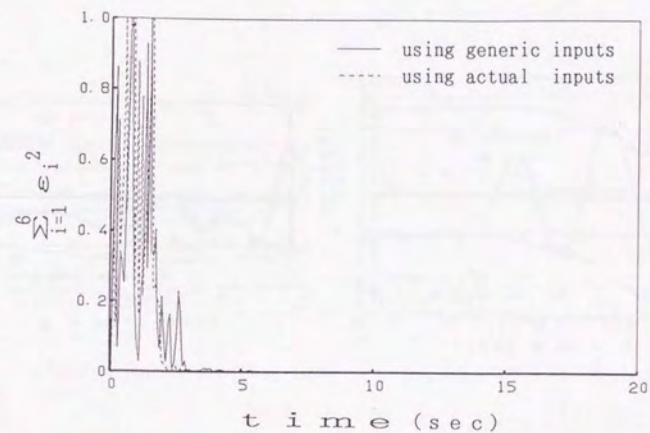


図4-11 同定誤差の時間履歴 (ケース 4: 故障C)

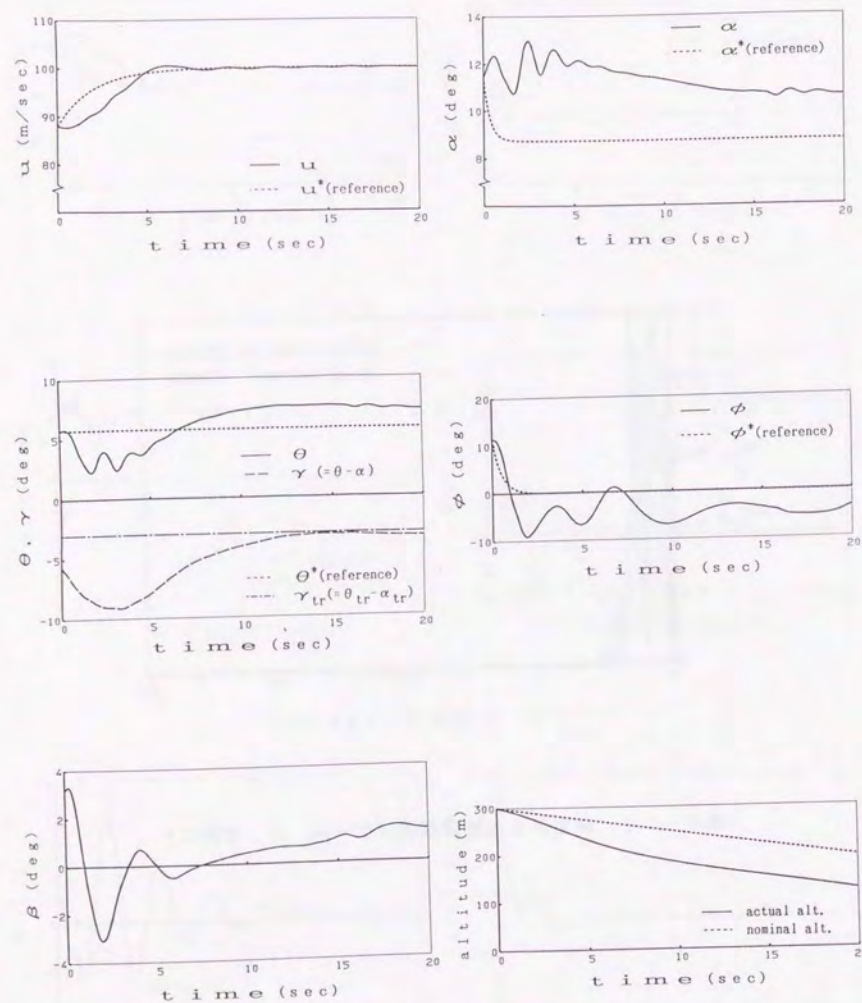


図4-12 バックサイド飛行時に推力制御を行った場合の時間応答
(ケース 5:故障D)

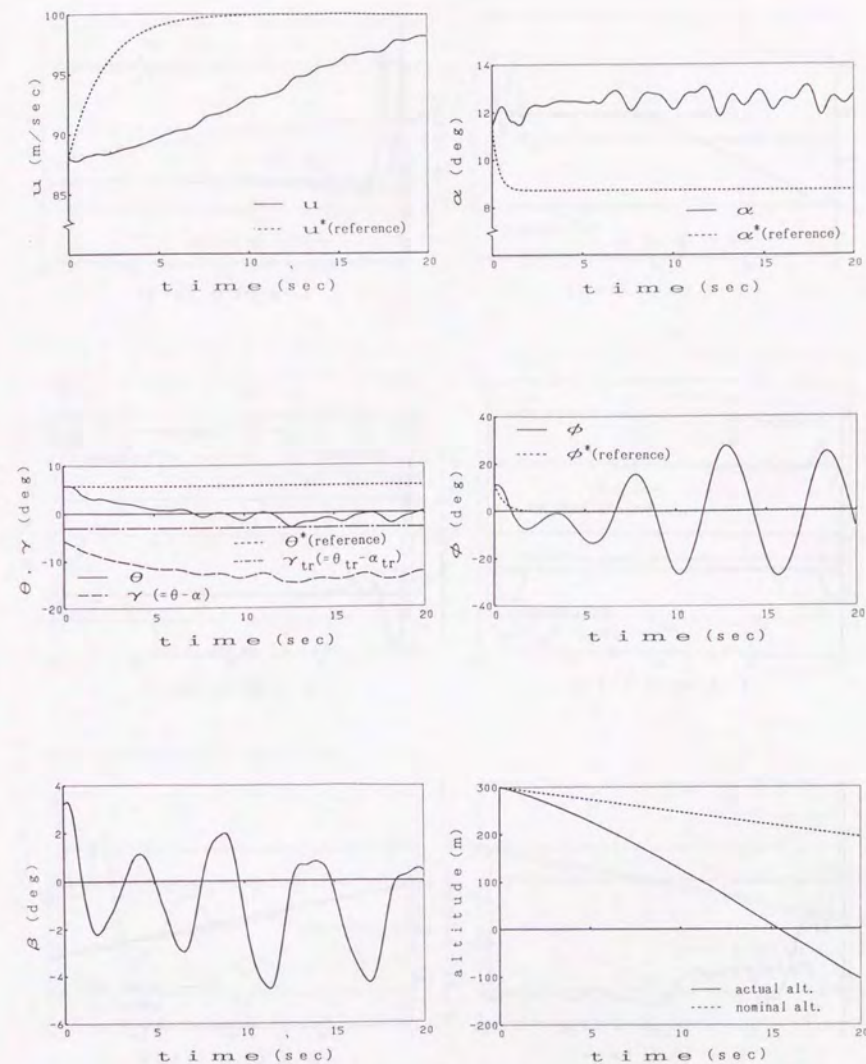


図4-13 バックサイド飛行時に推力制御を行わなかった場合の時間応答
(ケース 5:故障D)

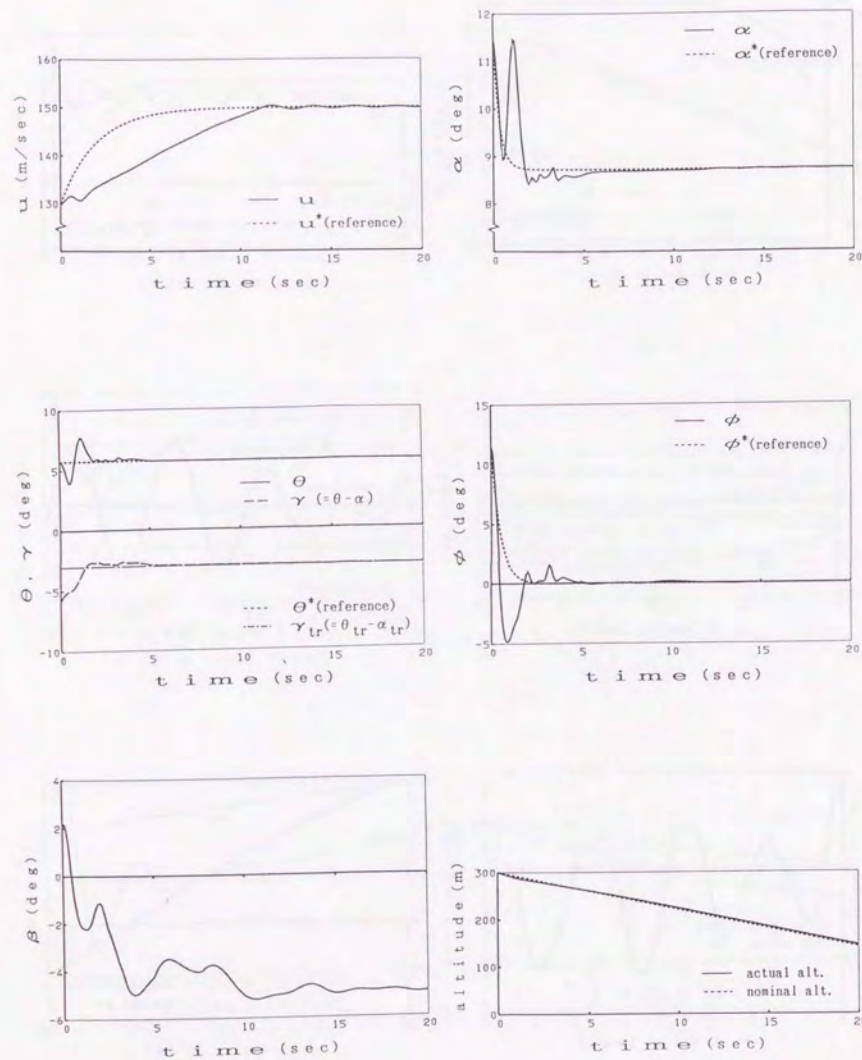


図4-14 フロントサイド飛行時に推力制御を行った場合の時間応答
(ケース 5 : 故障D)

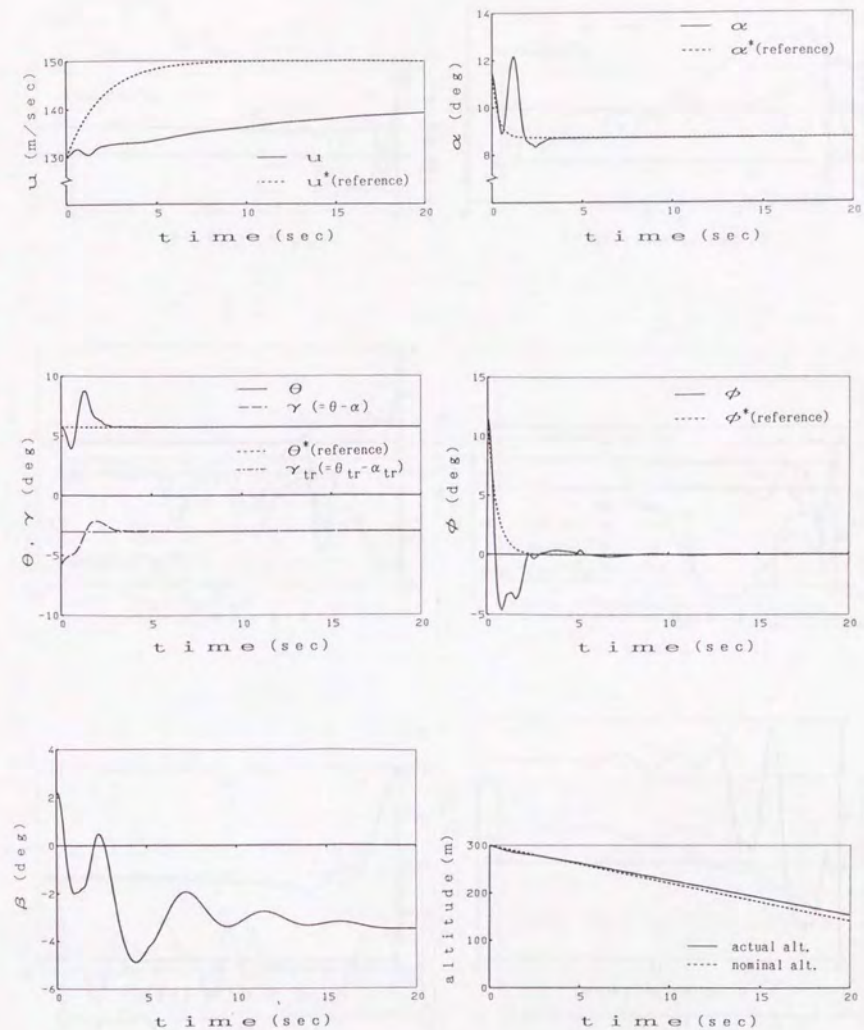


図4-15 フロントサイド飛行時に推力制御を行わなかった場合の時間応答
(ケース 5 : 故障D)

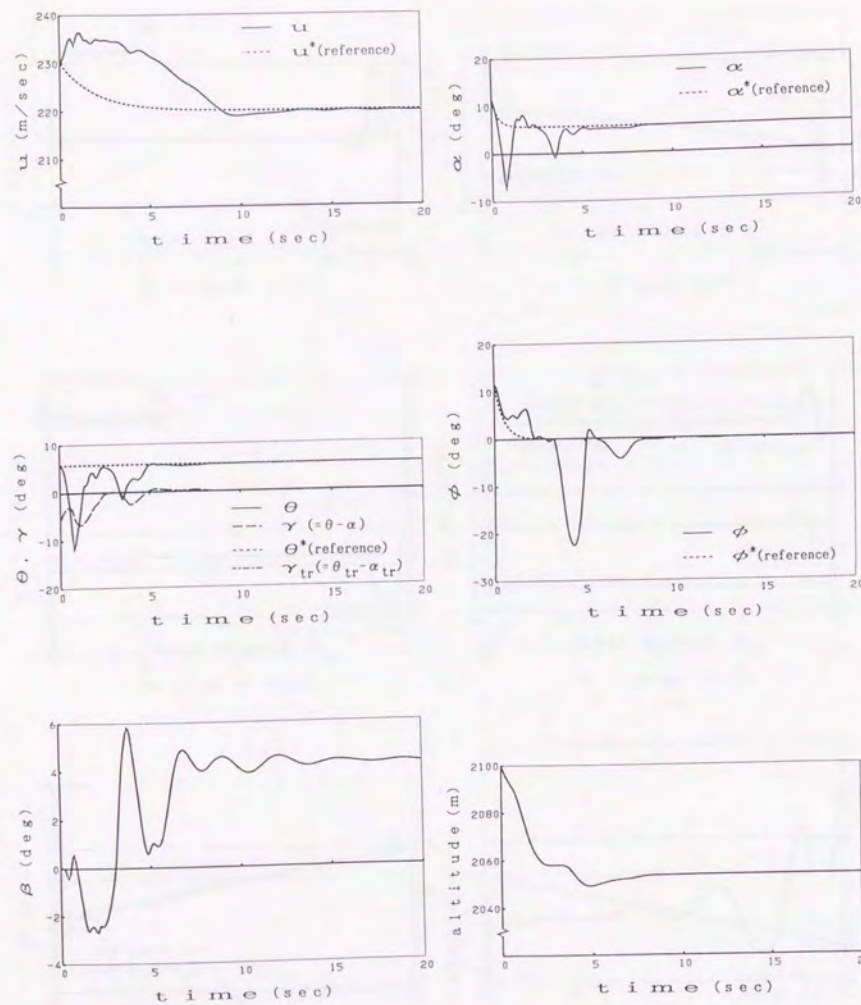


図4-16 線形のRFCSを用いた場合の時間応答
(ケース 6:故障C, 初期状態I.C.5)

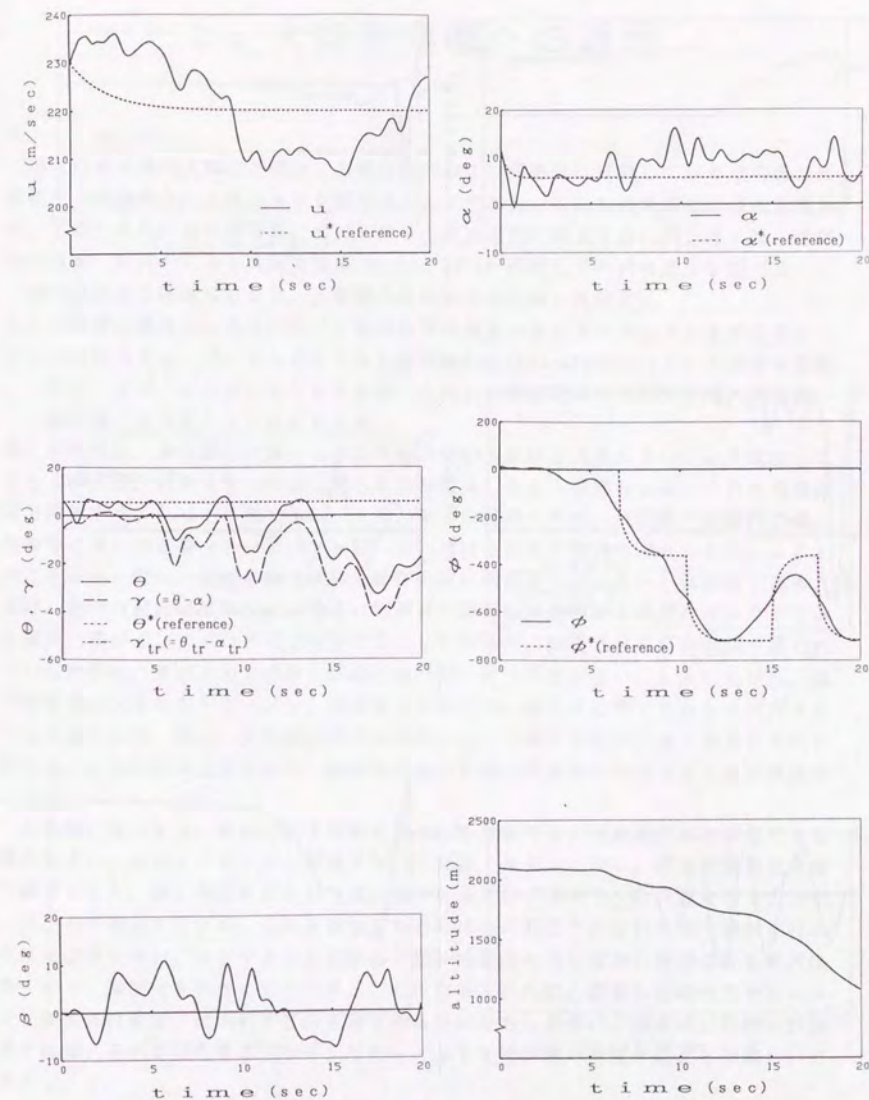


図4-17 線形のRFCSを用いた場合の時間応答
(ケース 6:故障C, 初期状態I.C.6)

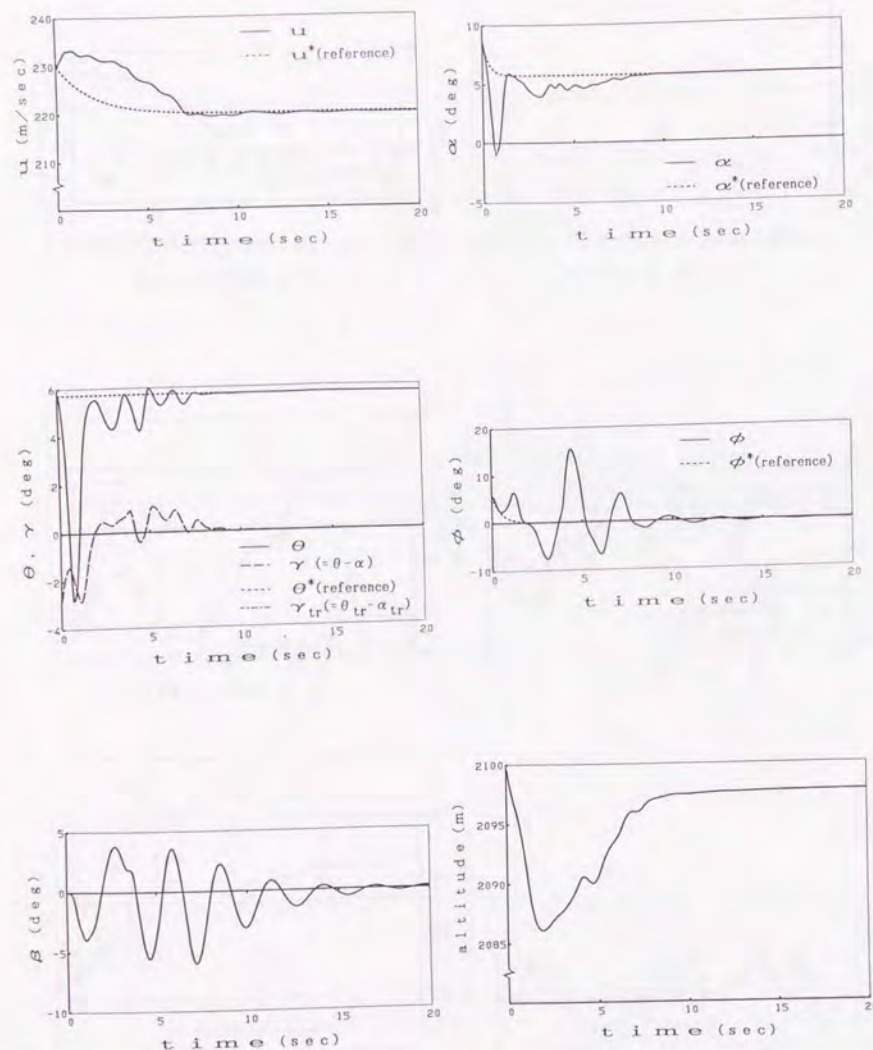


図4-18 非線形のR F C Sを用いた場合の時間応答
(ケース 6:故障C, 初期状態I.C.6)

5. 大型旅客機への適用

5.1 はじめに

現代の旅客機は大型化が進み、主要な国内および国際線に就航している旅客機は乗客数が200以上の大型ジェット機がほとんどである。これらの大型機の事故を減らすことができれば航空機事故における死者の数は大幅に減少する。第5章では、本論文で提案したR F C Sを大型旅客機(Boeing 747)に適用してその有効性を調べる。

飛行制御の立場からみると、大型機は次の点で小型機と異なる。

- 1) 大型機は機体の大きさに比べて制御舵面の発生できる力やモーメントが小さい。
- 2) 大きな力やモーメントを発生できる制御器(control effector)として水平安定板やフラップ、エンジンなどがあるが、それらの時定数は他の制御舵面(昇降舵、補助翼、方向舵)よりかなり大きい。

第1の特徴は、大型機の故障からの回復能力が小型機ほど大きくないことを意味している。例えば、前章で扱った右主翼の半分が破損したような場合には、これを制御舵面で補償することは不可能である。一方、第2の特徴のために大型機では動作の遅い制御器と速い制御器をサーボコントローラにおける同等な制御入力として用いることができない。特に、過渡状態の制御で動作の遅い制御器を用いることは危険である。実際、動作の遅い制御器によって速い制御器と同等の制御性能を発揮させようとすると通常、高ゲインフィードバックを行うことになるが、動作速度や可動範囲が限られているために、制御入力ではなく外乱になってしまうことが多い。しかしながら、遅い制御器は大きな力やモーメントを発生できるので、何らかの形でそれらを利用することが望まれる。特に、大型機の場合は故障によって擾乱運動が大きくなるとそれを抑えることができなくなるので、故障発生後の初期の段階から対処することが重要である。

大型機においても、舵面の効きが変わるような故障であれば舵面のみで補償できる場合が多い。少なくともトリム状態を保つことはできる。しかし、舵面が異常な角度で固着すると、単に制御舵面として使えなくなるだけでなくトリム状態を壊す力やモーメントが発生するため、これを抑えるためには他の舵でそれを打ち消す操舵を行わなければならない。そうするとその舵面を機体操縦のために自由に使用できる範囲は狭くなり、操縦性を大きく劣化させることになる。さらに、固着した舵の力やモーメントが大きければ、他の舵でこれを抑えきれないかもしれない。例えば、昇降舵が固着すれば、それが発生するピッチングモーメントを補助翼で補償することは難しいであろう。

以上のようなことを考慮して、本章では特に舵面が固着した場合に、それに対処する方法を示す。舵の固着はアクチュエータ系の異常やヒンジ部への着氷等によって発生することがある。例えば、1977年4月のデルタ航空L-1011のインシデントでは離陸直後に左昇降舵が19度機首上げの位置で固着した。故障状態の表示はなかったが、パイロットの的確な処置により航空機は無事着陸できている。パイロットは補助翼と

左右エンジン推力差で横・方向のトリムをとり、第2エンジンの推力で機首下げのモーメントを発生させた。また、1977年5月、アメリカン航空のDC-10が離陸直後に墜落した。同機は引き起こし速度に達したときNo.1エンジンが脱落し、同時にスラットが引っ込んでしまった。スラットのリトラクトは固着ではないがそれと似たような状況を引き起こす。パイロットは異常に気づかず、適切な回復操作をとることができなかった。あるいは、1967年3月のウェストコースト航空フルタイムF-27の事故では、翼面上のシャーベット状の雪が舵のヒンジ部に入り氷結した。その結果、舵が固着して制御不能に陥り墜落した。このような事態に対処するために、以下では、水平安定板とエンジン推力を用いて、舵面の固着によって生じる外乱を打ち消す方法を示す。そして、計算機シミュレーションにより舵面が固着したBoeing 747型機にその方法を適用する。二通りの状況に対して行った計算結果を示す。一つは高高度で巡航中に昇降舵あるいは方向舵が固着した場合である。そこでは本方法の有効性と限界が示されるであろう。もう一つは、着陸アプローチを行っているBoeing 747型機において第4エンジンが脱落、第3エンジンが停止し、さらに補助翼がある舵角で固着した場合のシミュレーションである。これは1992年10月4日、E1 A1航空の747-200Fがアムステルダムスキポール空港近くで墜落した事故と似た状況を想定したものである。このシミュレーションでは、本章で提案するR F C Sを用いていれば墜落は避けられたかもしれないことが示されるであろう。

5.2 航空機モデルの記述

航空機の運動方程式は基本的には第3章、第4章で用いたものと同じである。ただし、データ入手の都合上、線形運動方程式から無次元パラメータを決定している。また、エンジンが4発であるので横・方向の運動方程式にも推力の項が入る。具体的には、次のようになる。

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v r - w q \\ w p - u r \\ u q - v p \end{pmatrix} + \frac{P_{dy1}}{M_a} \begin{pmatrix} C_{X1} \\ C_{Y1} \\ C_{Z1} \end{pmatrix} + \frac{P_{dy2}}{M_a} \begin{pmatrix} C_{X\delta}^T \\ C_{Y\delta}^T \\ C_{Z\delta}^T \end{pmatrix} \delta + \frac{1}{M_a} \begin{pmatrix} C_{XT_h} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} T_h + \frac{P_{dy2}}{M_a} \begin{pmatrix} C_{X0} \\ C_{Y0} \\ C_{Z0} \end{pmatrix} \quad (5.2-1)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = E_2 \begin{pmatrix} p q \\ q r \\ r p \end{pmatrix} + E_3 \begin{pmatrix} p^2 \\ q^2 \\ r^2 \end{pmatrix} + P_{dy1} \begin{pmatrix} b C_{11} \\ c C_{m1} \\ b C_{n1} \end{pmatrix} \quad (5.2-2)$$

$$E_1 \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = E_2 \begin{pmatrix} p q \\ q r \\ r p \end{pmatrix} + E_3 \begin{pmatrix} p^2 \\ q^2 \\ r^2 \end{pmatrix} + P_{dy1} \begin{pmatrix} b C_{11} \\ c C_{m1} \\ b C_{n1} \end{pmatrix} \quad (5.2-3)$$

$$+ P_{dy2} \begin{pmatrix} b C_{1\delta}^T \\ c C_{m\delta}^T \\ b C_{n\delta}^T \end{pmatrix} \delta + \begin{pmatrix} 0 \\ C_{mT_h}^T \\ C_{nT_h}^T \end{pmatrix} \Delta T_h - \begin{pmatrix} \Delta L \\ \Delta M \\ \Delta N \end{pmatrix} \quad (5.2-4)$$

以上の運動方程式と次の力学的関係により航空機の剛体運動が表される。

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (5.2-7)$$

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (5.2-8)$$

ここで、 $\beta (= \sin^{-1}(v/V))$ は横滑り角、 $V (= (u^2 + v^2 + w^2)^{1/2})$ は対気速度である。

アクチュエータおよびエンジン動特性は一次遅れ系で近似できるとする。このとき、状態方程式は(4.2-1)から(4.2-4)式と同様に書ける。それらの式で、Xは同じであるがUは次のように変わる。

$$U = [\delta_{fst}^T, \delta_{slw}^T, T_h^T]^T$$

ここで、

$$\begin{aligned} \delta_{fst} &= [\delta_{eil}, \delta_{eir}, \delta_{eol}, \delta_{eor}, \delta_{ail}, \delta_{air}, \delta_{aol}, \delta_{aor}, \delta_{rup}, \delta_{riw}]^T \\ \delta_{slw} &= [\delta_{sil}, \delta_{sir}]^T \\ T_h &= [T_{h1}, T_{h2}, T_{h3}, T_{h4}]^T \end{aligned}$$

であり、 δ_{fst} 、 δ_{slw} はそれぞれ動作の速い舵面、遅い舵面である。それらの要素の添え字は次のことを意味する。e:昇降舵、a:補助翼、r:方向舵、st:水平安定板、i:内側、o:外側、L:左側、R:右側、up:上側、lw:下側。例えば、 δ_{eil} は左内側の昇降舵の舵角である。また、 $T_{hi} (i=1, \dots, 4)$ は第iエンジンの出力である。制御舵面の配置については図5-1を参照されたい。

P_{dy} 等は以下のように定義される。

$$\begin{aligned} P_{dy1} &= \rho V S / 2, \quad P_{dy2} = \rho V^2 S / 2 \\ C_{x1} &= C_{xu} \Delta u + C_{xw} \Delta w \\ C_{y1} &= C_{yv} \Delta v \\ C_{z1} &= C_{zu} \Delta u + C_{zw} \Delta w + (c/2) C_{zq} q \\ C_{11} &= C_{1v} \Delta v + (b/2) (C_{1r} r + C_{1p} p) \\ C_{m1} &= C_{mu} \Delta u + C_{mw} \Delta w + (c/2u) C_{mw} \dot{w} + (c/2) C_{wq} q \\ C_{n1} &= C_{nv} \Delta v + (b/2) (C_{nr} r + C_{np} p) \\ \Delta u &= u - u_{tr}, \quad \Delta v = v - v_{tr}, \quad \Delta w = w - w_{tr} \\ \Delta \delta &= \delta - \delta_{tr}, \quad \Delta T_h = T_h - T_{htr} \\ \delta &= [\delta_{fst}^T, \delta_{slw}^T]^T \end{aligned}$$

添え字'tr'はトリム値であることを示す。 C_{xu} 、 C_{wo} 等は無次元微係数(定数)である。 C_{x0} 、 C_{y0} 、 C_{z0} 、 C_{m0} はトリム点における無次元空気力、モーメントである。これらの微係数は文献2-4の有次元微係数から求めたものである。詳しくは付録A 5.1を参

照されたい。

5.3 遅い制御器によるフィードフォワード制御

(4.2-1)および(4.2-3)式を(3.2-1)式のように書いたとき、入力に関する項は次のように書ける。

$$B(X)U = B_{fnt}(X)\delta_{fnt} + B_{siw}(X)\delta_{siw} + B_{th}T_h \quad (5.3-1)$$

ここで、 $B_{fnt}(X) \in R^{8 \times 10}$ 、 $B_{siw}(X) \in R^{8 \times 2}$ は X の関数を要素とする行列であり、 $B_{th} \in R^{8 \times 4}$ は定数行列である。固着した舵面の舵角を δ_f 、そのノミナルの係数行列を B_f 、固着した舵面のノミナルのトリム位置からの変位を $\Delta\delta_f$ とする。 B_f および $\Delta\delta_f$ は既知であるとする。このとき、水平安定板あるいはエンジンを用いて、固着した舵面によって引き起こされる外乱に対抗するためには、次式が満たされなければならない。

$$B_f\Delta\delta_f + [B_{siw}(X), B_{th}][\Delta\delta_{siw}^T, \Delta T_h^T]^T = 0 \quad (5.3-2)$$

ここで、 $\Delta\delta_{siw}$ および ΔT_h はそれぞれ水平安定板舵角およびエンジン出力のノミナルのトリム値からの修正量である。(5.3-2)式を $[\Delta\delta_{siw}^T, \Delta T_h^T]^T$ について解くと、

$$[\Delta\delta_{siw}^T, \Delta T_h^T]^T = -[B_{siw}(X), B_{th}]^+ B_f \Delta\delta_f \quad (5.3-3)$$

となる。ここで、 $^+$ は擬似逆行列(pseudo inverse matrix)を表す。

水平安定板舵角およびエンジン出力を(5.3-3)式に従って修正すれば、固着した舵面による外乱を打ち消すことができる。しかし、左右のエンジンの推力差の使用は方向舵が固着した場合のヨーイング運動の制御に限る。また、推力差の大きさは最大推力の一定の割合に抑える。これは次の理由による。

- 1) エンジンは X 軸方向の力と Z 軸回りのモーメント以外には航空機運動に対し大きな影響をもたない。
- 2) 速度が大きい場合あるいは固着した方向舵の角度が大きい場合は、故障によって引き起こされたヨーイングモーメントを打ち消すには非常に大きな推力差を必要とする。推力は速度制御にも用いられているので、過大な推力差を発生させることは、速度制御に悪影響を及ぼす。

(5.3-3)式は次のように書き換えられる。

$$B_f(X)\Delta\delta_f + B_{siw}(X)\Delta\delta_{siw} = 0 \quad (5.3-4)$$

$$B_{fr}(X)\Delta\delta_{fr} + B_{thr}\Delta T_h = 0 \quad (5.3-5)$$

ここで、 $B_{fr}(X) \in R^{1 \times 2}$ および $B_{thr} \in R^{1 \times 4}$ はヨーイング運動に対する制御係数である。 δ_{fr} は固着した方向舵の角度である。まず、(5.3-4)式から $\Delta\delta_{siw}$ が次のように決定される。

$$\Delta\delta_{siw} = -B_{siw}(X)^+ B_f(X)\Delta\delta_f \quad (5.3-6)$$

次に、 $\Delta T_{h1} = \Delta T_{h2} = -\Delta T_{h3} = -\Delta T_{h4}$ とすると(5.3-5)式は ΔT_{h1} について解ける。即ち、

$$\Delta T_{h1} = -(1/2)B_{fr}(X)\Delta\delta_{fr}/(B_{thr}(1,1) + B_{thr}(1,2)) \quad (5.3-7)$$

となる。 ΔT_h は T_h^* に、そして $\Delta\delta_{siw}$ は δ_{siwtr} に加えられる。ここで、 T_h^* はエンジンに対するサーボコントローラ目標値であり、 $T_h^* + \Delta T_h$ が新しい目標値になる。一方、 δ_{siwtr} は遅い舵面(水平安定板)のノミナルのトリム角であり、 $\delta_{siwtr} + \Delta\delta_{siw}$ が新しい舵角 δ_{siw} となる。ここで提案するR F C Sのブロック線図を図5-2に示す。

この制御則に関して次の2点に注意されたい。

第1の点は、(5.3-6)式および(5.3-7)式においてノミナルのパラメータが使われていることである。これらの制御器は動作が遅いので、故障検出後直ちにステップ状に操舵指令あるいはスロットル入力の指令を出さなければならない。そのためには、パラメータ同定が完了するのを待たないで、ノミナルのパラメータを用いて制御入力を決める必要がある。ノミナルのパラメータを用いる別の理由として、推定されたパラメータは一般に真のパラメータではないことがある。本論文で提案したR F C Sの一つの特徴は同定誤差が収束すれば出力誤差も収束することであった。しかし、同定誤差が収束することは必ずしもパラメータが真値に収束することを意味しない。これに加えて、状態方程式を用いて計算されたトリム点はパラメータの値に非常に敏感なので、推定されたパラメータを用いてトリム点における舵角を求めると不適切な値になる可能性が大きい。実際、シミュレーションでパラメータの推定値を用いてトリム点を求めると物理的に不自然な値になるケースが多かった。

第2の点は、方向舵が固着した場合に水平安定板と推力を独立に決定していることである。独立に決定された入力を同時に用いるとヨーイング運動において互いに外乱となるのではないと思われるかもしれない。しかし、水平安定板はほとんどヨーイングモーメントを出すことができないので、推力によるヨーイング制御には影響しない。逆に、Boeing 747型機では推力はピッチングあるいはローリングモーメントをわずかしき出すことができないので、水平安定板による制御にほとんど影響しない。従って、(5.3-6)式および(5.3-7)式によって入力を与えることには問題はない。

5.4 シミュレーション

R F C Sの性能を計算機シミュレーションにより調べる。制御対象の航空機はBoeing 747型機であり、状態方程式は5.2節で与えられている。

5.4.1 出力と一般入力の定義

制御目的は航空機を望まれるトリム状態で整定させることである。制御されるべき出力を $Y = [u, \alpha, \theta, v, \phi]^T$ と選び、目標出力を $Y^* = [u^*, \alpha^*, \theta^*, v^*, \phi^*]^T$ と置く。目標出力を次の時間関数で与える。

$$Y^*(t) = Y^*(\infty) + \text{diag}(\exp(-.5t), \exp(-t), \exp(-.5t), \exp(-.5t), \exp(-.5t)) \times (Y(0) - Y^*(\infty))$$

ここで、 $Y^*(\infty)$ は望まれるトリム点における出力ベクトルである。 $Y^*(t)$ は初期値 $Y(0)$ から定常値 $Y^*(\infty)$ へ漸近収束するように決められている。

一般入力を次のように定義する。

$$\delta_G = [\delta_{fst}, \delta_{slw}, T_{hg}]^T \quad (5.4-1)$$

ここで、 $\delta_{fst} = [\delta_{h1}, \delta_{h2}, \delta_a, \delta_r]^T$, $\delta_{slw} = [\delta_{stcl}, \delta_{stdr}]^T$, $T_{hg} = [T_{hcl}, T_{hdr}]^T$ である。 δ_{fst} , δ_{slw} , T_{hg} はそれぞれ δ_{fst} , δ_{slw} , T_h に対する一般入力である。それらは次のように入力分配行列により実際の入力と関係づけられる。

$$\delta_{fst} = P_{fst} \delta_{fst} \quad (5.4-2)$$

$$\delta_{slw} = P_{slw} \delta_{slw} \quad (5.4-3)$$

$$T_h = P_{th} T_{hg} \quad (5.4-4)$$

ここで、入力分配行列を次のように与える。

$$P_{fst} = \begin{pmatrix} .5236 & .2618 & .2618 & .0 \\ .5236 & .2618 & -.2618 & .0 \\ .5236 & .5236 & .5236 & .0 \\ .5236 & .5236 & -.5236 & .0 \\ .2618 & .5236 & .5236 & .0 \\ .2618 & .5236 & -.5236 & .0 \\ .2618 & .2618 & .2618 & .0 \\ .2618 & .2618 & -.2618 & .0 \\ .0 & .0 & .0 & .5236 \\ .0 & .0 & .0 & .5236 \end{pmatrix} \quad P_{slw} = \begin{pmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \end{pmatrix}$$

$$P_{th} = \begin{pmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \\ 1 & -1 \\ 1 & -1 \end{pmatrix}$$

入力分配行列の与え方から分かるように、 δ_{h1} と δ_{h2} はピッチング運動、 δ_a はローリング運動、 δ_r はヨーイング運動を制御する入力に対応する。同様に、 δ_{stcl} はピッチング運動、 δ_{stdr} はローリング運動を制御する入力に対応する。推力については、 T_{hcl} が速度の制御入力、 T_{hdr} が左右エンジンの推力差によるヨーイング運動の制御入力になる。 δ_{fst} と T_{hg} はそれぞれ(4.3-10)式および(4.3-11)式により与えられる。そして、それらに対する指令入力は(4.4-10)式および(4.4-13)式により与えられる。また、 $T_{hdr} (= \Delta T_{h1})$ は(5.3-7)式から決定される。

5.4.2 シミュレーション#1 (高高度、水平飛行の場合)

飛行条件は高度6080(m)、飛行速度は205(m/sec)(Mach.65)である(文献2-4のF/C#6)。ノミナルのトリム点では、 $\alpha=2.5(\text{deg})$, $\theta=2.5(\text{deg})$, $T_h=1.56 \times 10^5(\text{N})$, $\delta_{stl}=\delta_{sth}=.5(\text{deg})$ である。他の舵面の舵角は0(deg)とする。トリム点における推力および無次元係数の推算は付録A 5.2を参照されたい。さらに、以下の条件を与える。

時定数 動作の速い舵面: .1(sec)
水平安定板 : 2(sec)
エンジン : 5(sec)

入力制限 動作の速い舵面: $\pm 30(\text{deg})$
水平安定板 : $\pm 20(\text{deg})$
エンジン : $0 \leq T_{h1} \leq 7.1 \times 10^4(\text{N})$ (各エンジン)
 $-2 \times 10^4 \leq \Delta T_{h1} \leq 2 \times 10^4(\text{N})$ (左右エンジンの推力差)

サンプリング周期

アクチュエータ入力: .02(sec)
エンジン入力 : 1(sec)
パラメータ同定 : .05(sec)
制御パラメータ更新: .05(sec)

初期条件: $X(0)=[210, .1, 0, .1, 1, 0, 0, .1]^T$ ($w(0)$ の代わりに $\alpha(0)$ を示している)

故障としては次の4つの場合を考える。

故障A : 右内側の昇降舵と左右の外側の昇降舵が.3(rad)で固着する。
故障A' : 故障Aに加えて、左の水平安定板の効きが60%になる。
故障B : 上側の方向舵が-.2(rad)で固着し、下側の方向舵の効きが50%になる。
故障B' : 故障Bにおいて、下側の方向舵の効きが0%になる。

表5-1にまとめられた7つのケースのシミュレーション結果を示す。

シミュレーション結果

ケース1 (水平安定板を用いなかった場合: 故障A)

このケースでは、飛行制御系は速い舵面のみを用いて再構成されている。遅い舵面である水平安定板はノミナルのトリム値の舵角をとっている。図5-3に結果が示されている。航空機はロール角が180度にも達し、60度から70度のピッチ角で急降下している。そして、制御不能に陥り故障発生後約40秒で墜落している。ロール角の図で出力の目標値が23秒で突然変化しているが、これは $|\phi(t) - \phi^*(\infty)| < 180(\text{deg})$ となるように $\phi^*(\infty)$ を修正しているからである。

ケース2 (水平安定板を用いた場合: 故障A)

これに対し、図5-4a及びbの結果は本章で提案した方法で水平安定板を駆動した場合のものである。左右の水平安定板はそれぞれ-4.24(deg), -4.35(deg)だけノミナルの舵角から動かされている。このように水平安定板の角度を修正することにより約30秒で水平定常飛行が回復できていることが分かる。図5-4bの推力応答では実線と点線が重なっている。これはケース2では左右のエンジンの推力差を利用していないので4基のエンジンが同じ推力を発生しているからである。図5-5b, 図5

ー6 bも同様である。

ケース3 (水平安定板を用いた場合: 故障A')

(5.3-6)式および(5.3-7)式の制御則ではノミナルのパラメータを用いている。それらが故障により変化した場合に、制御性能にどのような影響を与えるかを調べるためにこのケースのシミュレーションを行った。図5-5 a, bにその結果が示されている。出力の応答はケース2に比べて多少悪くなっているものの、約60秒で水平定常飛行に戻っている。水平安定板はケース2と同じ角度をとっているが、水平安定板の効きが60%になっているので、正確にはその舵角では昇降舵の固着による外乱を打ち消すことはできない。それにもかかわらず、良好に制御できているのは、不正確なパラメータを用いたことによる影響が速い舵面に対する制御則のパラメータ調整により補償されているためと考えられる。

ケース4及びケース5 (水平安定板/エンジン推力差を用いた場合: 故障B)

ケース4では方向舵の固着に対抗するために水平安定板のみが用いられているが、ケース5では水平安定板と左右エンジンの推力差の両方が用いられている。図5-6 a, bおよび図5-7 a, bの結果から分かるように、どちらの場合でも水平飛行が回復されている。しかし、ケース4の出力の収束速度はケース5よりも遅い。さらに、ケース4では横滑り角が0度に収束していないが、ケース5では0度に収束している。そして、ケース5の制御舵面の舵角はケース4よりも定常状態で小さい。このことはケース5の方が故障補償後により多くの制御パワー、従って、より高い操縦性が残されていることを意味する。故障Bでは固着した舵角が大きいので、(5.3-7)式で要求される推力差が制限値 -2×10^4 (N)をこえる。しかしながら、ケース4, 5の結果は、エンジン推力差で方向舵の固着によって発生するヨーイングモーメントの一部を打ち消すことにより、故障補償における他の舵面の負担が軽くなることを示している。

ケース6 (方向舵が全く効かない場合: 故障B')

上の2ケース(故障B)で水平飛行が回復できているのは、下側の方向舵が50%の効きしかないけれども利用可能であることによる。これに対し、故障B'では下側方向舵の効きが0%である。つまり、全く利用できない。従って、エンジン推力差以外には故障によって引き起こされるヨーイングモーメントを打ち消す方法はない。しかも、推力差はモーメントの一部を打ち消すのみである。因に、上側方向舵 -2 (rad)の固着によるヨーイングモーメントを完全に打ち消すために必要な推力変化 ΔT_{H1} は 7.757×10^4 (N)である。各エンジンの推力の上限は 7.1×10^4 (N)であるからこの推力変化を与えることは不可能である。実際、図5-8は航空機が制御不能に陥り、故障発生後約4.7秒で墜落することを示している。このように(5.3-6)および(5.3-7)式で与えられる制御則では航空機の安全は回復できない。

ケース7 (水平安定板の発見的操舵による補償: 故障B')

故障B'を補償する方法がないわけではない。ケース7ではそれを示す。航空機の動特性を考えると、まず、固着した方向舵は正のヨーイングモーメントと負のローリングモーメントを発生する。しかし、ヨーイングモーメントによって引き起こされた

ヨーイング運動は大きな正のローリング運動を発生させる。これは正のヨーイングによって生じた左右の主翼の揚力差による。その結果、航空機は大きく右にロールすることになる。ところで、(5.3-6)式の制御則は主に方向舵の固着によって生じる負のローリングモーメントを打ち消すように水平安定板の舵角を与える。これは水平安定板が大きなヨーイングモーメントを発生することができないからである。しかし、実際にはヨーイングによって引き起こされるロール運動が航空機を不安定化する。従って、そのローリングを止めるように水平安定板舵角を与えれば、航空機運動が発散するのを抑えられる可能性がある。ここでは、左右の水平安定板をそれぞれ -11.46 (deg)及び 11.46 (deg)だけ駆動する。この舵角は適当に与えたものである。図5-9 a, bから分かるように、航空機運動は安定していないが水平飛行を維持しており、ケース6のように墜落することはない。

ケース8 (トリム点の修正による応答の改善: 故障B')

ケース7では横滑り角は約 -3 度に収束し0には収束しない。また、ロール角も収束していない。これは与えられたトリム点で航空機を整定させることが故障のために難しくなっているからであると考えられる。本来、トリム点は生じた故障に応じて変えられるのが望ましい。そこで、ケース8では横滑り角とロール角の定常状態における目標値を次の点を考慮して適当な値に変えてみる。舵面を使わないで固着した方向舵が発生する力を打ち消すには垂直尾翼が発生する揚力を利用することが考えられる。しかし、垂直尾翼は角度を変えることができないので、垂直尾翼で揚力を発生するには機体の姿勢を変えるしかない。上側方向舵は負の舵角をとっているため、垂直尾翼で右向き力を発生すればよい。そのためには、 $\beta < 0$ 、 $\phi < 0$ の姿勢をとればよいことが予想できる。ここでは、 $\beta^*(t) = -0.06$ と $\phi^*(\infty) = -0.2$ (rad)とする。このようにトリム点を修正することにより、図5-10 a, bに示されているように、ノミナルのトリム点の場合に比べて出力の過渡応答は良好であり、全て目標値に収束する。

5.4.3 シミュレーション#2 (着陸アプローチの場合)

E1 A1航空Boeing 747-200Fの事故の概要は次の通りである。まず、離陸してから7分後に第3エンジンの火災、続いて第4エンジンの異常が発生している。同機はスキポール空港に戻ろうとしたがそのときの高度が5000ft(1524m)と高かったため、旋回しながら高度を下げた。しかし、その途中でコースを逸れアバートに墜落した。コースを逸れたとき機長はフラップの異常を通報している(図5-11参照、文献5-1)。以下では、この事故と似た状況を想定し提案するR F C Sの有効性を示す。

飛行条件は高度500(m)、飛行速度は85(m/sec)(Mach.25)である(文献2-4のF/C #2)。飛行経路角は -3 (deg)とする。ノミナルのトリム点では、 $\alpha = 5.7$ (deg)、 $\theta = 2.7$ (deg)、 $T_{H1}(\times 4) = 9.86 \times 10^5$ (N)、 $\delta_{s11} = \delta_{s1R} = -2.1$ (deg)である。他の舵面の舵角は0(deg)とする。トリム点における推力および無次元係数の推算是付録A 5.2を参照されたい。

初期条件: $X(0) = [80, .1, 0, .05, 5, 0, 0, .2]^T$ ($w(0)$ の代わりに $\alpha(0)$ を示している)

故障としては次の2つの場合を考える。

故障C：第3エンジン停止，第4エンジン脱落，右側の内側および外側の補助翼が $-3(\text{rad})$ で固着する。

故障C'：第3エンジン停止，第4エンジン脱落。

E1 A1機のフラップの異常は補助翼の固着として模擬されている。第4エンジン脱落による慣性モーメント，慣性乗積等の変化は付録A5，3を参照されたい。表5-2にまとめられた3つのケースについてシミュレーションを行う。

シミュレーション結果

ケース9は故障Cにおいて水平安定板を用いなかった場合である。表5-2の「推力制御」は推力による速度制御のことであり，左右エンジンの推力差による制御のことではない。図5-12から分かるように，水平安定板を用いないとロール角は60度にも達し，速度，ピッチ角，迎角も全く制御できていない。航空機は故障発生後約10秒から急に高度を下げ，約22秒後に墜落している。ケース10は同じ故障で水平安定板を用いた場合である。図5-13a，bに結果が示されている。いずれの出力もほぼ目標値に収束し，航空機は経路角-3度の飛行を回復している。ただし，初期擾乱のため高度は目標高度より75mほど下になっている。ケース11は補助翼の固着がなかった場合である。水平安定板を用いず，推力制御も行っていない。この高度では抵抗最小速度は122(m/sec) ($\approx 36\text{Mach}$)と計算され，初期状態はバックサイド領域にある。しかし，図5-14に示されているように，水平安定板を用いず推力制御も行わないにもかかわらず，航空機は危険な状態に陥ってはいない。このことは，第3エンジンの停止あるいは第4エンジンの脱落は飛行制御にとって重大な障害ではなく，補助翼の固着が大きな事故原因となっていることを意味する。逆に，故障を補助翼の固着のみとした場合には水平安定板による制御を行わなければ墜落することがシミュレーションにより確かめられている。従って，E1 A1機の場合もエンジンの故障ではなくフラップの異常により制御不能になり墜落に至ったのではないかと考えられる。実際，図5-11から分かるように，エンジンのトラブルの後も同機は順調にアプローチを続けている。以上の結果を見ると，事故機でもこのR F C Sのように水平安定板を用いた制御を行っていれば，直線飛行は維持できたかもしれない。

5.5 まとめ

本章では，R F C Sを大型旅客機に適用した。特に，飛行性能に重大な影響を与える舵面の固着に対処する方法を示した。それは，通常の飛行制御には用いられない動作の遅い制御器（水平安定板，エンジン）を有効に用いるものであり，機能的冗長性が生かされた例と言える。遅い制御器へは舵面の固着によって生じた外乱を打ち消すためにステップ状の指令入力を与えられる。故障後直ちに入力するために，その制御則はノミナルのパラメータを用いて決定される。この方法の有効性を調べるために，Boeing 747型機の数学モデルを用いて計算機シミュレーションを行った。その結果，

舵面だけでは補償できない故障も，水平安定板あるいは左右のエンジンの推力差を用いた制御を加えることにより補償できるようになることが示された。

しかし，遅い制御器の操舵に関して次のような問題点も明らかになった。第1の点は，ここで提案した制御則が固着した舵面によって生じる外乱を直接打ち消そうとするため，それが十分にできない場合は故障を補償できないことである。例えば，シミュレーションで示したように，方向舵の固着によるヨーイングモーメントは水平安定板では打ち消せない。そのためヨーイングが引き起こすローリングを止めることができない。この場合には固着した方向舵がつくり出すローリングモーメントを打ち消すのではなく，ヨーイングが引き起こすローリングモーメントを打ち消すように水平安定板を駆動するのが有効であった。本論文では物理的考察から制御入力を決めたが，今後は，舵面の固着が直接発生する力やモーメントを打ち消せない場合にはそれが引き起こす2次的な影響を除くような一般的な制御則の開発が求められる。シミュレーションで得られたもう一つの重要な事実，望ましいトリム点の与え方が故障回復の可能性や応答特性に大きな影響を与えることである。シミュレーションでは故障状況の考察をもとに望ましいトリム点を試行錯誤的に決めたが，それを合理的かつ一般的に決定できる方法が望まれる。

最後に，より現実的な計算例としてスキポール空港の近くで起きた事故と似た状況のシミュレーションを行った。そこでも，本章で提案したR F C Sの有効性が確かめられた。そして，このR F C Sを用いれば，少なくともアパートに激突するような事故は防げたのではないかと考えられる。

表 5-1 各シミュレーション・ケースにおける遅い制御器の入力

ケース	故障	$\Delta \delta_{stL}, \Delta \delta_{stR}(\text{deg})$	$\Delta T_{hi}(\text{N})$	トリム点
1	A	.0, .0	0	ノミナル
2	A	-4.24, -4.35	0	ノミナル
3	A'	-4.24, -4.35	0	ノミナル
4	B	.858, -.858	0	ノミナル
5	B	.858, -.858	-2×10^4	ノミナル
6	B'	.858, -.858	-2×10^4	ノミナル
7	B'	-11.46, 11.46	-2×10^4	ノミナル
8	B'	-11.46, 11.46	-2×10^4	修正

表 5-2 各シミュレーション・ケースにおける遅い制御器の入力

ケース	故障	$\Delta \delta_{stL}, \Delta \delta_{stR}(\text{deg})$	推力制御
9	C	.0, .0	行う
10	C	-7.92, -11.4	行う
11	C'	.0, .0	行わない

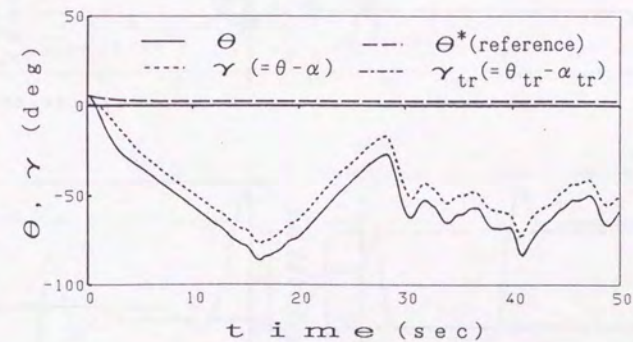
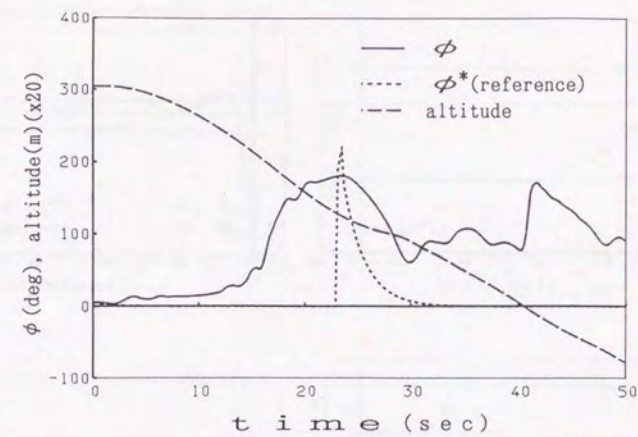


図 5-3 水平安定板を用いない場合の時間応答 (ケース 1: 故障 A)

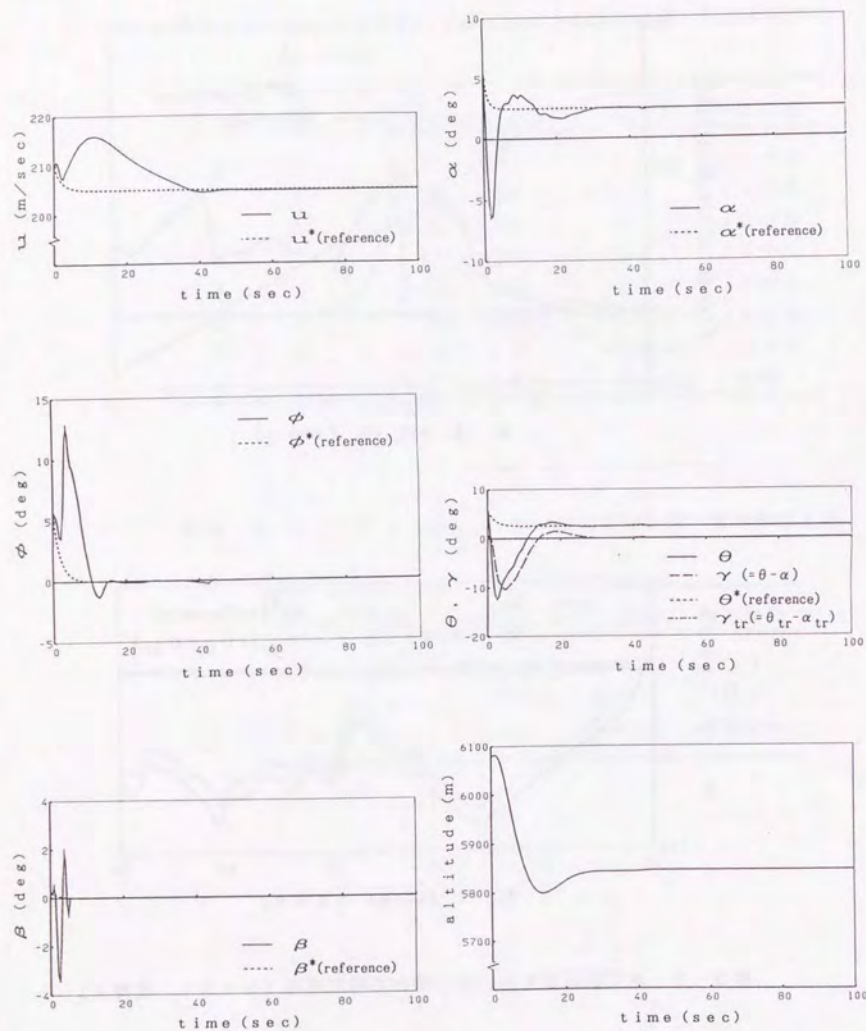


図5-4 a 水平安定板を用いた場合の時間応答 (ケース2:故障A)

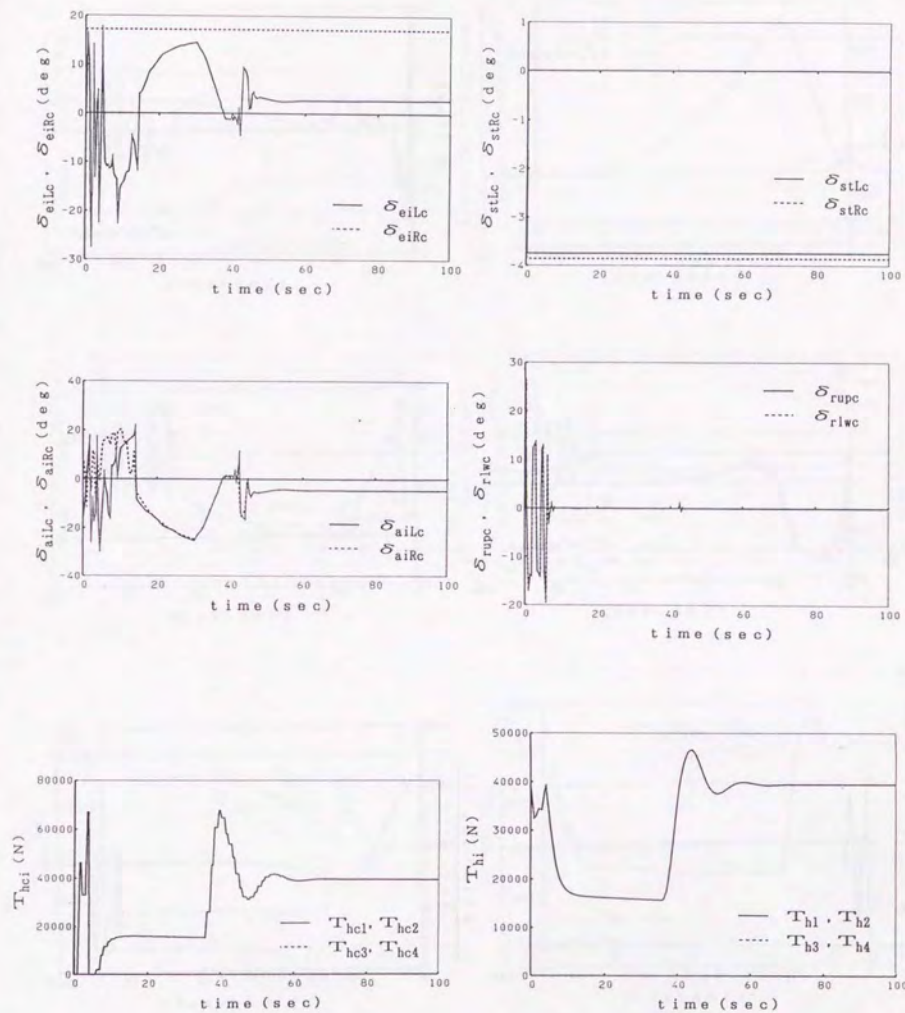


図5-4 b 水平安定板を用いた場合の時間応答 (ケース2:故障A)
(入力応答)

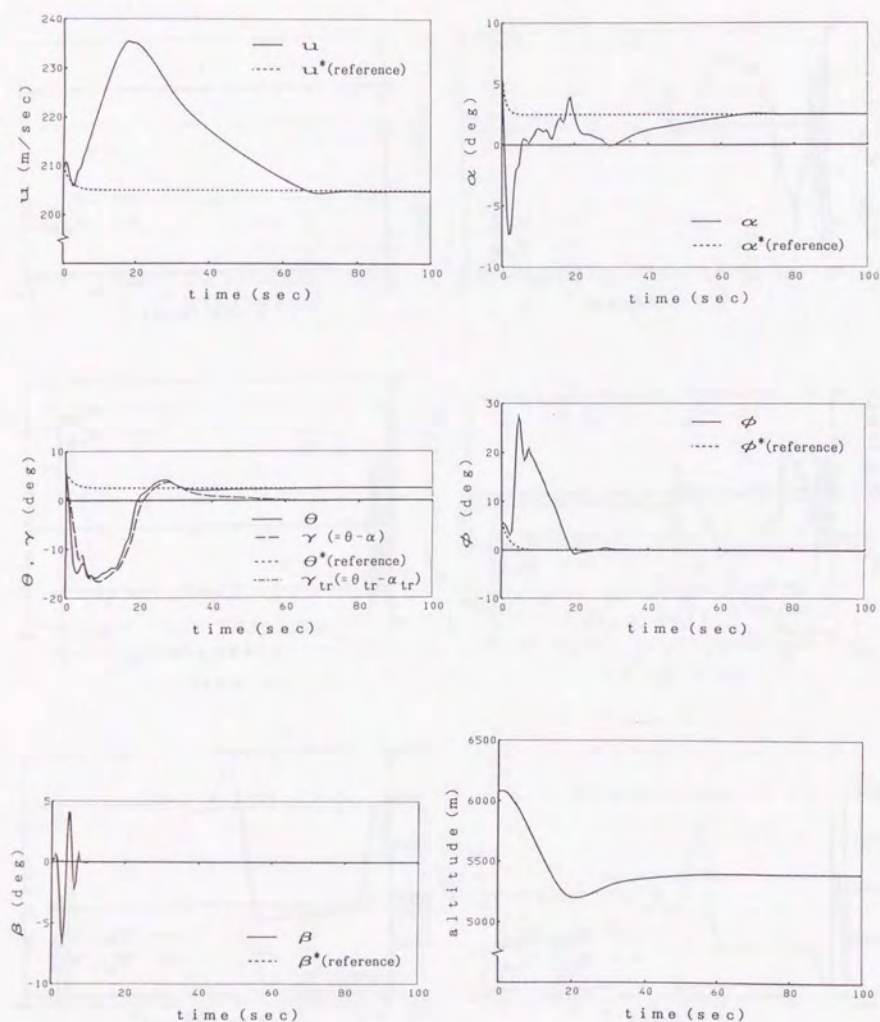


図 5-5 a 水平安定板を用いた場合の時間応答 (ケース 3 : 故障 A')

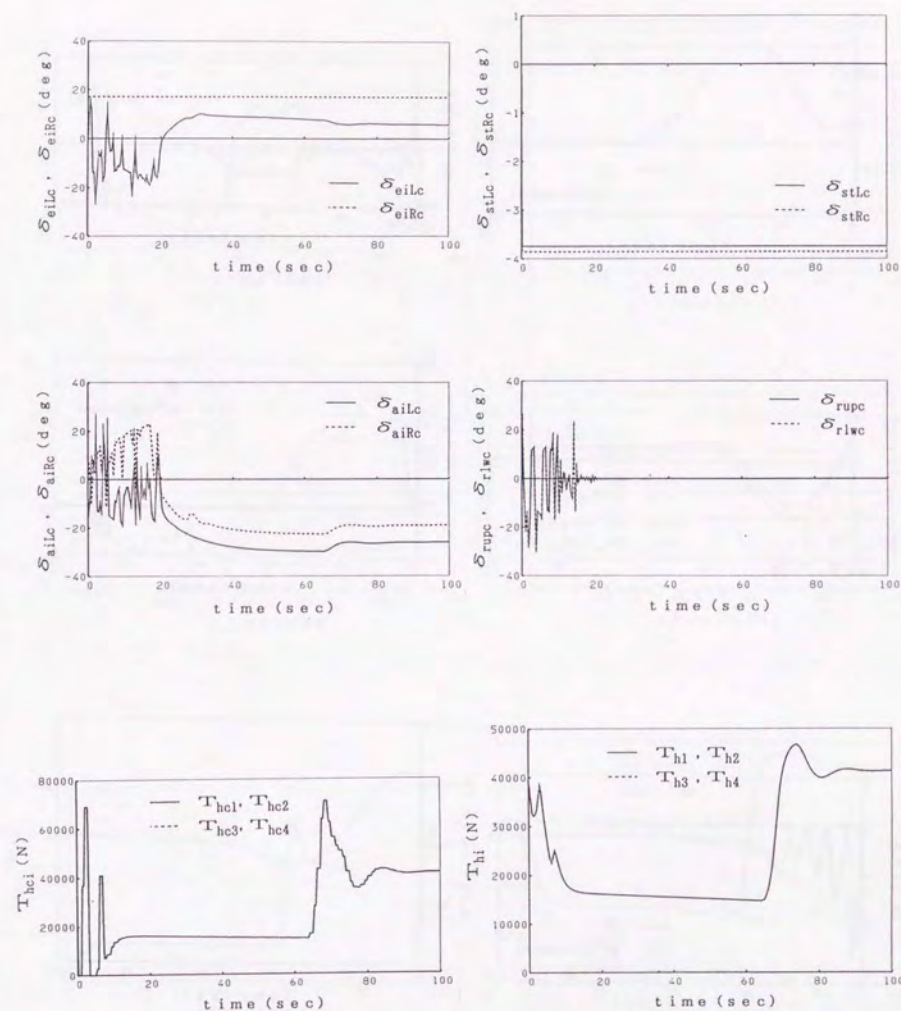


図 5-5 b 水平安定板を用いた場合の時間応答 (ケース 3 : 故障 A')
(入力応答)

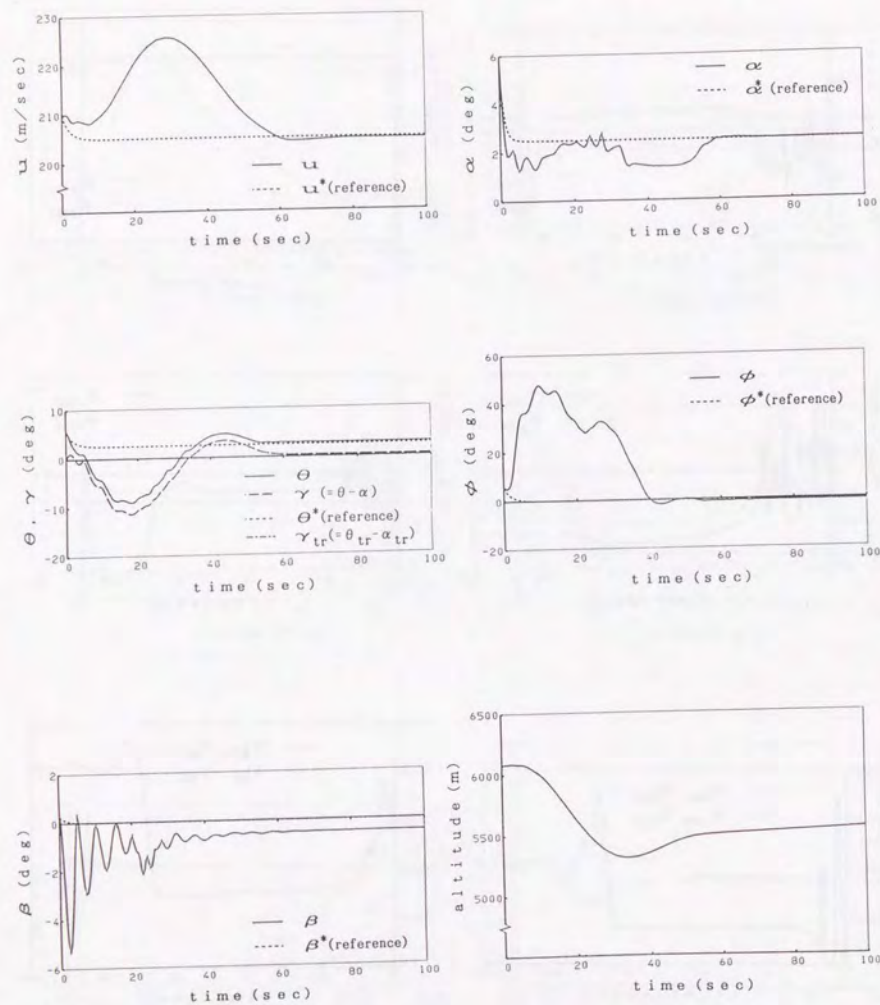
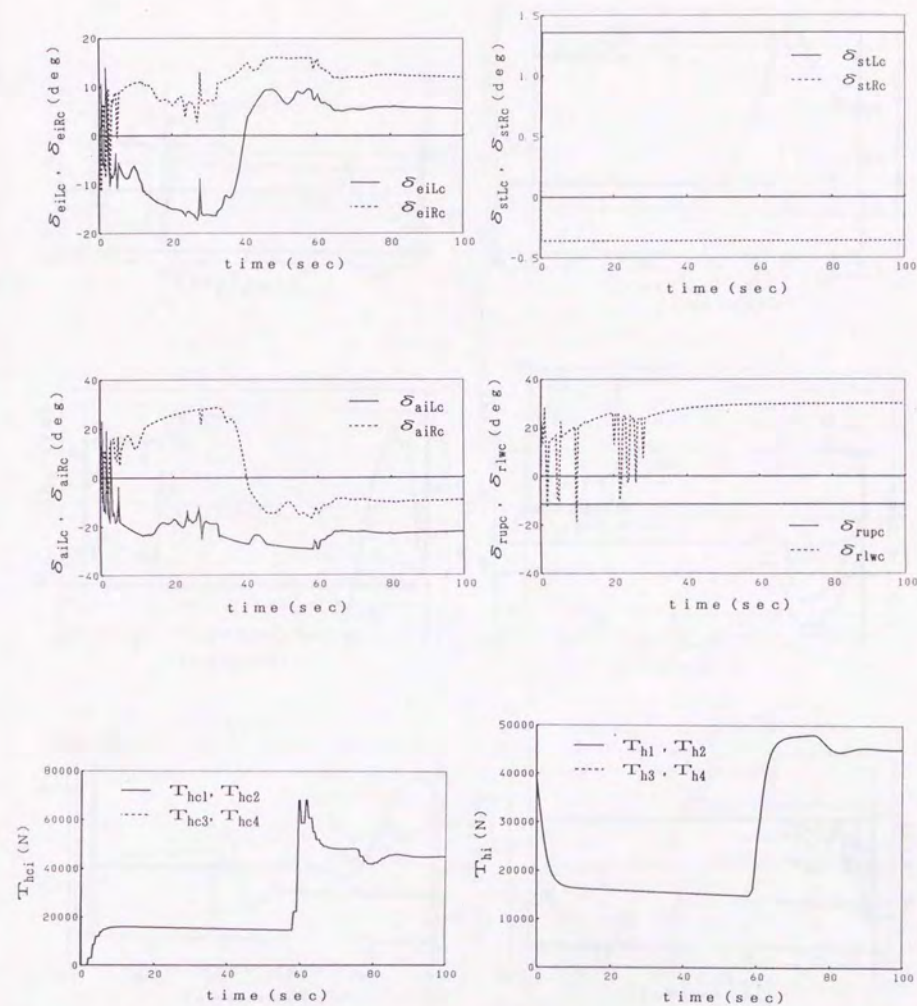


図 5-6 a 水平安定板を用いた場合の時間応答 (ケース 4 : 故障 B)



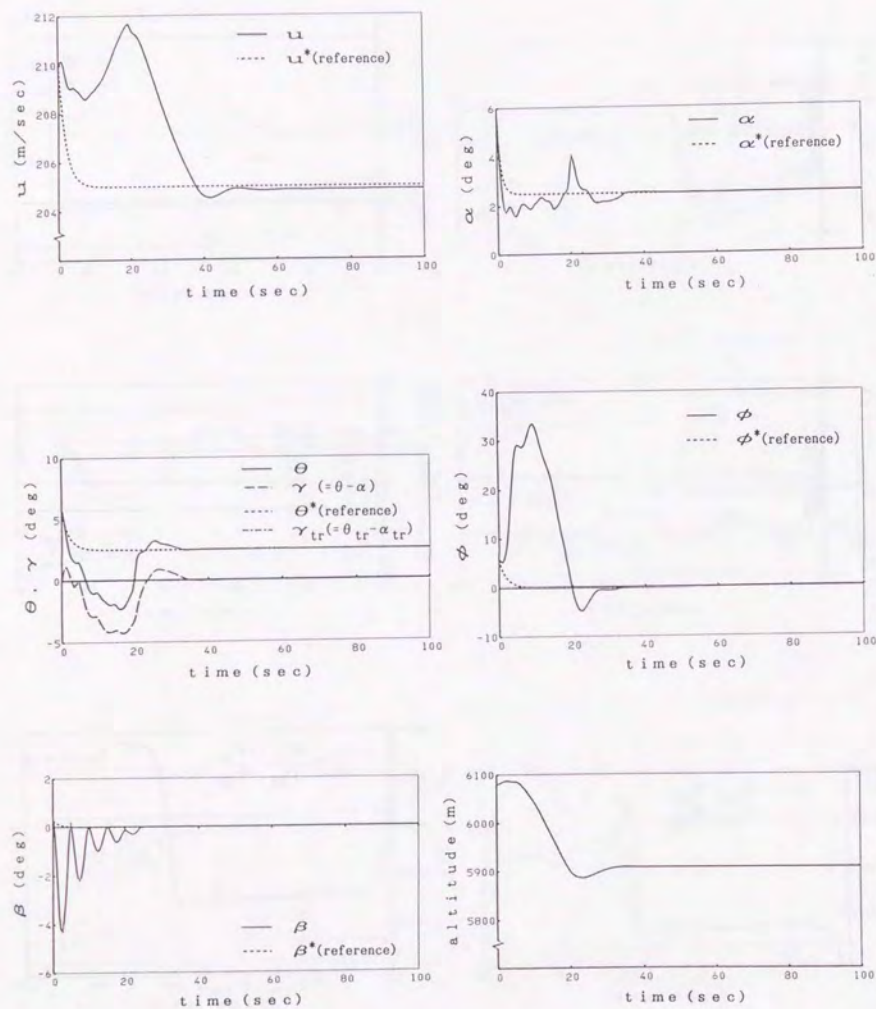


図5-7 a 水平安定板とエンジン推力差を用いた場合の時間応答
(ケース5:故障B)

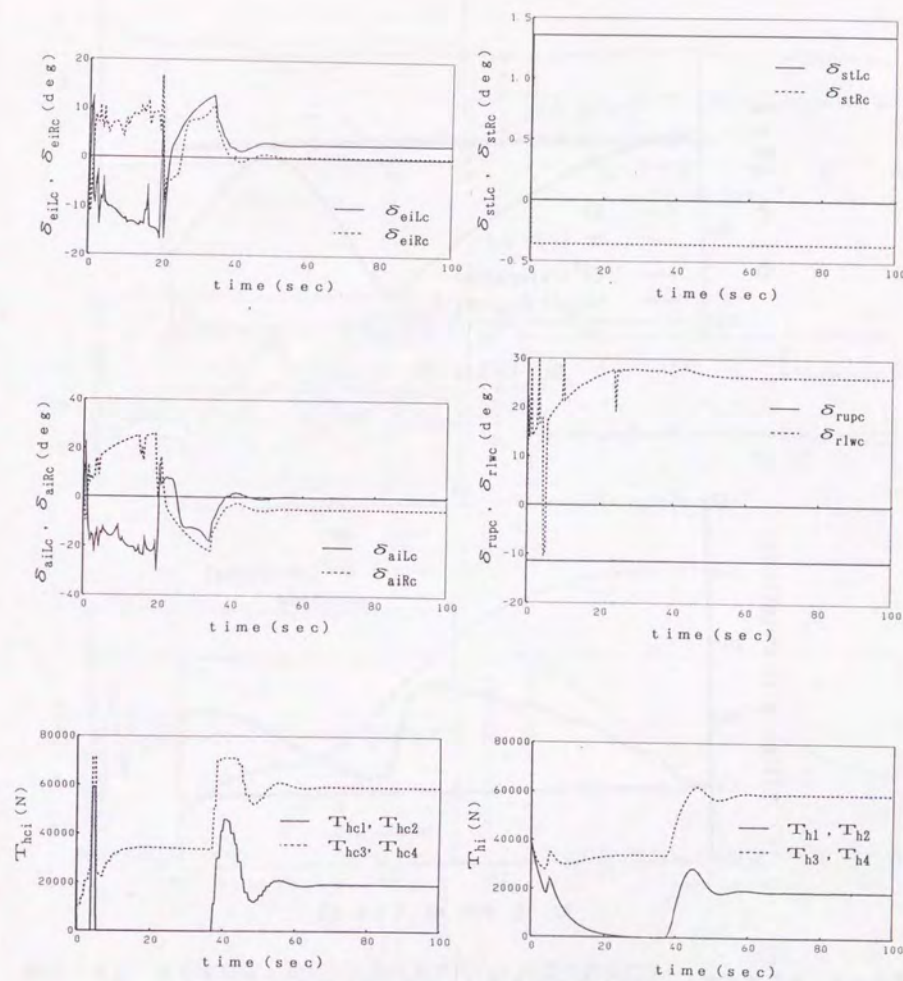


図5-7 b 水平安定板とエンジン推力差を用いた場合の時間応答 (入力応答)
(ケース5:故障B)

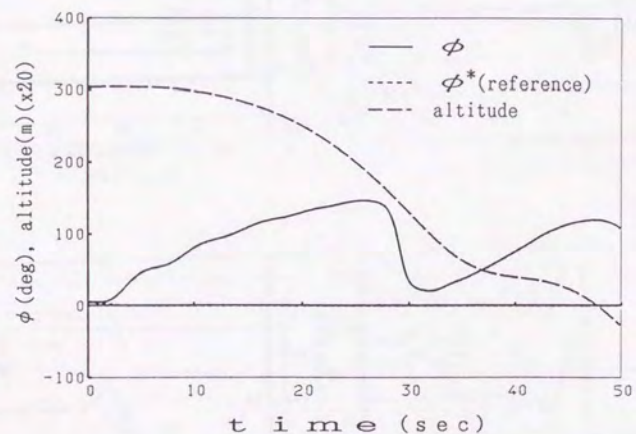
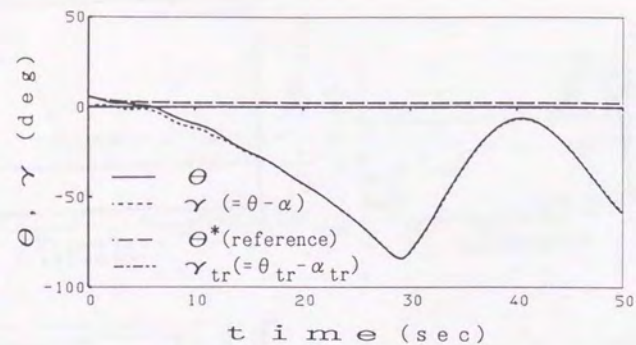


図5-8 水平安定板とエンジン推力差を用いた場合の時間応答
(ケース6:故障B', (5.3-6), (5.3-7)式の制御則, ノミナルのトリム点)

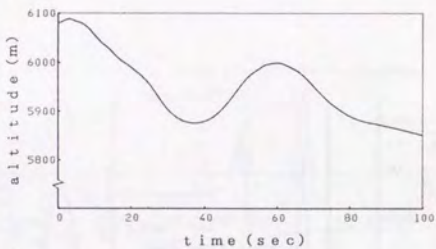
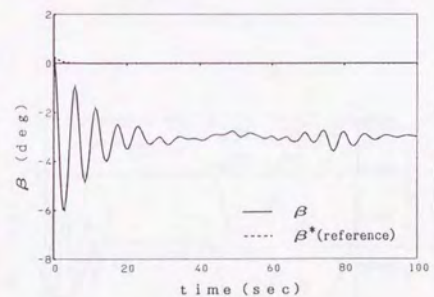
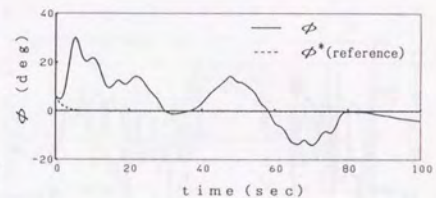
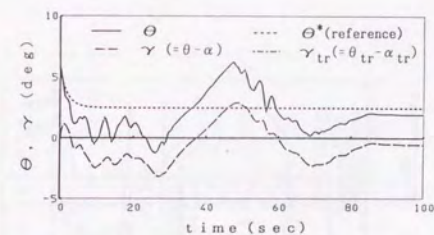
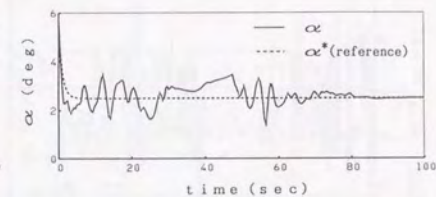
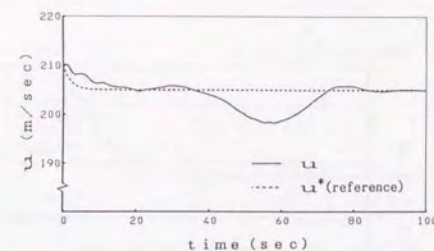


図5-9 a 水平安定板とエンジン推力差を用いた場合の時間応答
(ケース7:故障B', 水平安定板舵角 $\pm 11.46(\text{deg})$, ノミナルのトリム点)

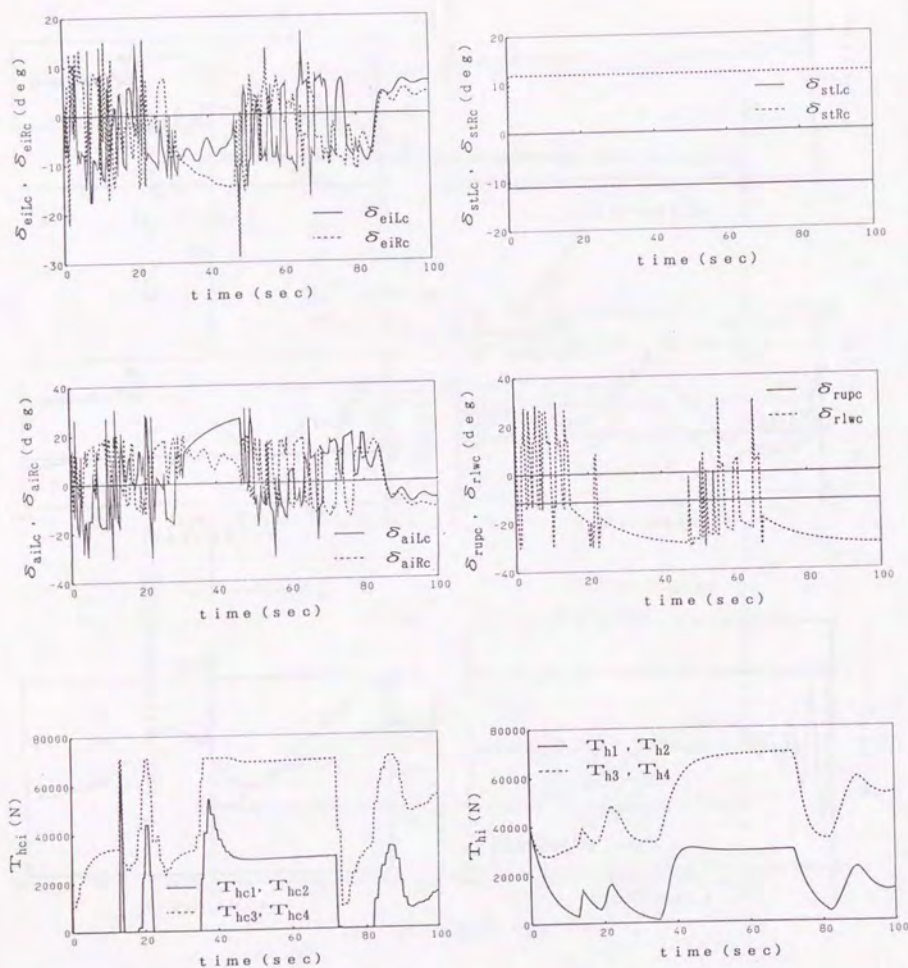


図 5-9 b 水平安定板とエンジン推力差を用いた場合の時間応答 (入力応答)
(ケース 7: 故障 B', ノミナルのトリム点)

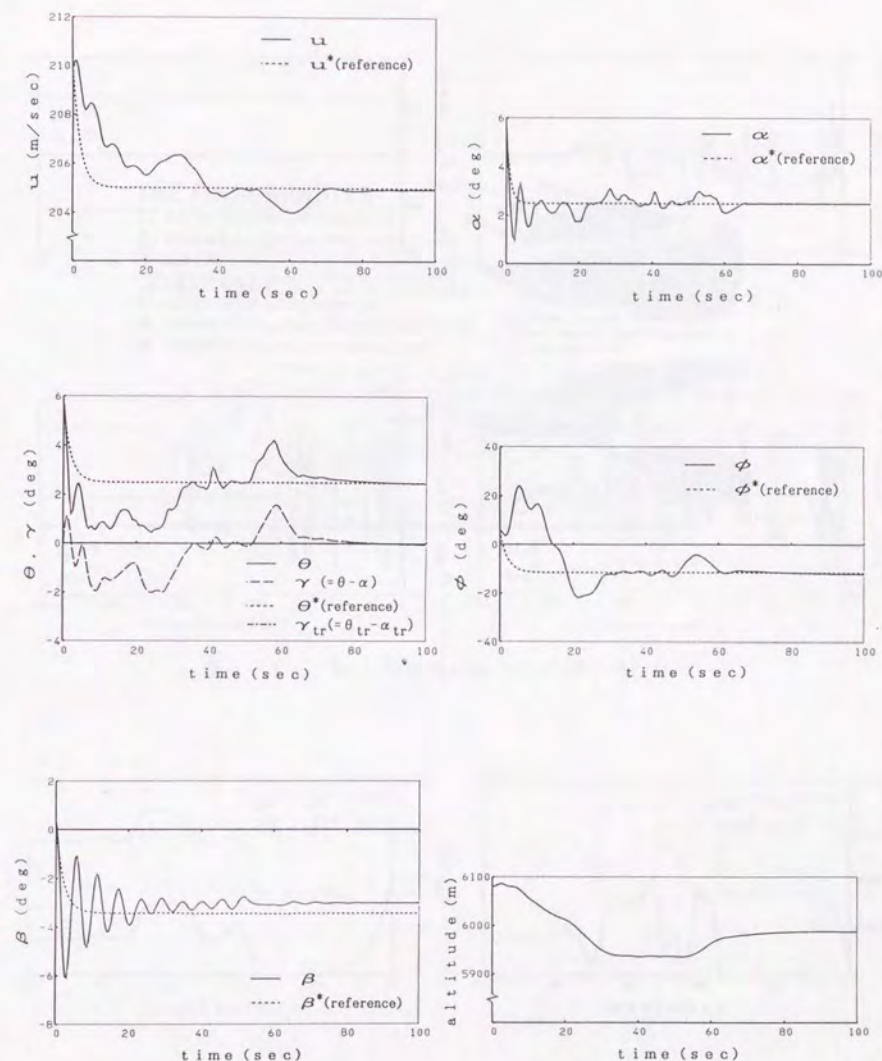


図 5-10 a 水平安定板とエンジン推力差を用いた場合の時間応答
(ケース 8: 故障 B', 修正されたトリム点)

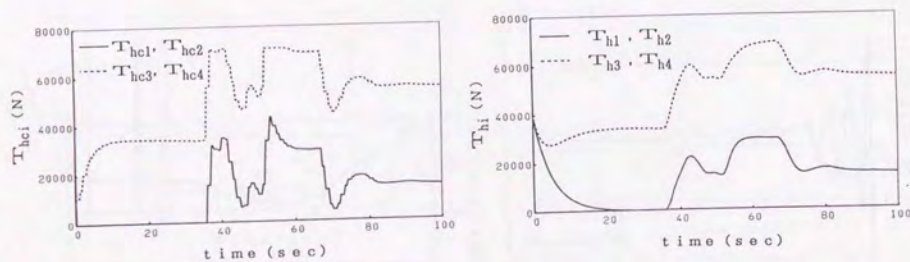
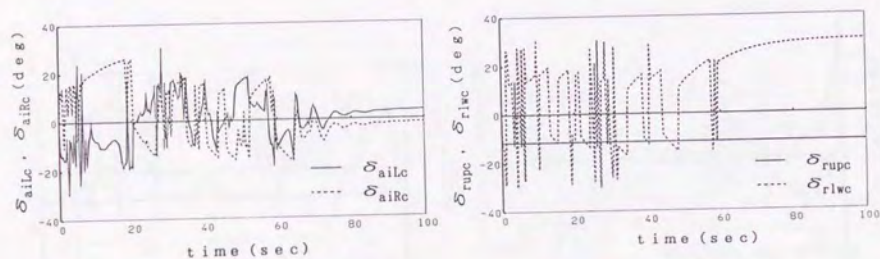
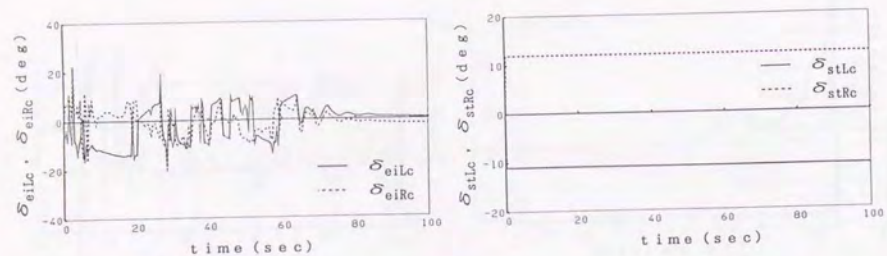
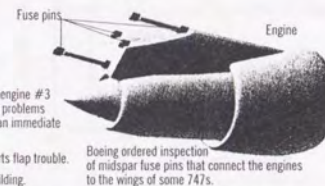


図5-10b 水平安定板とエンジン推力差を用いた場合の時間応答（入力応答）
（ケース8：故障B'，修正されたトリム点）

THE FINAL MINUTES

1. 6:22 PM The El Al 747-200F freighter takes off.
2. 6:28 PM Captain Fuchs makes his Mayday call.
3. 6:29 PM The captain reports that there is a fire in engine #3 on the starboard side; later he reports that engine #4 has problems also. The plane is at 5,000 ft. (1,524 m), too high to start an immediate descent. Schiphol advises Fuchs to go around again.
4. 6:34 PM The jet goes off course. The captain reports flap trouble.
5. 6:36 PM The plane crashes into the apartment building.



TIME GRAPHIC BY THE LANCET

図5-11 El Al航空Boeing 747-200Fの飛行経路

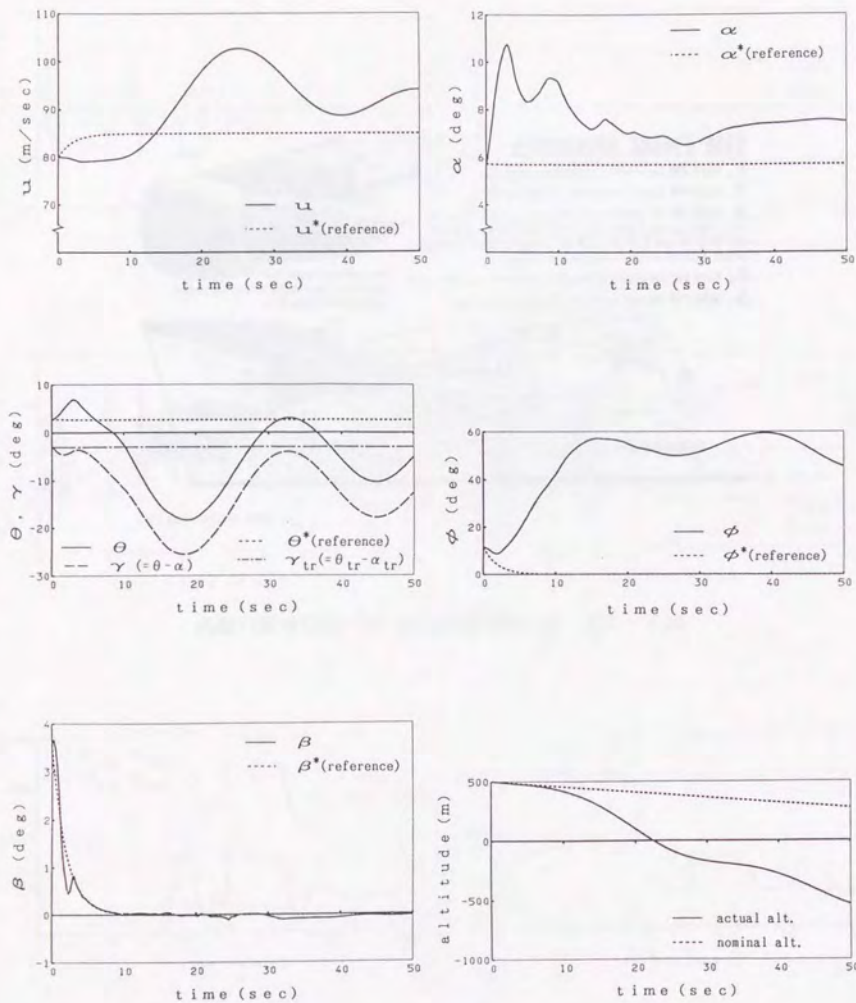


図5-12 水平安定板を用いない場合の時間応答（ケース9：故障C）

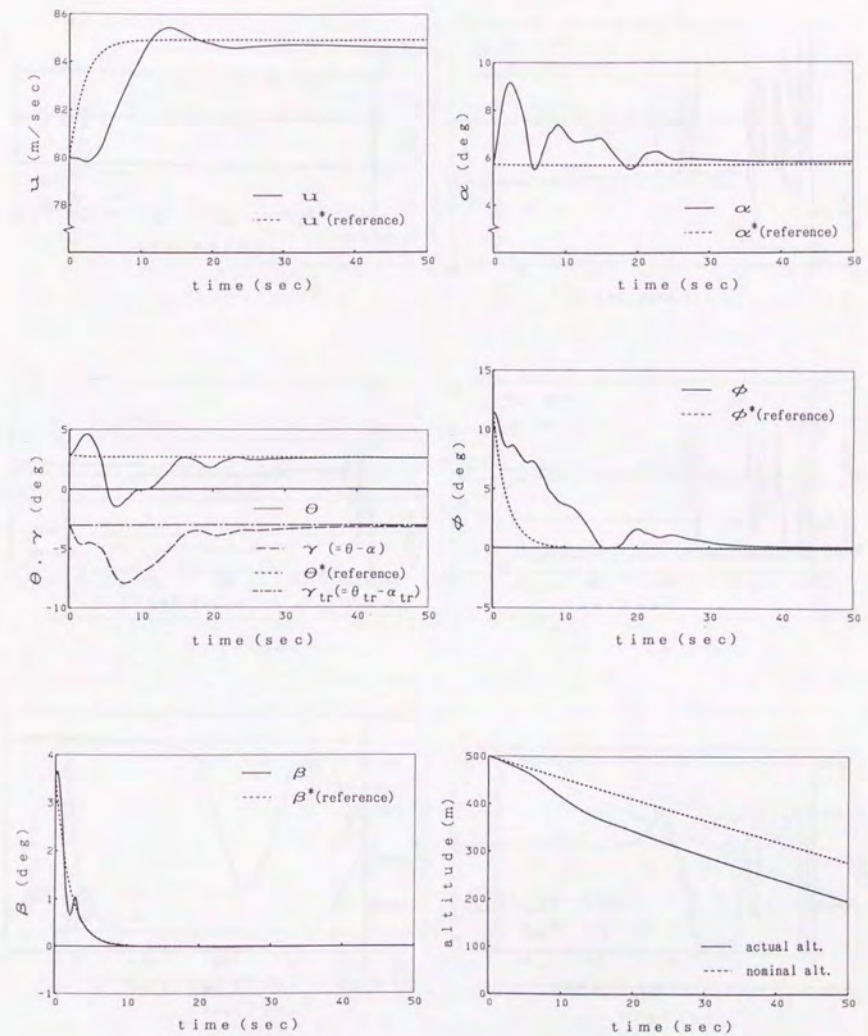


図5-13a 水平安定板を用いた場合の時間応答（ケース10：故障C）

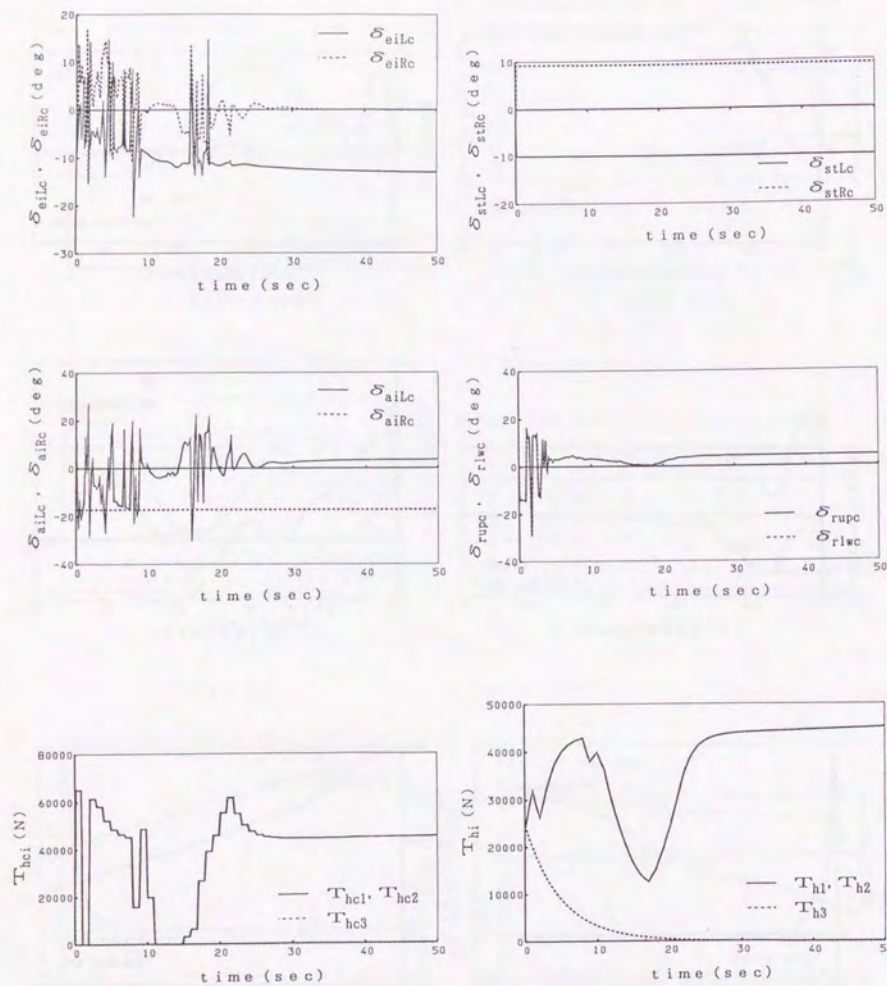


図5-13b 水平安定板を用いた場合の時間応答（入力応答）
（ケース10：故障C）

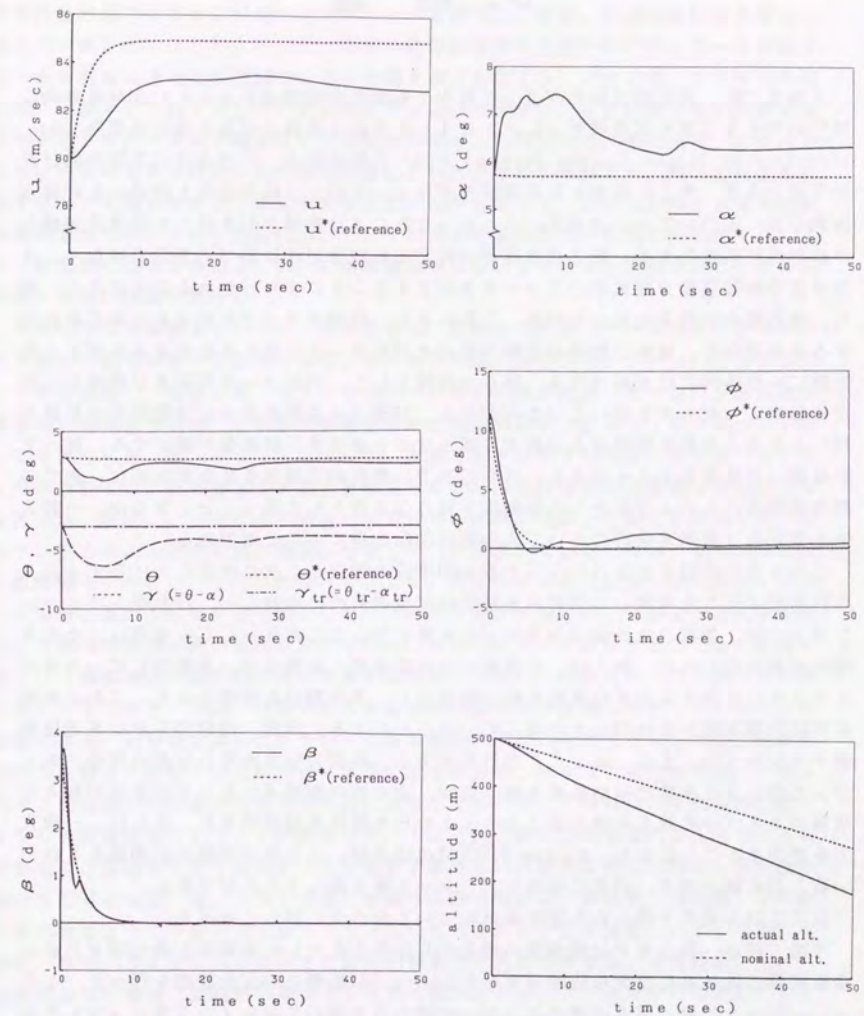


図5-14 水平安定板を用いず，推力制御も行わない場合の時間応答
（ケース10：故障C'）

6. 結 論

本論文では、航空機に故障が生じた場合に制御系を再構成することにより自動的に飛行の安全を回復する方法を示した。こうした方法は再構成可能な飛行制御系 (Re-structurable Flight Control System; RFCS) と呼ばれる。この方法の主な特徴は次の3点である。第1に基本となる制御系がフィードバック線形化法と呼ばれる非線形制御手法に基づいている点が挙げられる。これにより故障が引き起こす航空機運動の非線形性に対処できる。第2点は故障の同定が仮説検定法に基づく方法ではなく、6自由度非線形運動方程式のパラメータを同定することにより行われることである。即ち、適応型の制御系になっている。これにより、故障のタイプや数をあらかじめ仮定する必要がなく、故障の影響が運動方程式のパラメータに現れるものであればどんな故障にも原理的には対処できる。第3の特徴として、パラメータ同定及び制御則の決定において一般入力を用いている点がある。パラメータ同定あるいは制御則の計算で用いられる入力数を実際に入力数より減らすことができ、計算量が減少する。従って、計算機への負担を小さくできる。RFCSでは機能的冗長性を生かすために、通常の飛行制御系の入力よりも多くの制御器を独立な入力として扱うことになるが、一般入力を用いれば制御系設計において入力数の増加を抑えることができる。

このような特徴をもつRFCSの基本的構成を検討し、次に実装におけるデジタル計算機の使用を考慮して制御則を離散時間型のものに改良した。計算機シミュレーションでは、想定された様々なタイプの故障に対してこのRFCSを適用し、その有効性が確かめられた。例えば、右主翼の半が破損した例では、過渡的にロール角が150度にも達する大きな運動を伴いながらも、水平飛行を回復できた。これは制御系が航空機運動の非線形性を考慮していることによる。実際、線形のRFCSでは補償できなかった。また、ほとんどの計算例では、舵面の効きの変化や舵の固着、エンジンの停止など複数の同時故障を扱ったが、適応型の制御系になっているので個々の故障のタイプや数等を同定することなくそれらの故障を補償できた。さらに、一般入力を使用することにより、Boeing 747型機の場合は、16個の実際の制御器を8個の一般入力に減少でき、同定に必要なパラメータ数を減らすことができた。

以下では本研究で得られた主な成果についてもう少し詳しく述べる。

序論に続き、第2章では制御器の機能的冗長性を生かした典型的な例を示すために、垂直尾翼と操舵系に重大な故障が生じたBoeing 747型機の安定化制御を行った。シミュレーションでは、左右の翼のエンジンの推力差を用いてヨーイングモーメントを発生することにより、方向舵あるいは垂直尾翼の失われた機能を補償し、機体運動を安定化できることを示した。ただし、そこで用いられた航空機モデルおよび制御則は線形のものであった。従って、この結果から直ちに推力制御の有効性を結論づけることはできないが、この例のような重大な故障が生じた場合でも、残された制御器をうまく使えば、状況を改善できる可能性があることが確かめられた。

第3章からは、本研究の主題であるフィードバック線形化法によるRFCSについ

て記述した。まず第3章では、この手法の基本的な構成を検討した。アクチュエータ動特性を考慮するために仮想アクチュエータを導入し、また、入力飽和にともなう一般入力の修正法も示した。さらに、制御系設計の複雑化を避けるためにピッチ角速度、ロール角速度に適切な目標値を与えて制御することにより、ピッチ角、ロール角を間接的に制御する方法を示した。計算機シミュレーションは、6自由度非線形運動方程式で記述された小型航空機のモデルを制御対象として行われた。その結果、このRFCSは舵面の効きが変わったり舵が固着したりする故障を補償でき、飛行の安全を回復する上で有効であることが確かめられた。しかしながら、この設計法では制御則は連続時間型であるため、実装においてデジタル計算機を用いることができない。また、間接的にピッチ角およびロール角を制御するという方法は航空機運動の非線形性が強くなると問題があった。

これらの点を解決するために、第4章では、直接ピッチ角、ロール角をフィードバック線形化法で制御する方法に改善した。そこでは、航空機とエンジン、アクチュエータ系を分離し、前者に対してフィードバック線形化法を適用してエンジン出力及び操舵角の制御則を求め、それを目標値として後者に対しデジタル・サーボコントローラを構成した。エンジン、アクチュエータ系に対するデジタル・サーボコントローラの設計では、高周波入力の発生を抑えるために周波数依存型の最適レギュレータを用いた。また、バックサイド領域での飛行時に故障が発生した場合を考慮して、エンジン推力による速度制御の機能を付加した。計算機シミュレーションは第3章と同じ航空機モデルを用いて行われた。そこでは、舵の効きが変化したり舵が固着したりした場合における故障回復性能とともに、バックサイド飛行時にそのような故障が発生した場合の推力制御の効果が調べられた。そのハイライトは右主翼の半が破損するという機体の固有動特性に関する重大な故障が発生した場合にも、水平飛行を回復できたことである。勿論、回復するためには制御器に十分な能力が残っていることが前提である。計算例では主にRFCSによる制御が成功した場合を示したが、制御器の能力を越えた故障では当然回復できない場合もある。第4章ではその他に、一般入力や入力分配行列の選び方が制御性能に及ぼす影響について検討し、それらが実際はかなり大きな影響をもつことが分かった。そして、一般入力は仮想的な入力ではあるが物理的な意味を考えて決めることが重要であるという知見を得た。特に、航空機の場合少なくとも縦、横、方向の運動を制御する舵(例えば、昇降舵、補助翼、方向舵)に対応するように一般入力の数と入力分配行列を与えることが望ましいという指針を得た。また、シミュレーションでは線形制御則との比較も行った。その結果、比較的線形性が強い場合には線形制御則でも制御可能であるが、トリム点からの変動が大きくなり非線形性が顕著になってくると、非線形制御則でなければ制御できなくなることが確かめられた。

第5章では、RFCSを大型旅客機に適用する問題を考えた。そこでは、小玉機とは異なる大型機の特徴を考慮し、制御舵面が固着した場合に、通常、迎角や姿勢の制御には用いられない水平安定板や両翼のエンジンの推力差を利用して故障を補償する方法を示した。Boeing 747型機を制御対象として計算機シミュレーションを行った。故障としては昇降舵や方向舵の固着に加えて、一部の舵の効きが低下する状況を想定

した。その結果、制御舵面のみを用いた場合には故障を補償できないが、水平安定板やエンジンによる制御もともに用いれば航空機の安全を回復できることが示された。しかし、この方法の限界も明らかになった。まず、舵面の固着によって発生される力やモーメントを水平安定板などで打ち消せない場合にはそれを補償することが難しい点である。しかし、その故障が航空機動特性を介して2次的に引き起こす影響を考えると、水平安定板などである程度補償できる場合があることがシミュレーションにより確かめられた。ただし、それが可能な水平安定板等に対する制御則の一般的な決定法は得られていない。次に、シミュレーションでは、故障回復後の望ましいトリム点の与え方が過渡応答特性やさらには故障回復の可能性に大きな影響をもつことが示された。しかし、この問題についても、故障に応じて適切なトリム点を与える一般的な方法は得られていない。他方、別の計算例として、より現実的なケースを扱った。それはスキポール空港の近くでBoeing 747型機が実際に墜落した事故例をもとに、それと似た状況を想定してシミュレーションを行ったものである。そこで得られたのは、事故原因に関する若干の考察とともに、提案したR F C Sを用いれば少なくともアバートに激突するという大惨事は避けられたかもしれないという推測である。

最後に、本論文で提案したR F C Sの問題点と今後の課題について触れておく。

まず、本R F C S特有の問題として、パラメータ同定機構を含めた制御系全体が大規模で複雑な点が挙げられる。このため、パラメータ同定や制御入力決定において多くの計算が要求される。それ故、装置化の際には高速の計算機が必要になる。第2の問題は、実際の入力が飽和した場合に一般入力を修正しなければならないが、それによって故障後の航空機がもっているコントロールパワーを十分に利用できなくなる場合があることである。これはパラメータ同定において一般入力と実際の入力の矛盾を除くために入力を一様に減少させることが原因であった。一方、提案したR F C Sのような適応型の制御系における一般的な問題として、一般にロバスト性に欠けるといことが指摘されている。即ち、航空機やアクチュエータ動特性のモデル誤差、観測ノイズ、外乱などに対してロバスト性が小さく、これらの誤差やノイズ、外乱が存在すると制御性能が大きく低下する可能性があると言われている。その他に、本論文では、センサーの故障やノイズの影響などは考慮しなかったが、それらは制御器の故障と同様にR F C Sの設計において必ず考えなければならない問題である。また、上で述べたように望ましいトリム点の選び方はR F C Sの構成法にかかわらず重要な問題である。

以上のような問題は今後改善する必要があるものの、本論文で示したシミュレーション結果は提案したR F C Sがかなり広い範囲の故障を補償できることを示している。しかしながら、R F C S設計の最終的目的地は単に緊急制御としてのトリム飛行の回復だけでなく、理想としては安全な帰還までを保証することであってほしい。その際、帰還までを考慮したR F C S全体は他の制御手法や同定手法と組み合わせた複合的なシステムになるであろう。そして、ここで提案したR F C Sはその一部として将来採用され得る有力な候補になると考えられる。

参考文献

第1章

- 1-1: 金井喜美雄, 越智徳昌, 「大型機の舵面破損の影響と推力制御の可能性」, 日本航空宇宙学会第17期年会講演会, 1986.4, pp.69-70.
- 1-2: 金井喜美雄, 越智徳昌, 「故障が生じた航空機の制御系の再構成について」, 日本航空宇宙学会第24回飛行機シンポジウム, 1986.11, pp.568-571.
- 1-3: 金井喜美雄, 越智徳昌, 「故障が生じた航空機の制御系の再構成について」, 計測自動制御学会第3回宇宙航空の誘導制御シンポジウム, 1986.12, pp.23-34.
- 1-4: 金井喜美雄, 越智徳昌, 「A T Cによるフライトコントロール」, 日本航空宇宙学会誌, 第35巻, 第398号, 1987, pp.118-126.
- 1-5: 金井喜美雄, 越智徳昌, 「故障が生じた航空機の制御系の再構成について」, 日本航空宇宙学会誌, 第35巻, 第401号, 1987, pp.311-317.
- 1-6: 金井喜美雄, 越智徳昌, 「P I型モデル追従制御法による故障した航空機の動特性の回復」, 日本航空宇宙学会第25回飛行機シンポジウム, 1987.12, pp.420-423.
- 1-7: 金井喜美雄, 越智徳昌, 「故障が生じた航空機の制御系の再構成について(その2)」, 計測自動制御学会第4回宇宙航空の誘導制御シンポジウム, 1987.12, pp.27-36.
- 1-8: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「再構成可能な飛行制御系」, 日本航空宇宙学会第26回飛行機シンポジウム, 1988.10, pp.252-255.
- 1-9: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「飛行制御系の再構成について」, 計測自動制御学会第5回宇宙航空の誘導制御シンポジウム, 1988.11, pp.85-92.
- 1-10: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「再構成可能な飛行制御系について - 自動トリム及びフィードバックゲインの逐次修正 -」, 計測自動制御学会第9回適応シンポジウム, 1989.1, pp.61-64.
- 1-11: Ochi, Y. and Kanai, K., "Modification of Trim Point and Feedback Gains for Failed Aircraft," Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Boston, August, 1989, pp.717-727.
- 1-12: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「非線形補償による再構成可能な飛行制御系」, 日本航空宇宙学会第27回飛行機シンポジウム, 1989.10, pp.696-699.
- 1-13: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「再構成可能な飛行制御システム」, 日本航空宇宙学会誌, 第37巻, 第431号, 1989, pp.559-566.
- 1-14: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「非線形補償による再構成可能な飛行制御系の設計 - 推力制御の付加及び制御則の離散化 -」, 日本航空宇宙学会第21期年会講演会, 1990.4, pp.80-81.
- 1-15: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「非線形補償による再構成可能な飛行制御系の設計 - 入力振動の抑制及びバックサイド飛行時の推力制御の効果 -」, 日本航空宇宙学会第28回飛行機シンポジウム, 1990.11, pp.400-403.
- 1-16: 越智徳昌, 金井喜美雄, 「非線形補償による再構成可能な飛行制御系の設計 - 周波数依存型最適レギュレータによる入力補償 -」, 計測自動制御学会第7回

- 宇宙航空の誘導制御シンポジウム, 1990.11, pp.95-100.
- 1-17:Ochi,Y., "Application of Feedback Linearization Method in a Digital Restructurable Flight Control System," Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, New Orleans, August, 1991, pp.717-727.
- 1-18:Ochi,Y. and Kanai,K., "Design of Restructurable Flight Control Systems using Feedback Linearization," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.14, No.5, 1991, pp.903-911.
- 1-19:越智徳昌, 「再構成可能な飛行制御系の設計 —大型旅客機への適用—」, 日本航空宇宙学会第29回飛行機シンポジウム, 1991.10, pp.298-301.
- 1-20:Ochi,Y. and Kanai,K., "Application of Restructurable Flight Control System to an Airliner," Proceedings of 12th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, Ottobrunn, September, 1992, pp.117-122.
- 1-21:Ochi,Y., "Application of Feedback Linearization Method in a Digital Restructurable Flight Control System," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.16, No.1, 1993, pp.111-117.
- 1-22:久保哲也, 「航空安全とヒューマンファクター」, 航空人間工学会, 第59回例会資料, 1991.12.12.
- 1-23:松尾芳郎, 「特集 21世紀への宇宙航空, フライトマネージメントシステム(FMS)の現状と将来」, 計測と制御, Vol.30, No.10, pp.879-884.
- 1-24:白石磐, 「特集 21世紀への宇宙航空, フライパイワイヤ機の実例から」, 計測と制御, Vol.30, No.10, pp.916-919.
- 1-25:十条正樹, 「アドバンスドジャンボ, 747-400」, 航空情報, 1989.3, p.95.
- 1-26:特集「60年目の羽田」, 朝日新聞1991.4.17.
- 1-27:秋山章八, 「ボーイング767 第4世代のジェットライナー」, 航空情報, 1981.7, pp.34-47.
- 1-28:加藤寛一郎, 「墜落」, 講談社, 1990, p.358.
- 1-29:Wagner,E.A., "Onboard Automatic Aid and Advice for Pilots of Control-Impaired Aircraft," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.14, No.4, July-August, pp.823-833(1991).
- 1-30:「コックピットのヒューマンエラー(Ⅲ)」, 安全飛行, 全日空, 1991.7, No.152, pp.46-55.
- 1-31:「コンチネンタル航空DC-9 デンバー事故」, 安全飛行, 1990.9, No.147, pp.34-49.
- 1-32:Athans,M. "On Restructurable Control System," NASA Conference Publication, NASA P-2277, 1983, pp.7-41.
- 1-33:Cunningham,T.B., "Robust Reconfiguration for High Reliability and Survivability Aircraft," NASA Conference Publication, NASA P-2277, 1983, pp.43-79.

- 1-34:Downing,D.P., "Restructurable Controls, Problem Definition and Future Research," NASA Conference Publication, NASA P-2277, 1983, pp.81-98.
- 1-35:Eterno,J.S., Weiss,J.L., Looze,D.P., and Willsky,A., "Design Issues for Fault Tolerant Restructurable Aircraft Control," NASA TP-225, 1985.
- 1-36:Rubertus,D.P., "Self-Repairing Flight Control Systems Overview," Proceedings of IEEE National Aerospace and Electronic Systems Conference, 1983, pp.1280-1286.
- 1-37:Chandler,P.R., "Self-Repairing Flight Control System Reliability & Maintainability Program Executive Overview," Proceedings of IEEE National Aerospace and Electronic Systems Conference, 1983, pp.586-590.
- 1-38:Weiss,J.L., Looze,D.P., Eterno,J.S., and Ostroff,A.J., "Simulation Results of Automatic Restructurable Flight Control System Concept," Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 1986, pp.190-197.
- 1-39:高城紘基, 他, 「革新航空機技術開発に関する研究調査」, 成果報告, No.6012, 日本航空宇宙工業会, 1986.
- 1-40:Weiss,J.L., Eterno,J.S., Grunberg,D., Looze,D.P., and Ostrff,A.J., "Investigation of an Automatic Trim Algorithm for Restructurable Aircraft Control," Proceedings of IEEE National Aerospace and Electronic Systems Conference, IEEE, 1986, pp.400-406.
- 1-41:Weinstein,W., Posingies,W., Eslinger,R.A., and Gross,H.N., "Control Reconfigurable Combat Aircraft Flight Control System Development," Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA, 1986, pp.772-783.
- 1-42:Willsky,A.S., "A Survey of Design Methods for Failure Detective in Dynamic Systems," Automatica, Vol.12, 1976, pp.601-611.
- 1-43:Merrill,W.C., "Sensor Failure Detection for Jet Engines Using Analytical Redundancy," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.8, No.6, 1985, pp.673-682.
- 1-44:金井喜美雄, 内門茂, 「ロバスト適応制御」, 計測と制御, Vol.26, No.5, 1987, pp.406-412.
- 1-45:Stein,G. and Doyle,J.C., "Beyond Singular Values and Loop Shapes (Tutorial Paper)," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.14, NO.1, 1991, pp.5-16.
- 1-46:Wie B., Liu,Q., and Bauer,F., "Classical and Robust H_{∞} Control Redesign for the Hubble Space Telescope," Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Hilton-Head, 1992, pp.1434-1444.
- 1-47:Rogers,W.L. and Collins,D.J., "X-29 H_{∞} Controller Synthesis,"

- AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.15, NO.4, 1992, pp.962-967.
- 1-48:Huber,R.R. and McCulloch,B., "Self-Repairing Flight Control System," SAE Technical Paper Series, 841552, 1984, pp.1-20.
- 1-49:Anderson,J. and Clark,C., "Reconfigurable Flight Control System Simulation," Aerospace Simulation, The Society for Computer Simulation, 1988, pp.89-101.
- 1-50:Stewart,J.F. and Shuck,T.L., "Flight-Testing of the Self-Repairing Flight Control System using the F-15 Highly Integrated Digital Electronic Control Flight Research Facility," AIAA-90-1321, 5th Biannual Flight Test Conference, Ontario, CA, 1990.5, pp.1-13.
- 1-51:Urnes,J., and Yeager,R., "Flight Demonstration of the Self-Repairing Flight Control System in a NASA F-15 Aircraft," AIAA-91-3106, AIAA Aircraft Design Systems and Operations Meeting, Baltimore, MD, 1991.9, pp.1-9.
- 1-52:Huang,C.Y., "Analysis and Simulation of Control Distributor Concept for a Control Reconfigurable Aircraft," Proceedings of American Control Conference, 1988, pp.726-735.
- 1-53:Mayhew,E.R., "Detection and Isolation for Reconfigurable Flight Control Systems," Proceedings of American Control Conference, 1988, pp.48-55.
- 1-54:Looze,D.P.,Krolewski,S.,Weiss,J.,Barrett,N.,and Eterno,J., "Automatic Control Design for Restructurable Aircraft Control," NASA, TR-212-1, 1985.
- 1-55:Ostroff,A.J. and Hueschen,R.M., "Investigation of Control Law Reconfigurations to Accommodate a Control Element Failure on a Commercial Airplane," Proceedings of American Control Conference, 1984, pp.1746-1754.
- 1-56:Sadeghi,T. and Wonzy,M., "An Optimal Proportional-plus-Integral/Tracking Control Law Aircraft Application," Proceedings of IEEE National Aerospace and Electronic Systems Conference, 1984, pp.591-595.
- 1-57:Huang,C.Y. and Stengel,R.F., "Restructurable Control Using Proportional-Integral Implicit Model Following," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.13, No.2, 1990, pp.303-309.
- 1-58:Napolitano,M.R. and Swaim,R.L., "New Technique for Aircraft Control Reconfiguration," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.14, No.1, 1991, pp.184-190.
- 1-59:Moerder,D.D.,Halyo,N.,Broussard,J.R.,and Caglayan,A.K., "Application of Precomputed Control Laws in a Reconfigurable Aircraft Flight Control System," AIAA Journal of Guidance, Control,

- and Dynamics, Vol.12, No.3, 1989, pp.325-333.
- 1-60:Dittmar,C.J., "A Hyperstable Model-Following flight Control System Used for Reconfiguration Following Aircraft Impairment," Proceedings of American Control Conference, 1988, pp.2219-2224.
- 1-61:Handelman,D.A. and Stengel,R.F., "Combining Expert System and Analytical Redundancy Concepts for Fault-Tolerant Flight Control," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.12, No.1, 1989, pp.39-45.
- 1-62:Porter,W.A., "Diagonalization and Inverses for Non-Linear Systems," International Journal of Control, Vol.11, No.1, 1970, pp.67-76.
- 1-63:Freund,E., "The Structure of Decoupled Non-Linear Systems," International Journal of Control, Vol.21, No.3, 1975, pp.443-450.
- 1-64:Meyer,G. and Hunt,L.R., "Application of Nonlinear Transformation of Automatic Flight Control," Automatica, Vol.20, No.1, 1984, pp.103-107.
- 1-65:Smith,G.A. and Meyer,G., "Aircraft Automatic Flight Control System with Model Inversion," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.10, No.3, 1987, pp.269-275.
- 1-66:Lane,S.H. and Stengel,R.F., "Flight Control Design Using Non-Linear Inverse Dynamics," Automatica, Vol.24, No.4, 1988, pp.471-483.
- 1-67:Tarn,T.J.,Bejczy,A.K.,and Yun,X., "New Nonlinear Control Algorithms for Multiple Robot Arms," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.24, No.5, 1988, pp.571-581.
- 1-68:加藤寛一郎,「壊れた尾翼」, 技報堂出版, 1987.
- 1-69:岡野正治,「事故のモニタージュ(Ⅰ)」, 全日空総合安全推進委員会, 1990.
- 1-70:岡野正治,「事故のモニタージュ(Ⅱ)」, 全日空総合安全推進委員会, 1990.
- 1-71:岡野正治,「事故のモニタージュ(Ⅲ)」, 全日空総合安全推進委員会, 1991.

第2章

- 2-1:加藤寛一郎,大屋昭男,柄沢研治,「航空機力学入門」, 東京大学出版会, 1982.
- 2-2:Goodwin,G.C., and Sin,K.S., "Adaptive Filtering, Prediction and Control," Prentice-Hall Inc., 1984, pp.47-105.
- 2-3:坂和愛幸,「線形システム制御論」, 朝倉書店, 1979, pp.170-175.
- 2-4:Heffley,R.K., and Jewell,W.F., "Aircraft Handling Qualities Data," Section IX, NASA CR-2144, 1972.12.
- 2-5:McCormick,B.W., "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics," John Wiley & Sons Inc., 1979, pp.385-405.

第3章

- 3-1: Moore, F. L., Anglin, E. L., Adams, M. S., Deal, P. L., and Person, L. H.,
"Utilization of a Fixed-Based Simulator to Study the Stall and Spin
Characteristics of Fighter Airplanes," NASA TN D-6117, Jan., 1971.

第4章

- 4-1: Gupta, K. N., "Frequency-Shaped Cost Functionals: Extension of Linear-
Quadratic-Gaussian Design," AIAA, Journal of Guidance and Control,
Vol. 3, No. 6, 1980, pp. 529-535.
4-2: Anderson, B. D. O and Mingori, D. L., "Use of Frequency Dependence in
Linear Quadratic Control Problems to Frequency-Shape Robustness,"
AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 8, No. 3, 1985,
pp. 397-401.

第5章

- 5-1: TIME, October 19, 1992, p. 23.

付 録

第2章

A 2. 1 垂直尾翼揚力傾斜推定のための風洞実験

垂直尾翼が破損した場合の安定微係数を推算するためには、垂直尾翼の揚力傾斜が必要である。それを得るために煙風洞による実験を行った。

A2.1.1 方法

文献A2.1-1による近似測定法を用いる。実験方法は以下の通りである（図A 2. 1-1参照）。

- ①翼型を二次元煙風洞の中央に図のように設置する。
- ②図のように座標軸を取り、 $X = -nC$ (n は整数)、 $Y = 0$ を通る流線の $X = -C$ の Y 座標 Y_1 を測定する。（風圧中心位置が $C/4$ にあるとする。）
- ③風圧中心位置が $C/4$ からずれるときは、流線が最大高さになる点の X 座標 $X_s = sC$ を測定する。
- ④②および③をいくつかの α について行う。
- ⑤以上で得られたデータから次式を用いて C_1 を計算する。

$$C_1 = 4\pi \frac{Y_1/C}{G(sC, Y_1)} \quad (A2.1-1)$$

$$G(sC, Y_1) = \ln \left[\frac{\sinh(n+s)C}{\cosh(n+s)C+1} \right] - \ln \left[\frac{(\sinh^2(1+s)C + \sin^2 Y_1)^{1/2}}{\cosh(1+s)C + \cos Y_1} \right]$$

- ⑥ $C_1 - \alpha$ 曲線を描き揚力傾斜を求める。 (A2.1-2)

A2.1.2 実験結果

翼型：対称翼（翼弦長 $C = 150 \text{ mm}$ ，翼圧比 $(t/C)_{\max} = 10\%$ ）

煙風洞の高さ $h = 870 \text{ mm}$ ，風速 $U = 4 \text{ m/sec}$ ， $n = 6$ とする。

次の3通りの場合について測定を行った。

i) 正常な翼型の場合

ii) 前縁から $1/3$ （前桁より前）の部分を取り去った場合

iii) 後縁から $1/3$ （後ろ桁より後ろ）の部分を取り去った場合

測定結果を図A 2. 1-2に示す。図の記号（●:i), ○:ii), △:iii)は測定値をプロットしたものである。測定値からのずれができるだけ小さくなるように直線を引く。ここでは、最小自乗法を用いて近似した。その直線の傾きを揚力傾斜とする。これにより揚力傾斜は次のように得られた。

i) $5.1 (= C_{1\alpha_0})$

ii) $3.1 = 0.61 C_{l\alpha_0}; \alpha < 15 \text{ deg}$

$1.5 = 0.29 C_{l\alpha_0}; \alpha > 15 \text{ deg}$

iii) $5.7 = 1.1 C_{l\alpha_0}$

文献2-4のデータから逆算した揚力傾斜はi)の場合、

$$C_{l\alpha_0}' = -C_{y\beta}(S/S_f) = -(-0.888) \times (5.5 \times 10^3)/995 = 4.91$$

となり、実験値にかなり近い。

なお、本実験における測定条件とシミュレーションで用いたの飛行条件は表A2.1-1の通りである。

表A2.1-1 測定条件とシミュレーションにおける飛行条件

	実 験	シミュレーション
高度 h (m)	0	6080
気温 T (K)	228	249
粘性係数 μ (kg/ms)	1.78×10^{-5}	1.59×10^{-5}
大気密度 ρ (kg/m ³)	1.23	0.660
動粘性係数 ν (μ/ρ)	1.45×10^{-5}	2.41×10^{-5}
代表長 (翼弦長) C (m)	0.15	8.66
流速 (対気速度) U (m/s)	4.0	205
レイノルズ数 R (UC/ν)	4.14×10^4	7.37×10^7

参考文献

A2.1-1: 山名正夫, 「二次元煙風洞による断面揚力係数の近似測定」,
航空学会誌, 第13巻, 第141号, pp.321.326, 1965.

A2.2 微係数の推算

A2.2.1 垂直尾翼の形状によって変化する安定微係数の推算

i) 縦運動に関する微係数

垂直尾翼の破損により無次元微係数は変化しないが、質量、慣性モーメント、慣性乗積が変化するため、有次元微係数は変わる。

ii) 横・方向運動に関する微係数

無次元微係数の推算式から垂直尾翼形状の関数になっている微係数だけを修正すればよい。正常な機体における値 C_{ij}' ($i=y, n, l; j=\beta, r, \delta_r$) から推算式 (文献2-1) を用いて形状変化を考慮した微係数を求める。以下で用いる主な記号は次の通りである。(図A2.2-1参照)

a_{fin} : 垂直尾翼揚力傾斜, S_f : 垂直尾翼面積

l_f : 垂直尾翼空力中心から重心位置までの x 軸方向の距離

S : 主翼面積, b : 主翼翼幅, c : 主翼平均空力翼弦長, λ : 主翼テーパー比,

V_{fus}^* : 胴体容積, V_{fin}^* : 垂直尾翼容積 $= (l_f S_f / b S)$,

z_{fr} : 垂直尾翼空力中心と x 軸との距離,

z_{fs} : 方向舵空力中心と x 軸との距離 (z_{fs_u} : 上側方向舵, z_{fs_d} : 下側方向舵),

z_f : 垂直尾翼面積重心と x 軸との距離 ($\approx z_{fr}$) とする。

σ : サイドウォッシュ角 (sidewash angle)

S_f' , l_f' 等の「'」は形状変化後の値を表す。また、矢印 \rightarrow の左は推算式の定義、右はそれをもとにした形状変化後の推算式である。

① $C_{y\beta}$

$$C_{y\beta} = -\frac{S_f}{S} a_{fin} \left(1 - \frac{a\sigma}{a\beta}\right) \rightarrow C_{y\beta}' = C_{y\beta}^* \frac{S_f'}{S_f} c_1$$

$$(c_1 = a_{fin}' / a_{fin}) \quad (A2.2-1)$$

② $C_{n\beta}$

$$C_{n\beta} = V_{fin}^* a_{fin} \left(1 - \frac{a\sigma}{a\beta}\right) - 2 V_{fus}^* \frac{c}{b} C_{y\beta}^* \frac{S_f'}{S_f} c_1$$

$$\rightarrow C_{n\beta}' = (C_{n\beta}^* + 2 V_{fus}^* \frac{c}{b}) \frac{S_f' l_f'}{S_f l_f} c_1 - 2 V_{fus}^* \frac{c}{b} \quad (A2.2-2)$$

③ C_{yr}

$$C_{yr} = \frac{S_f}{S} a_{fin} \left(2 \frac{l_f}{b} + \frac{a\sigma}{a\beta}\right) \rightarrow C_{yr}' = C_{yr}^* \frac{S_f' l_f'}{S_f l_f} c_1$$

$$(A2.2-3)$$

④ C_{lr}

$$C_{lr} = \frac{1}{6} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda} C_L + \frac{z_{fr}}{b} \frac{S_f}{S} a_{fin} \left(2 \frac{l_f}{b} + \frac{a\sigma}{a\hat{f}} \right)$$

$$\rightarrow C'_{lr} = \left(C^*_{lr} - \frac{1}{6} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda} C_L \right) \frac{z'_{fr} S'_f l'_f}{z_{fr} S_f l_f} c_1 + \frac{1}{6} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda} C_L \quad (A2.2-4)$$

⑤ C_{nr}

$$C_{nr} = -\frac{1}{6} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda} (C_0)_{wing} - V_{fin}^* a_{fin} \left(2 \frac{l_f}{b} + \frac{a\sigma}{a\hat{f}} \right)$$

$$\rightarrow C'_{nr} = 2 \left(\frac{l_f}{b} \right)^2 C_{y\delta}^* \left\{ \left(\frac{l_f}{b} \right)^2 \frac{S'_f}{S_f} c_1 - 1 \right\} + C_{nr}^* \quad (A2.2-5)$$

⑥ $C_{y\delta_r}$

$$C_{y\delta_r} = \frac{S_f}{S} (C_{L\delta_r})_{fin} \rightarrow C'_{y\delta_r} = C_{y\delta_r}^* \frac{S'_f}{S_f} \quad (A2.2-6)$$

⑦ $C_{L\delta_r}$

$$C_{L\delta_r} = \frac{z_{f\delta} S_f}{b S} (C_{L\delta_r})_{fin} \rightarrow C'_{L\delta_r} = C_{L\delta_r}^* \frac{z'_{f\delta} S'_f}{z_{f\delta} S_f} \quad (A2.2-7)$$

⑧ $C_{n\delta_r}$

$$C_{n\delta_r} = -V_{fin}^* (C_{L\delta_r})_{fin} \rightarrow C'_{n\delta_r} = C_{n\delta_r}^* \frac{S'_f l'_f}{S_f l_f} \quad (A2.2-8)$$

⑥, ⑦, ⑧で上側方向舵, 下側方向舵の面積をそれぞれ S_{ru} , S_{rl} とすると, 上側または下側の一方が破損した場合は

$$C'_{n\delta_r} \rightarrow C_{n\delta_r}^* \frac{S_{rj}}{S_{ru} + S_{rl}} \quad (A2.2-9)$$

($i = y, l, n$; $j = 1, u$) とする. また, これとともに $z_{f\delta}$ も $z_{f\delta_u}$, $z_{f\delta_l}$ に変える.

A2.2.2 慣性モーメント, 慣性乗積の推算

尾翼重量は全備重量の 1.5 ~ 3.5% と言われており (文献 A2.2-1), ここでは 2.5% とする. このとき, 垂直尾翼重量 W_f は

$$W_f = W \frac{S_f}{S_f + S_t} \frac{2.5}{100} \quad (A2.2-10)$$

となる. ここで, S_t は水平尾翼面積, W は全備重量である.

垂直尾翼の平均空力翼弦長を c_{fin} , 垂直尾翼空力中心から x 軸までの距離を z_f とする. I_i^* は正常な機体, I_i' は損傷した機体の慣性モーメントあるいは慣性乗積を表す. また, I_{ifin} はそれらの垂直尾翼の寄与を表す. ($i = x, y, z, xz$) k_1, k_2, k_3, k_4 はそれぞれ垂直尾翼損傷による l_f, c_{fin}, z_f, W_f の変化率 = (損傷後/損傷前) を表す.

① I_z

$$I'_{zfin} = (k_1 l_f + \frac{1}{4} k_2 c_{fin})^2 k_4 W_f \quad (A2.2-11)$$

$$I'_z = I_z^* - I_{zfin}^* + I'_{zfin} \quad (A2.2-12)$$

② I_y

$$I'_{yfin} = \{ (k_1 l_f + \frac{1}{4} k_2 c_{fin})^2 + (k_3 z_f)^2 \} k_4 W_f \quad (A2.2-13)$$

$$I'_y = I_y^* - I_{yfin}^* + I'_{yfin} \quad (A2.2-14)$$

③ I_x

$$I'_{xfin} = (k_3 z_f)^2 k_4 W_f \quad (A2.2-15)$$

$$I'_x = I_x^* - I_{xfin}^* + I'_{xfin} \quad (A2.2-16)$$

④ I_{xz}

$$I'_{xzfin} = (k_1 l_f + \frac{1}{4} k_2 c_{fin}) k_3 z_f k_4 W_f \quad (A2.2-17)$$

$$I'_{xz} = I_{xz}^* - I_{xzfin}^* + I'_{xzfin} \quad (A2.2-18)$$

A2.2.3 L_i', N_i' の推算 ($i = \beta, p, r, \delta_a, \delta_r$)

L_i', N_i' は垂直尾翼破損により無次元微係数が変わる場合と変わらない場合に分けて考えなければならない.

正常な機体の微係数: $L_i, N_i, L_{li}, N_{li}, C_{li}, C_{ni}$

壊れた機体の微係数: $L_i^*, N_i^*, L_i', N_i', C_{li}^*, C_{ni}^*$

とする. 次の関係に注意すると垂直尾翼損後の微係数が以下のように求められる.

$$\begin{bmatrix} L_i' \\ N_i' \end{bmatrix} = \frac{1}{G} \begin{bmatrix} 1 & H_1 \\ H_2 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_i \\ N_i \end{bmatrix} \quad (A2.2-19)$$

ここで, $G = 1 - H_1 H_2$, $H_1 = I_{xz} / I_x$, $H_2 = I_{xz} / I_z$ である.

i) 破損により無次元微係数が変わる場合 ($i = r, \delta_r$)

C_{11}, C_{n1} がそれぞれ C_{11}^*, C_{n1}^* に変化したとすると, L_1, N_1 はそれぞれ $L_1^* = d_x' C_{11}^*, N_1^* = d_z' C_{n1}^*$ になる. ここで,

$$i = r \text{ のとき, } d_x' = \frac{\rho U_0 S b^2}{4 I_{x'}} \quad , \quad d_z' = \frac{\rho U_0 S b^2}{4 I_{z'}} \\ i = \delta_r \text{ のとき, } d_x' = \frac{\rho U_0^2 S b}{2 I_{x'}} \quad , \quad d_z' = \frac{\rho U_0^2 S b}{2 I_{z'}}$$

である. 故障後の L_1^*, N_1^* は次のようになる.

$$\begin{bmatrix} L_1^{**} \\ N_1^{**} \end{bmatrix} = \frac{1}{G'} \begin{bmatrix} 1 & H_1' \\ H_2' & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_1^* \\ N_1^* \end{bmatrix} \quad (A2.2-20)$$

ここで, $G' = 1 - H_1' H_2', H_1' = I_{xz}' / I_{x'}, H_2' = I_{xz}' / I_{z'}$ である. $I_{x'}, I_{z'}, I_{xz}'$ は破損後の慣性モーメント及び慣性乗積である.

ii) 破損により無次元微係数が変わらない場合 ($i = p, \delta_a$)

有次元微係数で質量, 慣性モーメント, 慣性乗積のみが変わる場合である.

C_{11}, C_{n1} は変化しないので, L_1, N_1 がそれぞれ $L_1^* = d_x' C_{11}, N_1^* = d_z' C_{n1}$ になる. ここで,

$$d_x' = k_1 d_x, d_z' = k_n d_z \\ k_1 = I_x / I_{x'}, k_n = I_z / I_{z'} \\ i = p \text{ のとき, } d_x = \frac{\rho U_0 S b^2}{4 I_x} \quad , \quad d_z = \frac{\rho U_0 S b^2}{4 I_z} \\ i = \delta_a \text{ のとき, } d_x = \frac{\rho U_0^2 S b}{2 I_x} \quad , \quad d_z = \frac{\rho U_0^2 S b}{2 I_z}$$

である. このとき,

$$\begin{bmatrix} L_1^* \\ N_1^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_x' C_{11} \\ d_z' C_{n1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 d_x C_{11} \\ k_n d_z C_{n1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 L_1 \\ k_n N_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 & 0 \\ 0 & k_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_1 \\ N_1 \end{bmatrix} \\ = \begin{bmatrix} k_1 & 0 \\ 0 & k_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & -H_1' \\ -H_2' & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_1^* \\ N_1^* \end{bmatrix} \quad (A2.2-21)$$

(A2.2-19)式と同様に次式が成り立つ.

$$\begin{bmatrix} L_1^{**} \\ N_1^{**} \end{bmatrix} = \frac{1}{G'} \begin{bmatrix} 1 & H_1' \\ H_2' & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_1^* \\ N_1^* \end{bmatrix} \quad (A2.2-22)$$

(A2.2-22)式に(A2.2-21)式を代入すると次式を得る.

$$\begin{bmatrix} L_1^{**} \\ N_1^{**} \end{bmatrix} = \frac{1}{G'} \begin{bmatrix} k_1 - k_n H_1' H_2' & -k_1 H_1' + k_n H_1' \\ k_1 H_2' - k_n H_2' & -k_1 H_1' H_2' + k_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_1^* \\ N_1^* \end{bmatrix} \quad (A2.2-23)$$

iii) 破損により C_{n1} が変わり C_{11} が変わらない場合 ($i = \beta$)

ii) と同様に次式が成り立つ.

$$\begin{bmatrix} L_1^* \\ N_1^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_x' C_{11} \\ d_z' C_{n1}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 d_x C_{11} \\ d_z' C_{n1}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 L_1 \\ d_z' C_{n1}^* \end{bmatrix} \quad (A2.2-24)$$

(A2.2-22)式に(A2.2-24)式を代入すると次式を得る.

$$\begin{bmatrix} L_1^{**} \\ N_1^{**} \end{bmatrix} = \frac{1}{G'} \begin{bmatrix} k_1 (L_1^* - H_1' N_1^*) + H_1' d_z' C_{n1}^* \\ k_1 H_2' (L_1^* - H_1' N_1^*) + d_z' C_{n1}^* \end{bmatrix} \quad (A2.2-25)$$

A2.2.4 推力に関する微係数の推算

図2. 2-2は機体に作用する推力, 主翼空力中心(WAC), 尾翼空力中心(TAC)を示している. 各翼は後退角をもつテーパー翼として幾何学的に空力中心を求めている. 片翼の2基のエンジンは同じ推力を出すものとし, その合力がそれぞれのエンジンの推力の作用点の間に作用するものとする.

有次元微係数の定義より

$$N_{\Delta \delta_t} = \frac{1}{I_x} \frac{\partial N}{\partial (\Delta \delta_t)}, \quad X_{\Delta \delta_t} = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial (\Delta \delta_t)}$$

である. 片側の推力の合力 T_R の作用線と x 軸との距離を ℓ_w とする. $N_{TR} = \ell_w X_{TR}$ (添字TRは左右エンジンの推力差 $\Delta \delta_t$ の寄与を表す) に注意すると次式を得る.

$$N_{\Delta \delta_t} = \frac{m \ell_w}{I_x} X_{\Delta \delta_t} \quad (A2.2-26)$$

同様に

$$L_{\Delta \delta_t} = - \frac{m \ell_w}{I_x} Z_{\Delta \delta_t} \quad (A2.2-27)$$

一方, (A2.2-19)式と同様に次式が成り立つ.

$$\begin{bmatrix} N_{\Delta \delta_t}^* \\ L_{\Delta \delta_t}^* \end{bmatrix} = \frac{1}{G} \begin{bmatrix} 1 & H_1 \\ H_2 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_{\Delta \delta_t} \\ L_{\Delta \delta_t} \end{bmatrix} \quad (A2.2-28)$$

(A2.2-26), (A2.2-27)式では, 両翼のエンジンの推力差を強調するために $X_{\Delta \delta_t}$,

$Z_{\Delta \delta_t}$ と書いたが, それらは $X_{\delta_t}, Z_{\delta_t}$ と同じである. 従って, $X_{\delta_t}, Z_{\delta_t}$ のデータから $N_{\Delta \delta_t}^*, L_{\Delta \delta_t}^*$ が推算できる.

A2.2.5 機体形状に関する諸元

以上の推算式に現れる機体形状に関する諸元は次の通りである.

$S = 50.8 \text{ m}^2, b = 59.5 \text{ m}, c = 8.30 \text{ m}, S_f = 92.0 \text{ m}^2,$
 $S_t = 12.7 \text{ m}^2, l_f = 28.0 \text{ m}, l_t = 26.8 \text{ m}, \ell_w = 16.1 \text{ m},$
 $z_{fr} = 6.69 \text{ m}, z_f = 6.69 \text{ m}$
 $z_{f\delta} = 6.69 \text{ m} (z_{f\delta_w} = 8.82 \text{ m}, z_{f\delta_t} = 4.71 \text{ m})$
 $\lambda = 0.25, \text{ アスペクト比} = 6.96, \text{ 後退角} = 37.5 \text{ deg}$

A2.2.6 微係数等の推算値

微係数等の推算値を表A2. 2-1に示す。これらは安定軸座標系におけるものである。

表A2. 2-1 微係数等の推算値

	Normal	a	b	c	d
W	2.886D5	2.856D5	2.879D5	2.879D5	2.872D5
I _z	2.453D7	2.444D7	2.450D7	2.450D7	2.445D7
I _y	4.466D7	4.181D7	4.416D7	4.374D7	4.310D7
I _x	6.709D7	6.433D7	6.661D7	6.620D7	6.560D7
I _{xz}	-5.467D5	-1.047D6	-6.530D5	-6.914D5	-8.953D5
X _u	-5.343D-3	-5.400D-3	-5.357D-3	-5.357D-3	-5.369D-3
Z _u	-1.065D-1	-1.076D-1	-1.068D-1	-1.068D-1	-1.070D-1
M _u	6.065D-5	6.475D-5	6.130D-5	6.189D-5	6.281D-5
X _α	5.104	1.697D1	1.684D1	1.684D1	1.688D1
Z _α	-1.099D2	-3.654D2	-3.625D2	-3.625D2	-3.634D2
M _α	-1.282	-1.369	-1.296	-1.309	-1.328
M _{α̇}	-1.044D-1	-1.115D-1	-1.055D-1	-1.066D-1	-1.081D-1
Z _q	-8.082	-8.168	-8.104	-8.104	-8.122
M _q	-5.350D-1	-5.714D-1	-5.410D-1	-5.463D-1	-5.543D-1
X _{δ_e}	0.1210	0.1222	0.1213	0.1213	0.1215
Z _{δ_e}	-8.038	-8.123	-8.059	-8.059	-8.077
M _{δ_e}	-1.690	-1.805	-1.709	-1.726	-1.751
X _{δ_t}	3.449D-6	3.486D-6	3.458D-6	3.458D-6	3.466D-6
Z _{δ_t}	-3.013D-7	-3.045D-7	-3.021D-7	-3.021D-7	-3.028D-7
M _{δ_t}	6.804D-8	7.268D-8	6.881D-8	6.948D-8	7.050D-8
Y _β	-21.40	0.0	-8.980	-15.94	-11.56
L _β	-2.917	-2.869	-2.897	-2.911	-2.906
N _β	1.060	-0.8081	3.395D-2	3.989D-1	1.124D-1
L _p	-0.7913	-0.7940	-0.7920	-0.7920	-0.7934
N _p	-2.700D-2	-2.196D-2	-2.592D-2	-2.563D-2	-2.338D-2
L _r	0.3431	0.2271	0.2790	0.3086	0.2642
N _r	-0.2057	0.1090	-6.679D-2	0.1427	-5.243D-2
L _{δ_a}	0.2107	0.2113	0.2108	0.2108	0.2112
N _{δ_a}	1.073D-2	9.540D-2	1.047D-2	1.048D-2	9.845D-3
Y _{δ_r}	2.910	0.0	1.970	0.0	.6837
L _{δ_r}	0.1840	0.0	0.1223	0.0	2.838D-2
N _{δ_r}	-0.6246	0.0	-0.4487	0.0	-0.1327
N _{δ_t}	2.385D-7	2.484D-7	2.401D-7	2.416D-7	2.437D-7

L _{δ_t}	5.177D-8	4.666D-8	5.075D-8	5.034D-8	4.834D-8
C _{yβ}	-0.890	0.0	-0.3681	-0.6530	-0.4726
C _{nβ}	0.165	-0.1316	8.855D-4	7.950D-2	1.142D-2
C _{lr}	0.135	4.333D-2	0.1119	0.1230	0.1057
C _{nr}	-0.274	0.1195	-7.033D-2	-0.1522	-5.279D-2
C _{yδ_r}	0.121	0.0	8.071D-2	0.0	2.795D-2
C _{nδ_r}	-9.90D-2	0.0	-7.132D-2	0.0	-2.076D-2
C _{lδ_r}	9.70D-3	0.0	6.470D-3	0.0	1.376D-3

参考文献

A2.2-1: 日本航空宇宙学会編, 「航空機データシート集」, 第1集.

A2.2.7 特性根（開ループ及び閉ループ（推力制御））

i) 縦運動

表 A 2. 2-2 縦運動の特性根

故障	ループ	長周期	短周期
正常	開	$-0.1713D-2 \pm j0.06527$	$-0.5882 \pm j1.099$
	閉	$-0.5285D-2 \pm j0.06492$	$-0.6105 \pm j1.090$
a	開	$-0.1780D-2 \pm j0.06555$	$-0.6128 \pm j1.135$
	閉	$-0.5386D-2 \pm j0.06519$	$-0.6370 \pm j1.125$
b	開	$-0.1726D-2 \pm j0.06534$	$-0.5925 \pm j1.105$
	閉	$-0.5309D-2 \pm j0.06499$	$-0.6151 \pm j1.096$
c	開	$-0.1733D-2 \pm j0.06534$	$-0.5957 \pm j1.110$
	閉	$-0.5311D-2 \pm j0.06499$	$-0.6185 \pm j1.101$
d	開	$-0.1748D-2 \pm j0.06540$	$-0.6011 \pm j1.118$
	閉	$-0.5333D-2 \pm j0.06505$	$-0.6244 \pm j1.109$

ii) 横・方向

表 A 2. 2-3 横・方向運動の特性根

故障	ループ	ダッチロール	スパイラル	ロール
正常	開	$-0.08895 \pm j1.074$	-0.01064	-0.9129
	閉	$-0.1007 \pm j1.073$	-0.01843	-0.9127
a	開	0.8873 -0.4270	-0.01441	-1.131
	閉	-0.8894 -0.4189	-0.03685	-1.137
b	開	$0.06903 \pm j0.4835$	-0.03675	-1.004
	閉	$-0.07215 \pm j0.4806$	-0.07261	-1.004
c	開	$-0.02210 \pm j0.8153$	-0.01902	-0.9492
	閉	$-0.04756 \pm j0.8130$	-0.03116	-0.9492
d	開	$-0.05418 \pm j0.5430$	-0.01989	-0.9908
	閉	$-0.06089 \pm j0.5398$	-0.05556	-0.9911

A 2. 3 連続時間係数と離散時間係数の変換

A2.3.1 連続→離散

$$\dot{x} = A x + B u \rightarrow x(k+1) = A_d x(k) + B_d u(k) \quad (A2.3-1)$$

離散時間系の入力ホルダを零次ホルダとすると (A, B) と (A_d, B_d) の間には次式が成り立つ。

$$A_d = e^{AT}, \quad B_d = \left(\int_0^T e^{A\tau} d\tau \right) B \quad (A2.3-2)$$

ここで, T はサンプリング周期である。

A_d, B_d は A, B より次のように計算できる。

a. 級数展開

$$A_d = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{1}{n!} (AT)^n \quad (A2.3-3)$$

$$B_d = \left\{ \int_0^T \left[\sum_{n=0}^{\infty} \frac{1}{n!} (A\tau)^n \right] d\tau \right\} B$$

$$= \sum_{n=0}^{\infty} \frac{T}{n+1} \frac{1}{n!} (AT)^n B \quad (A2.3-4)$$

b. 固有値から

A の固有値を λ_i (i=1, ..., n) とすると, ある正則行列 P により A は対角化できる。

$$A = P [\text{diag } \lambda_i] P^{-1} \quad (A2.3-5)$$

と書ける。ここで, P は A の固有ベクトル p_i から成る。即ち, P = [p₁, p₂, ..., p_n]。

$$A_d = e^{AT} = \exp \{ P [\text{diag } \lambda_i] P^{-1} T \}$$

$$= P [\text{diag } (e^{\lambda_i T})] P^{-1} \quad (A2.3-6)$$

$$B_d = P [\text{diag } \{ (e^{\lambda_i T} - 1) / \lambda_i \}] P^{-1} B \quad (A2.3-7)$$

ただし, λ_i = 0 のときは diag (e^{λ_iT}) の (i, i) 成分は 1, diag { (e^{λ_iT} - 1) / λ_i } の (i, i) 成分は T となる。

P は一般に複素数であるが, 次のように実数計算のみで求めることもできる。

λ₁, λ₂ が A の共役複素数固有値であるとする。このとき次の線形変換 Q を考える。

$$Q = \begin{bmatrix} 1/2 & 1/2j & 0 \\ 1/2 & -1/2j & 0 \\ 0 & 0 & I_{n-2} \end{bmatrix} \quad (A2.3-8)$$

ここで, I_{n-2} は (n-2) × (n-2) の単位行列である。

p₁, p₂ をそれぞれ λ₁, λ₂ に関する共役な固有ベクトルとすると,

$$PQ = [(p_1 + p_2)/2, (p_1 - p_2)/2j, p_3, \dots, p_n] \quad (A2.3-9)$$

$$Q^{-1} \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n) Q = \begin{bmatrix} (\lambda_1 + \lambda_2)/2 & (\lambda_1 - \lambda_2)/2j & 0 \\ -(\lambda_1 - \lambda_2)/2j & (\lambda_1 + \lambda_2)/2 & 0 \\ 0 & 0 & \Lambda_{n-2} \end{bmatrix}$$

となる。ここで, Λ_{n-2} = diag(λ₃, ..., λ_n) である。

(A2.3-9) 式の第 1 列, 第 2 列, および (A2.3-10) 式の左上の 2 × 2 ブロック行列は実数ベ

クトルあるいは行列である。他の共役な固有値、固有ベクトルについても同様に実数に変換できる。一方、

$$e^{AT} = (PQ) Q^{-1} [\text{diag}(e^{\lambda_i T})] Q (PQ)^{-1} \quad (\text{A2.3-11})$$

であるから、 $\exp(AT)$ は実数計算のみで得られることが分かる。

共役複素数固有値を $\lambda_i = \alpha + j\beta$, $\lambda_{i+1} = \alpha - j\beta$ とおくと、

$$(\lambda_i + \lambda_{i+1}) / 2 = e^{\alpha} \cos \beta \quad (\text{A2.3-12})$$

$$(\lambda_i - \lambda_{i+1}) / 2j = e^{\alpha} \sin \beta \quad (\text{A2.3-13})$$

$$(e^{\lambda_i T} - 1) / \lambda_i = \{(a\alpha + b\beta) + j(b\alpha - a\beta)\} / (\alpha^2 + \beta^2) \quad (\text{A2.3-14})$$

となる。ここで、 $a = \exp(\alpha T) \cos(\beta T) - 1$, $b = \exp(\alpha T) \sin(\beta T)$ である。

A2.3.2 離散→連続

$A_d = \exp(AT)$ なる A_d が与えられたとき A を求める。まず、 A_d を対角化する。

$$P A_d P^{-1} = \text{diag} \mu_i \quad (\text{A2.3-15})$$

ここで、 μ_i は A_d の固有値であり、 P は(A2.3-5)式の P と同じである。(A2.3-6), (A2.3-15)式より次式を得る。

$$\mu_i = \exp(\lambda_i T) \rightarrow \lambda_i T = \log \mu_i \quad (\text{A2.3-16})$$

$$\therefore P A P^{-1} T = \text{diag}(\lambda_i T) = \text{diag}(\log \mu_i) \quad (\text{A2.3-17})$$

従って、(A2.3-17)式より次のように A が求められる。

$$A = P^{-1} \{ \text{diag}(\log \mu_i) / T \} P \quad (\text{A2.3-18})$$

次に、 B を求める。 $\mu_i = \alpha + j\beta$ とおくと、

$$\begin{aligned} \log \mu_i &= \log(\alpha + j\beta) = \log |\mu_i| + j \arg \mu_i \\ &= \{\log(\alpha^2 + \beta^2)\} / 2 + j \tan^{-1}(\beta / \alpha) \end{aligned} \quad (\text{A2.3-19})$$

一方、

$$\begin{aligned} B &= [P \text{diag} \{ (e^{\lambda_i T} - 1) / \lambda_i \} P^{-1}]^{-1} B_d \\ &= P [\text{diag} \{ \lambda_i / (e^{\lambda_i T} - 1) \} P^{-1}] B_d \end{aligned} \quad (\text{A2.3-20})$$

である。(A2.3-16), (A2.3-19)式を用いると、上式の対角行列の対角要素は次のように計算できる。

$$\frac{\lambda_i}{e^{\lambda_i T} - 1} = \frac{[\{\log(\alpha^2 + \beta^2)\} / 2 + j \tan^{-1}(\beta / \alpha)](\alpha - 1 + j\beta)}{T\{(\alpha - 1)^2 + \beta^2\}}$$

ゆえに、(A2.3-14)式において、

$$a \rightarrow \{\log(\alpha^2 + \beta^2)\} / T, \quad b \rightarrow \{\tan^{-1}(\beta / \alpha)\} / T, \quad \alpha \rightarrow \alpha - 1, \quad \beta \rightarrow \beta$$

と置けばよい。このように連続→離散、離散→連続の変換は a, b, α, β の置き方を変えれば同じアルゴリズムで計算できる。

第3章

A3.1 フィードバック線形化法

文献1-63にそってフィードバック線形化法を簡単に示す。

A3.1.1 問題の記述と定義

次のクラスの非線形時変系を考える。

$$\dot{X}(t) = A(X, t) + B(X, t)U(t) \quad (\text{A3.1-1a})$$

$$Y(t) = C(X, t) + D(X, t)U(t) \quad (\text{A3.1-1b})$$

ここで、 $X(t) \in R^n$, $U(t) \in R^m$, $Y(t) \in R^m$ ($m \leq n$) はそれぞれ状態変数、入力、出力ベクトルである。 $A(X, t)$, $B(X, t)$, $C(X, t)$, $D(X, t)$ はそれぞれ $n \times 1$, $n \times m$, $m \times 1$, $m \times m$ の行列である。これらの行列は (X, t) のある領域 R_0 で十分な回数だけ X, t に関して連続偏微分可能であるとする。

次の非線形時変フィードバック制御則

$$U(t) = F(X, t) + G(X, t)V(t) \quad (\text{A3.1-2})$$

を(A3.1-1a), (A3.1-1b)式に適用する。ここで、 $V(t) \in R^m$ であり、 $F(X, t)$ は $m \times 1$ の行列、 $G(X, t)$ は $m \times m$ の正則な行列である。このとき、閉ループ系は次のようになる。

$$\dot{X}(t) = A(X, t) + B(X, t)F(X, t) + B(X, t)G(X, t)V(t) \quad (\text{A3.1-3a})$$

$$Y(t) = C(X, t) + D(X, t)F(X, t) + D(X, t)G(X, t)V(t) \quad (\text{A3.1-3b})$$

オペレータ N_A^k を次のように定義する($k=1, 2, \dots$)。

$$N_A^k C_i(X, t) = \frac{\partial}{\partial t} N_A^{k-1} C_i(X, t) + \left[\frac{\partial}{\partial X} N_A^{k-1} C_i(X, t) \right] A(X, t) \quad (\text{A3.1-4})$$

ここで、 $N_A^0 C_i(X, t) = C_i(X, t)$ であり、 $C_i(X, t)$ はベクトル $C(X, t)$ ($i=1, 2, \dots, m$)の第 i 成分である。 $D_i(X, t)$ を $D(X, t)$ の第 i 行ベクトルとすると、(A3.1-1a), (A3.1-1b)式のシステムの微分次数 d_i が次のように定義できる($i=1, \dots, m$)。

$$D_i(X, t) \neq 0 \text{ のとき, } d_i = 0 \quad (\text{A3.1-5})$$

$$D_i(X, t) = 0 \text{ のとき,}$$

$$d_i = \min \left\{ j : \left[\frac{\partial}{\partial X} N_A^{j-1} C_i(X, t) \right] B(X, t) \neq 0 ; j=1, 2, \dots, n \right\} \quad (\text{A3.1-6})$$

$i=1, \dots, m$, 及び全ての $(X, t) \in R_0$ に対して d_i は一定とする。

線形系の場合と同様に非干渉化(decoupling)を次のように定義する。

〔定義〕 全ての $i=1, \dots, m$ に対して入力 $V_i(t)$ が出力 $Y_i(t)$ にのみ影響するとき、(A3.1-1a), (A3.1-1b) 式のシステムは状態フィードバック (A3.1-2) 式によって非干渉化される。ここで、 $V_i(t)$, $Y_i(t)$ はそれぞれベクトル $V(t)$, $Y(t)$ の第 i 成分である。

A3.1.2 設計手順

行列 $D^*(X, t)$, $C^*(X, t)$, $M^*(X, t)$ および Λ を以下のように定義する。

$D^*(X, t)$ は $m \times m$ の行列であり、その第 i 行ベクトル ($i=1, 2, \dots, m$) は次の通りである。

$$D_i^*(X, t) = \begin{cases} D_i(X, t) & ; d_i = 0 \\ \left[\frac{a}{aX} N_A^{d_i-1} C_i(X, t) \right] B(X, t) & ; d_i \neq 0 \end{cases} \quad (A3.1-7)$$

$C^*(X, t)$ は m 次元の列ベクトルであり、その第 i 成分は

$$C_i^*(X, t) = N_A^{d_i} C_i(X, t) \quad (A3.1-8)$$

である。ここで、 $d_i = 0$ の場合も含まれている。一方、 m 次元列ベクトル M^* の第 i 成分 ($i=1, 2, \dots, m$) は次式で与えられる。

$$M_i^*(X, t) = \begin{cases} 0 & ; d_i = 0 \\ \sum_{k=0}^{d_i-1} \alpha_k^i N_A^k C_i(X, t) & ; d_i \neq 0 \end{cases} \quad (A3.1-9)$$

Λ は $m \times m$ の対角行列で対角要素としてスカラー λ_i ($i=1, 2, \dots, m$) をもつ。以上の定義の下で次の定理が成立する。

〔定理〕 $D^*(X, t)$ が R_0 上で正則であれば、(A3.1-1a), (A3.1-1b) 式のシステムは次の $F^*(X, t)$ および $G^*(X, t)$ によって R_0 上で非干渉化される。

$$F^*(X, t) = -D^*(X, t)^{-1} [C^*(X, t) + M^*(X, t)] \quad (A3.1-10)$$

$$G^*(X, t) = D^*(X, t)^{-1} \Lambda \quad (A3.1-11)$$

ここで、 $M^*(X, t)$ および Λ 中の定数 α_k^i および λ_i ($i=1, 2, \dots, m; k=0, 1, \dots, d_i-1$) は任意に選ぶことができる。

この定理に関連して次の系が成り立つ。

〔系〕 (A3.1-1a), (A3.1-1b) 式のシステムが $F^*(X, t)$ および $G^*(X, t)$ によって R_0 上で非干渉化されるならば、非干渉化された m 個の 1 入出力系の各々において最大 d_i ($i=1, 2, \dots, m$) 個の極を指定することができる。従って、全体の非干渉化されたシステムでは $(d_1 + d_2 + \dots + d_m)$ 個の極を任意に配置できる。

上の〔定理〕および〔系〕で述べられていることは以下のように確認できる。

s を微分オペレータ (d/dt) とすると (A3.1-6) 式の d_i の定義より次の式が成り立つ。ここで、独立変数 X , t は省略する。

$$\begin{aligned} s Y_i &= N_A C_i \\ s^2 Y_i &= N_A^2 C_i \\ &\vdots \\ s^{d_i-1} Y_i &= N_A^{d_i-1} C_i \\ s^{d_i} Y_i &= N_A^{d_i} C_i + \{ a (N_A^{d_i-1} C_i) / aX \} B (F + G V) \\ &= C_i^* + D_i^* (F + G V) \end{aligned} \quad (A3.1-12)$$

$i=1, \dots, m$ について上の最後の式を書くと、

$$\begin{bmatrix} s^{d_1} Y_1 \\ s^{d_2} Y_2 \\ \vdots \\ s^{d_m} Y_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1^* \\ C_2^* \\ \vdots \\ C_m^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_1^* \\ D_2^* \\ \vdots \\ D_m^* \end{bmatrix} (F + G V) \quad (A3.1-13)$$

となる。 $\Gamma(s) = \text{diag} \{ s^{d_1}, s^{d_2}, \dots, s^{d_m} \}$ とおくと、(A3.1-13) 式は次のように書ける。

$$\Gamma(s) Y = C^* + D^* (F + G V) \quad (A3.1-14)$$

(A3.1-14) 式に (A3.1-10), (A3.1-11) 式を代入すると

$$\Gamma(s) Y = -M^* + \Lambda V \quad (A3.1-15)$$

となる。

一方、(A3.1-9) 式の M^* の定義と d_i の定義 (A3.1-12) 式より次式を得る。

$$M_i^* = \alpha_0^i Y_i + \alpha_1^i s Y_i + \alpha_2^i s^2 Y_i + \dots + \alpha_{d_i-1}^i s^{d_i-1} Y_i \quad (A3.1-16)$$

(A3.1-15) 式と (A3.1-16) 式より

$$s^{d_i} Y_i = -(\alpha_0^i + \alpha_1^i s + \alpha_2^i s^2 + \dots + \alpha_{d_i-1}^i s^{d_i-1}) Y_i + \lambda_i V_i \quad (A3.1-17)$$

となる。

$$\gamma_i(s) = \alpha_0^i + \alpha_1^i s + \alpha_2^i s^2 + \dots + \alpha_{d_i-1}^i s^{d_i-1} + s^{d_i} \quad (A3.1-18)$$

とおくと (A3.1-17) 式は次のように書ける。

$$Y_i = \gamma_i(s)^{-1} \lambda_i V_i \quad (A3.1-19)$$

上式から分かるように入力 V_i は出力 Y_i にのみ影響している。つまり、システムが非干渉化されている。また、 α_k^i を適当に選ぶことにより $\gamma_i(s)$ の零点、即ち V_i と Y_i に関する閉ループ系の d_i 個の極を任意に与えることができる。さらに、

$$\Gamma_e(s) = \text{diag} \{ \gamma_1(s), \gamma_2(s), \dots, \gamma_m(s) \} \quad (\text{A3.1-20})$$

とおくと, (A3.1-15)式は次のように書ける.

$$Y = \Gamma_e(s)^{-1} \Lambda V \quad (\text{A3.1-21})$$

$\det [\Gamma_e(s)] = 0$ が全体の閉ループ系の特性方程式である. 上の [系] で述べられていたように $(d_1 + d_2 + \dots + d_m)$ 個の極を任意に配置できることが分かる.

航空機の運動方程式では $Y = [u, w(\alpha), q, v(\beta), p, r]^T$ の微分次数はいずれも 1, $Y = [\theta, \phi]^T$ の微分次数は 2 である. また, アクチュエータ動特性 (1 次遅れ系で近似) を考慮すると微分次数は 1 つ大きくなる. 3. 2 節ではこの点に留意されたい. 上記の Y の要素の記号 (u, w 等) の定義は 3. 4 節に示されている.

A 3. 2 ε と ε' の関係

ε の定義 (3.3-4) 式より

$$(s + \lambda) \varepsilon = \dot{Y} - \hat{A}'(X) - \hat{B}_G'(X) U_G \quad (\text{A3.2-1})$$

(A3.2-1) 式の両辺を微分すると

$$s(s + \lambda) \varepsilon = \ddot{Y} - \left[\frac{a\hat{A}'(X)}{aX^T} + \sum_{i=1}^m \frac{a\hat{B}_{G_i}'(X)}{aX^T} U_{G_i} \right] \dot{X} + \hat{B}_G'(X) \dot{U}_G \quad (\text{A3.2-2})$$

となる. 一方, ε' は (3.3-5) 式分かるように, (3.2-7b), (3.2-7c) 式の未知パラメータを推定値に置き換えたもので定義されている. 従って, (A3.2-2) 式で \dot{X}, \dot{U}_G をその推定値に置き換えれば上式は ε' となる. 即ち,

$$\varepsilon' = \ddot{Y} - \left[\frac{a\hat{A}'(X)}{aX^T} + \sum_{i=1}^m \frac{a\hat{B}_{G_i}'(X)}{aX^T} U_{G_i} \right] \hat{X} + \hat{B}_G'(X) \dot{U}_G \quad (\text{A3.2-3})$$

ここで,

$$\hat{X} = \hat{A}(X) + \hat{B}_G(X) U_G \quad (\text{A3.2-4})$$

である. \dot{U}_G は (3.3-8) 式で与えられる (アクチュエータ時定数は既知とする). (A3.2-4) 式で $\hat{A}(X), \hat{B}_G(X)$ のパラメータが収束すれば $\hat{X} \rightarrow \dot{X}$ である. 従って,

$\varepsilon' \rightarrow s(s + \lambda) \varepsilon$ となり, ε が 0 あるいは少なくとも一定値になれば $\varepsilon' \rightarrow 0$ となることが分かる.

A 3. 3 アクチュエータ動特性を無視した場合の y と ε の関係

(3.3-4) 式の両辺に $(s + \lambda)$ をかけて整理すると次式を得る.

$$(s + \lambda) \varepsilon = sY - \hat{A}'(X) - \hat{B}_G'(X) U_G \quad (\text{A3.3-1})$$

上式の $sY (= \dot{Y})$ に (3.2-6) 式の右辺を代入すると

$$(s + \lambda) \varepsilon = A'(X) - \hat{A}'(X) + (B_G'(X) - \hat{B}_G'(X)) U_G \quad (\text{A3.3-1})$$

となる. 一方, アクチュエータ動特性を考慮しない場合には (3.3-1) 式と同様な次の式を得る.

$$Gy + \dot{Y}^* = \hat{A}'(X) + \hat{B}_G'(X) U_G \quad (\text{A3.3-2})$$

$\dot{Y}^* = \dot{Y} - \dot{y}$ を上式に代入し (3.2-6) 式を用いると

$$\dot{y} - Gy = A'(X) - \hat{A}'(X) + (B_G'(X) - \hat{B}_G'(X)) U_G \quad (\text{A3.3-3})$$

となる. (A3.3-1), (A3.3-3) 式より次式を得る.

$$(s + \lambda) \varepsilon = (sI - G)y \\ \therefore y = (sI - G)^{-1} (s + \lambda) \varepsilon \quad (\text{A3.3-4})$$

G は安定行列であるから $\varepsilon \rightarrow 0$ となれば $y \rightarrow 0$ ($t \rightarrow \infty$) となる. 特に $G = -\text{diag } \lambda$ とおけば

$$y = \varepsilon$$

となる. このように出力誤差 y の収束性は同定誤差の収束性に依存する. これは多項式代数法に基づいて設計されるモデル規範型適応制御系 (MRACS) の特徴と同じであり, 推定パラメータが必ずしも真値に一致しなくとも, $\varepsilon \rightarrow 0$ となれば $y \rightarrow 0$ となることを示している.

ところで, シミュレーションでは $Y = [\alpha, \theta, v, \phi]^T$ としたので, 上述の収束性が言えるのは v についてのみである. θ と ϕ に関する状態方程式のパラメータは既知であるが, θ と ϕ については (3.2-10) から (3.2-14) 式で述べた方法を用いて制御するので, 実質的には出力は q と p とみなしてよい. q, p については上の収束性が成り立つ. 一方, α についてはパラメータ同定は α ではなく w を用いて行っている. $w = u \tan \alpha$ 及び $\dot{\alpha} = (\cos^2 \alpha / u)(\dot{w} - \dot{u} \tan \alpha)$ という関係を用いて同定モデルも α に関するものにしてもよいが, その場合, 同定すべきパラメータの数が w に関するものよ

りも増えてしまう。しかし、飛行速度が大きく変化しない場合 ($\dot{u} \approx 0$) には α と w に関する運動方程式のパラメータは 1 対 1 に対応するので上述の誤差の収束性が α についても当てはまる。実際、本文で示したようにシミュレーションでは α の良好な収束性が得られている。

A 3. 4 舵面が固着した場合の実際の入力と一般入力

舵面が固着した場合も $U \neq P U_0$ となるので一般入力と実際の入力が矛盾する。固着した舵面とその舵角が分かれば、その舵面を入力 U から除き、一定外乱として扱うことができる。新しい入力ベクトルを U_{n+1} ($m - m_{st}$ 次元ベクトル, m_{st} : 固着した舵面の数), それに対する入力分配行列を P_{n+1} ($(m - m_{st}) \times m'$ の行列) とすると $U_{n+1} = P_{n+1} U_0$ となる。しかし、ここではこの方法はとらない。確かに、固着した舵面とその舵角を知るのは難しくないと考えられるが、本文で示した R F C S では個々の故障は同定しないという立場をとっている。舵面が固着した場合でも U , P は修正しない。実際、シミュレーションでは舵面固着の故障を取りあげているが、その結果からは特に問題はないと言える。その原因は 2 つ考えられる。1 つは舵面が固着した場合には、 U と $P U_0$ の差が飽和した場合ほど大きくないことである。舵面が飽和したときには M_r は 1.0 以上にもなることもある (図 3-10 参照)。もう 1 つは、 U と $P U_0$ の差がコントローラのパラメータ調整により補償されることである。これは次のように説明できる。

簡単のためにアクチュエータ動特性を除いて考えよう。 U は固着した舵面を含む実際の入力であるから、 U を用いて同定を行うとすれば次式が成り立つ。

$$\varepsilon = \dot{Y} - \hat{A}'(X) - \hat{B}'(X) U \rightarrow 0 \quad (A3.4-1)$$

いま、 $\mu = P U_0 - U$ とおくと

$$\begin{aligned} \hat{B}'(X) U &= \hat{B}'(X) (P U_0 - \mu) \\ &= \hat{B}'_G(X) U_0 - \hat{B}'(X) \mu \end{aligned} \quad (A3.4-2)$$

となる。(A3.4-2)式を(A3.4-1)式に代入すると次式を得る。

$$\varepsilon = \dot{Y} - \hat{A}'(X) - \hat{B}'_G(X) U_0 + \hat{B}'(X) \mu \rightarrow 0 \quad (A3.4-3)$$

ここで、 $\hat{B}'_G(X)$ は固着した舵面がない場合のものである。いま、次の $\Delta \hat{B}'_G(X)$ を考える。

$$\hat{B}'(X) \mu = \Delta \hat{B}'_G(X) U_0 \quad (A3.4-4)$$

上式を(A3.4-3)式に代入すると

$$\varepsilon = \dot{Y} - \hat{A}'(X) - (\hat{B}'_G(X) - \Delta \hat{B}'_G(X)) U_0 \rightarrow 0 \quad (A3.4-5)$$

となる。この式は U_G を用いて同定を行うと、 $\hat{B}'_G(X) - \Delta \hat{B}'_G(X)$ のパラメータが推定値として得られることを意味している。即ち、 $\Delta \hat{B}'_G(X)$ は舵が固着したことによる影響を $\hat{B}'_G(X)$ のパラメータに置き換えたものと同じと見ることができる。このような $\Delta \hat{B}'_G(X)$ が存在することは、例えば、次のような $\Delta \hat{B}'_G(X)$ を考えれば理解できる。

$$\Delta \hat{B}'_G(X) = \hat{B}'(X) \mu (U_G^T U_G)^{-1} U_G^T \quad (A3.4-6)$$

は(A3.4-4)式を満たす。このように固着の故障が生じた場合でも、パラメータ調整により $\varepsilon \rightarrow 0$ とすれば制御目的 ($y \rightarrow 0$) が達成される。

上述のことは入力が飽和したときにも言える。しかし、入力飽和の場合は本文でも述べたように U と $P U_0$ の差が大きく、 $\Delta \hat{B}'_G(X)$ のパラメータの変化も大きい。それ故、パラメータの収束に時間がかかる。しかも、入力飽和は故障発生直後の大きな運動を伴う場合に起こりやすい。その結果、十分に調整されていないパラメータを用いて制御しているうちに運動がより大きくなり、コントロールパワーの限界から物理的に制御不能に陥ってしまうものと考えられる。舵面の固着の場合でも、非常に大きい舵角で固着した場合には同じようなことが起こる。

A 3. 5 無次元空気力及び微係数の多項式表現

A3.5.1 航空機モデル

文献3-1では C_x 等の無次元化空気力, C_m 等の無次元化モーメント, $C_{m\alpha}$ や $C_{x\delta_n}$ 等の無次元化微係数が α と β , あるいは α の関数として表で与えられている (表 A 3. 4-1 参照)。ここでは、航空機の数学モデルをつくるために、 $\alpha = \{-10, -5, 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30\}$ (deg), $\beta = \{-20, -10, 0, 10, 20\}$ (deg) におけるデータを用いて、 α の 8 次式、 β の 4 次式としてそれらのパラメータを表現する。具体的には次のようになる。

$$C_k = \sum_{i=0}^8 \sum_{j=0}^4 C_{kij} \alpha^i \beta^j \quad ; k = m, Y, n, 1 \quad (A3.5-1)$$

$$C_k = \sum_{i=0}^8 C_{ki} \alpha^i \quad ; k = X_{\delta_n}, m_q, \text{ etc.} \quad (A3.5-2)$$

左右の舵面は全て独立に動くとし、横・方向の運動に対する水平尾翼角 δ_n , 縦の運動に対する補助翼角 δ_a に関する微係数は、それぞれ δ_n , δ_a に関する微係数に適切な値をかけて与える。カナード δ_c に関する微係数は文献3-1では与えられていないが、水平尾翼や補助翼の微係数から適当に設定する。

(A3.5-1), (A3.5-2)式の係数 C_{kij} , C_{ki} は最小自乗法により決定する。ここでは、未知係数とデータの数に等しいので、データ点において多項式で与えられる値はデータに一致する。また、これらの式は各パラメータをデータ点以外でも適切に与えてい

ることが確かめられている。

A3.5.2 同定モデル

パラメータ同定における同定モデルは次のようにおく。運動方程式の形は航空機モデル((3.4-1)式から(3.4-8)式)と同じにするが、無次元化空気力、モーメント、微係数は α と β 、あるいは α の2次式とする。

第4章

A4.1 航空機の数学モデル

航空機の運動方程式は3.4節でも示したが、主翼の1/2が破損した場合には多少変わるので、ここで改めて記述する。

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v r - w q \\ w p - u r \\ u q - v p \end{pmatrix} + \frac{P_{dy}}{M_a} \begin{pmatrix} C_X(\alpha) \\ C_Y(\alpha, \beta) \\ C_Z(\alpha) \end{pmatrix} \\ &+ \frac{\rho V S b}{4 M_a} \begin{pmatrix} 0 \\ C_{Yp}(\alpha)p + C_{Yr}(\alpha)r \\ 0 \end{pmatrix} + \frac{P_{dy}}{M_a} \begin{pmatrix} C_{X\delta}(\alpha)^T \\ C_{Y\delta}(\alpha)^T \\ C_{Z\delta}(\alpha)^T \end{pmatrix} \delta + \frac{1}{M_a} \begin{pmatrix} T_h \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (A4.1-1), (A4.1-2), (A4.1-3)$$

$$\begin{aligned} E_1 \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} &= E_2 \begin{pmatrix} p q \\ q r \\ r p \end{pmatrix} + E_3 \begin{pmatrix} p^2 \\ q^2 \\ r^2 \end{pmatrix} + P_{dy} \begin{pmatrix} b C_l(\alpha, \beta) \\ c C_m(\alpha, \beta) \\ b C_n(\alpha, \beta) \end{pmatrix} \\ &+ \frac{\rho V S b^2}{4} \begin{pmatrix} C_{lp}(\alpha)p + C_{lr}(\alpha)r \\ (c/b)^2 C_{mq}(\alpha)q \\ C_{np}(\alpha)p + C_{nr}(\alpha)r \end{pmatrix} + P_{dy} \begin{pmatrix} b C_{l\delta}(\alpha)^T \\ c C_{m\delta}(\alpha)^T \\ b C_{n\delta}(\alpha)^T \end{pmatrix} \delta - \begin{pmatrix} \Delta L \\ \Delta M \\ \Delta N \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (A4.1-4), (A4.1-5), (A4.1-6)$$

以上の運動方程式と次の力学的関係により航空機の剛体運動が表される。

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (A4.1-7)$$

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (A4.1-8)$$

ここで、 $\beta (= \sin^{-1}(v/V))$ は横滑り角、 $V (= (u^2 + v^2 + w^2)^{1/2})$ は対気速度である。 $P_{dy} = \rho V^2 S / 2$ と定義されている。 $C_X(\alpha)$ 、 $C_l(\alpha, \beta)$ 等は無次元空気力またはモーメントであり、次のような α または β の多項式で与えられる。

$$(P_{dy}/m) C_X(\alpha) = (P_{dy}/m) \sum_{i=0}^k C_{Xi} \alpha^i = \sum_{i=0}^k \underbrace{(C_{Xi} \rho S / 2 m)}_{\text{係数}} (V^2 \alpha^i) \quad (A4.1-9)$$

$$\begin{aligned} (P_{dy}/m) C_Y(\alpha, \beta) &= (P_{dy}/m) \sum_{i=0}^k \sum_{j=0}^h C_{Yij} \alpha^i \beta^j \\ &= \sum_{i=0}^k \sum_{j=0}^h \underbrace{(C_{Yij} \rho S / 2 m)}_{\text{係数}} (V^2 \alpha^i \beta^j) \end{aligned} \quad (A4.1-10)$$

C_{x1} , C_{y1} 等のノミナル値は文献3-1のデータを用いて決定されてる。(A4.1-9)及び(A4.1-10)式において、同定モデルでは $k=2, h=2$, そして、実際の航空機モデルでは $k=8, h=4$ としている。下線を引いた係数を定数と仮定して同定する。(A4.1-4), (A4.1-5), (A4.1-6)式で、 E_1, E_2, E_3 はそれぞれ次の3x3の行列である。

$$E_1 = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix}, \quad E_2 = \begin{bmatrix} I_{xz} & I_y & -I_z & -I_{yx} \\ -I_{yz} & I_{xy} & I_z & -I_x \\ I_x & -I_y & -I_{xz} & I_{yz} \end{bmatrix}$$

$$E_3 = \begin{bmatrix} 0 & I_{yz} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & 0 & I_{xz} \\ I_{xy} & -I_{xy} & 0 \end{bmatrix}$$

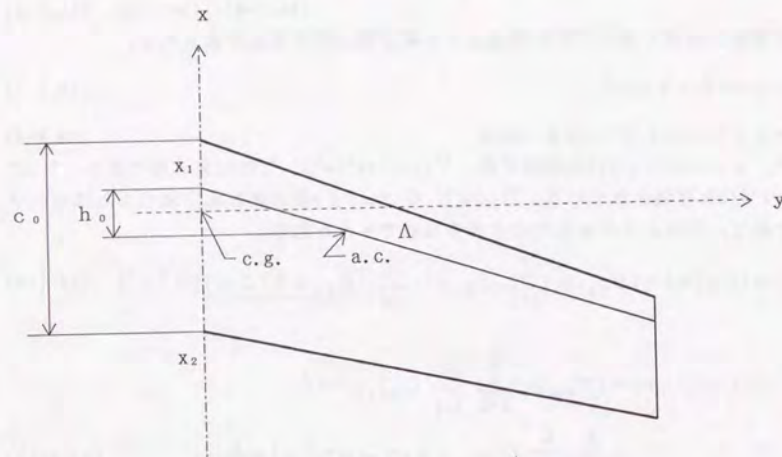
$\Delta L, \Delta M, \Delta N$ は主翼など機体の一部が破損したときに重力により発生するモーメントで、質量変化と θ, ϕ の関数である(付録A4.2参照)。

A4.2 右主翼の1/2が破損した場合の航空機モデル(文献2-1, pp.1-14, 75-110)

A4.2.1 諸元の変化

1) 主翼面積

主翼を図A4.2-1のような梯形翼とする。



図A4.2-1 主翼平面図

対称面の翼弦長を c_0 , テーパ比を $\lambda (=1/3)$ とすると、Y座標が y の位置における翼弦長は次式で表される。

$$c(y) = c_0(1 - ky) \quad (A4.2-1)$$

ここで、 $k=2(1-\lambda)/b(\lambda=1/3 \rightarrow kb=4/3)$ である。 $0 < y < b/4$ の部分の面積を S_1 とすると、

$$S_1 = \int_0^{b/4} c(y) dy = (5/24) c_0 b \quad (A4.2-2)$$

となる。一方、主翼全体の面積は

$$S = 2 \int_0^{b/4} c(y) dy = (2/3) c_0 b \quad (A4.2-3)$$

である。従って、破損後の面積 S' は次のようになる。

$$S' = S/2 + S_1 = (13/24) c_0 b = (13/16) S \quad (A4.2-4)$$

なお、主翼の破損した部分($b/2 < y < b/4$)の面積は

$$S_2 = S/2 - S_1 = (1/8) c_0 b = (3/16) S \quad (A4.2-5)$$

である。

2) 質量

主翼全体の質量を全機質量の1/4とし、主翼の質量は面積に比例するとする。このとき、破損後の主翼の質量は

$$M_{a'} = \{1 - (1/4)(3/16)\} M_{a0} = (61/64) M_{a0} \quad (A4.2-6)$$

となる。ここで、 M_{a0} はノミナルの全機質量である。

3) 慣性モーメント

I_x :

主翼の質量分布を一様とし、単位面積あたりの質量を m とする。 $I(a)$ を

$$I(a) = \int_0^a c(y) m y^2 dy = m c_0 a^3 (1/3 - k a/4) \quad (A4.2-7)$$

とおく。ノミナル及び破損後の主翼のX軸回りの慣性モーメントをそれぞれ、 $I_{xwing}, I_{xwing'}$ とすると、

$$I_{xwing'} = I_{xwing} (1 + I(b/4)/I(b/2))/2 = (15/32) I_{xwing} \quad (A4.2-8)$$

となる。主翼慣性モーメントの全機慣性モーメントに対する比を2/3とすると、破損後のX軸回りの慣性モーメントは

$$I_{x'} = (1 - (15/32)(2/3)) I_x = (35/48) I_x \quad (A4.2-9)$$

となる。

I_z :

I_x の場合と同様に

$$I_{zwing}' = (19/32) I_{zwing} \quad (A4.2-10)$$

となる。主翼慣性モーメントの全機慣性モーメントに対する比を1/3とすると、破損後のZ軸回りの慣性モーメントは

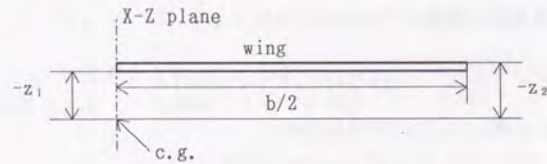
$$I_z' = (1 - (13/32)(1/3)) I_z = (83/96) I_z \quad (A4.2-11)$$

となる。

I_y : 不変とする。

4) 慣性乗積

図A4. 2-2のように z_1 , z_2 を定義する。主翼を密度(ρ)が一様な平板とし、上反角は0とする。



図A4. 2-2 主翼正面図

I_{yz} :

$$\begin{aligned} I_{yz} &= \int_{-b/2}^{-b/4} \int_{z_2}^{z_1} yz \rho c_0 (1+ky) dy dz = c_0 \int_{-b/2}^{-b/4} \left(\frac{1+ky}{2} y^2 \right) dy \int_{z_2}^{z_1} z dz \\ &= -(13/384) b (z_1 + z_2) (2/3) \rho b c_0 (z_1 - z_2) \\ &= -(13/384) b (z_1 + z_2) (M_{w0}/4) \\ &= 3725 (\text{kgm}^2) \end{aligned} \quad (A4.2-12)$$

ここで、 $M_{w0} (= M_{a0}/4)$ は主翼質量である。また、 $z_1 = -.43(\text{m})$, $z_2 = -.58(\text{m})$ である。

I_{xy} :

$$\begin{aligned} I_{xy} &= \int_{-b/2}^{-b/4} \int_{x_2}^{x_1} xy \rho dx dy = (\rho/2) \int_{-b/2}^{-b/4} y \{ (h_1 + c_1 y)^2 - (h_2 + c_2 y)^2 \} dy \\ &= 15797 (\text{kgm}^2) \end{aligned} \quad (A4.2-13)$$

ここで、 $x = h_0 - |y| \tan \Lambda$, $x_1 = x + c(y)/4 = h_1 + c_1 y$, $x_2 = x - (3/4)c(y) = h_2 + c_2 y$, Λ は主翼の後退角である。さらに、 $h_1 = h_0 + (1/4)c_0$, $c_1 = (1/4)c_0 k + \tan \Lambda$, $h_2 = h_0 - (3/4)c_0$, $c_2 = -(3/4)c_0 k + \tan \Lambda$ である。

$I_{zx} = 0$: 不変とする

A4.2.2 無次元空気力, 無次元モーメント

1) C_x , C_y , C_z

C_x , C_z は主翼面積に比例すると考えると、(A4.2-4)式より、破損後の C_x は

$$C_x' = (13/16) C_x \quad (A4.2-14)$$

である。同様に破損後の C_z は

$$C_z' = (13/16) C_z \quad (A4.2-15)$$

となる。 C_y は不変とする。

2) C_m

主翼の断面揚力係数, 抵抗係数が主翼全体で一様であるとし、それぞれ C_{l0} , C_{d0} とすると、

$$(C_{l0} \cos \alpha + C_{d0} \sin \alpha) \cos \Lambda - C_z \quad (A4.2-16)$$

である。上式の関係を用いると右主翼が発生する z 軸方向の力に基づくピッチングモーメントは

$$\begin{aligned} M_{wR} &= q_0 \int_0^a (C_{l0} \cos \alpha + C_{d0} \sin \alpha) \cos(\Lambda - \beta) (-y \tan \Lambda + h_0) c(y) dy \\ &= -q_0 (C_z c_0 / \cos \Lambda) \cos(\Lambda - \beta) a \{ (k \tan \Lambda / 3) a^2 - (\tan \Lambda + k h_0) a / 2 + h_0 \} \end{aligned} \quad (A4.2-17)$$

となる。ここで、 $q_0 = \rho V^2 / 2$ (動圧) である。主翼破損がない場合は $a = b/2$ である。同様に、左主翼が発生する揚力に基づくピッチングモーメントは次のようになる。

$$\begin{aligned} M_{wL} &= -q_0 (C_z c_0 / \cos \Lambda) \cos(\Lambda + \beta) a \{ (k \tan \Lambda / 3) a^2 - (\tan \Lambda + k h_0) a / 2 + h_0 \} \\ \text{従って、} a = b/2 \text{ のとき、両翼が発生するピッチングモーメントは} \end{aligned} \quad (A4.2-18)$$

$$\begin{aligned} M &= q_0 (M_{wR} + M_{wL}) \\ &= -q_0 C_z c_0 \cos \beta b \{ (5/36) b \tan \Lambda - (2/3) h_0 \} \end{aligned} \quad (A4.2-19)$$

となる。主翼によるピッチングモーメントの無次元モーメント係数は

$$\begin{aligned} C_{mw} &= M / (q_0 S \bar{c}) \\ &= -(C_z c_0 / S \bar{c}) \cos \beta b \{ (5/36) b \tan \Lambda - (2/3) h_0 \} \end{aligned} \quad (A4.2-20)$$

となる。ここで、 \bar{c} は平均空力翼弦長である。主翼断面の空力中心回りのピッチングモーメント係数を C_{mw0} とすると、正常な機体の全機モーメント係数は

$$C_m = C_{mw0} + C_{mw} \quad (A4.2-21)$$

と書ける。ここで、胴体等のピッチングモーメントへの影響は無視できるとする。

$$\begin{aligned} \therefore C_{mw0} &= C_m - C_{mw} \\ &= C_m - (C_z c_0 / S \bar{c}) \cos \beta b \{ (5/36) b \tan \Lambda - (2/3) h_0 \} \end{aligned} \quad (A4.2-22)$$

右主翼 1/2 破損の場合のピッチングモーメントは(A4.2-17)式で, $a=b/4$ とおくと

$$M_{wR}' = -(C_z c_0 / \cos \Lambda) \cos(\Lambda - \beta) (b/4) \{ -(7/72) b \tan \Lambda + (5/6) h_0 \}$$

となる。左主翼の影響を加えると, 両翼によって得られるピッチングモーメントは

$$\begin{aligned} M' / q_0 &= (M_{wR}' + M_{wL}') / q_0 \\ &= -(C_z c_0 b / \cos \Lambda) [\cos(\Lambda - \beta) (1/4) \{ -(7/72) b \tan \Lambda + (5/6) h_0 \} \\ &\quad + \cos(\Lambda + \beta) (1/2) \{ -(5/36) b \tan \Lambda + (2/3) h_0 \}] \end{aligned} \quad (A4.2-23)$$

となる。空力中心回りのピッチングモーメントが主翼面積に比例するとすると, 全機のモーメント係数は

$$\begin{aligned} C_m' &= (S' / S) C_{mw0} - C_{mw}' \\ &= (13/16) \{ C_m - (C_z c_0 / S c) \cos \beta b \{ (5/36) b \tan \Lambda - (2/3) h_0 \} \} \\ &\quad - (C_z c_0 b / S c \cos \Lambda) [\cos(\Lambda - \beta) (1/4) \{ -(7/72) b \tan \Lambda + (5/6) h_0 \} \\ &\quad + \cos(\Lambda + \beta) (1/2) \{ -(5/36) b \tan \Lambda + (2/3) h_0 \}] \\ &= .1875 C_m - \{ .1475 \cos \beta + .01684 \cos(\Lambda - \beta) - .0966 \cos(\Lambda + \beta) \} C_z \end{aligned} \quad (A4.2-24)$$

3) C_l

右主翼 $b/4 < y < b/2$ のローリングモーメントへの寄与を L_{Rw}' とすると,

$$L_{Rw}' = - \int_{b/4}^{b/2} (dL \cos \alpha + dD \sin \alpha) y \quad (A4.2-25)$$

と書ける。ここで,

$$dL = (1/2) \rho V^2 c(y) C_{l0} \cos(\Lambda - \beta) dy \quad (A4.2-26)$$

$$dD = (1/2) \rho V^2 c(y) C_{d0} \cos(\Lambda - \beta) dy \quad (A4.2-27)$$

である。これらの式を(A4.2-25)式に代入し, (A4.2-16)式に注意すると

$$\begin{aligned} L_{Rw}' &= -(1/2) \rho V^2 (C_{l0} \cos \alpha + C_{d0} \sin \alpha) \cos(\Lambda - \beta) c_0 \int_{b/4}^{b/2} (1 - ky) y dy \\ &= (1/2) \rho V^2 C_z \{ \cos(\Lambda - \beta) / \cos \Lambda \} c_0 (13/288) b^2 \end{aligned} \quad (A4.2-28)$$

となる。ゆえに無次元化ローリングモーメントの変化分は

$$\begin{aligned} \Delta C_l &= L_{Rw}' / \{ (1/2) \rho V^2 S b \} \\ &= C_z \{ \cos(\Lambda - \beta) / \cos \Lambda \} c_0 (13/288) b^2 / (S b) \\ &= .07205 \cos(\Lambda - \beta) C_z \end{aligned} \quad (A4.2-29)$$

である。破損後の無次元化ローリングモーメントは

$$\begin{aligned} C_l' &= C_l - \Delta C_l \\ &= C_l - .07205 \cos(\Lambda - \beta) C_z \end{aligned} \quad (A4.2-30)$$

となる。

4) C_n

右主翼 $(b/4 < y < b/2)$ のヨーイングモーメントへの寄与を N_{Rw}' とすると,

$$N_{Rw}' = - \int_{b/4}^{b/2} (dL \sin \alpha - dD \cos \alpha) y \quad (A4.2-31)$$

と書ける。(A4.2-25)式と同様に,

$$\begin{aligned} N_{Rw}' &= -(1/2) \rho V^2 (C_{l0} \sin \alpha - C_{d0} \cos \alpha) \cos(\Lambda - \beta) c_0 \int_{b/4}^{b/2} (1 - ky) y dy \\ &= -(1/2) \rho V^2 C_x \{ \cos(\Lambda - \beta) / \cos \Lambda \} c_0 (13/288) b^2 \end{aligned} \quad (A4.2-32)$$

となる。ゆえに無次元化ヨーイングモーメントの変化分は

$$\begin{aligned} \Delta C_n &= N_{Rw}' / \{ (1/2) \rho V^2 S b \} \\ &= -C_x \{ \cos(\Lambda - \beta) / \cos \Lambda \} c_0 (13/288) b^2 / (S b) \\ &= -.07205 \cos(\Lambda - \beta) C_x \end{aligned} \quad (A4.2-33)$$

である。破損後の無次元化ヨーイングモーメントは

$$\begin{aligned} C_n' &= C_n - \Delta C_n \\ &= C_n + .07205 \cos(\Lambda - \beta) C_x \end{aligned} \quad (A4.2-34)$$

となる。

5) C_{lr}

ヨーイングすることによって右主翼 $(b/4 < y < b/2)$ がつくるローリングモーメントは

$$\begin{aligned} L_{Rwr}' &= -(1/2) \rho \int_{b/4}^{b/2} (u - ry)^2 c(y) (C_{l0} \cos \alpha + C_{d0} \sin \alpha) y dy \\ &= (1/2) \rho (C_z / \cos \Lambda) c_0 \int_{b/4}^{b/2} (u - ry)^2 (1 - ky) y dy \\ &= (1/2) \rho (C_z / \cos \Lambda) c_0 b^2 \{ -(31/5) k r^2 b^3 + 15(r^2 + 2ukr) b^2 \\ &\quad - (112/3) (2ur + u^2 k) b + 96u^2 \} / 1024 \end{aligned} \quad (A4.2-35)$$

となる。従って, 無次元化微係数の変化分は次のようになる。

$$\Delta C_{lr} = \{ \partial L_{Rwr}' / \partial (br/2u) \} / \{ (1/2) \rho V^2 S b \}$$

u は r , p に比べて変化が遅いので一定値とみなすと,

$$\begin{aligned} \Delta C_{lr} &= (C_z / \cos \Lambda) c_0 b \{ -(31/5) k r b^2 + 15(r + uk) b - (112/3) u \} / (256 V^2 S) \\ &= C_z u \{ .8061 r - .1081 u \} / V^2 \end{aligned} \quad (A4.2-36)$$

となる。破損後の無次元化微係数は次のようになる。

$$\begin{aligned} C_{1r}' &= C_{1r} - \Delta C_{1r} \\ &= C_{1r} - C_{zu}(.8061r - .1081u)/V^2 \end{aligned} \quad (A4.2-37)$$

6) C_{1p}
ローリングすることによって右主翼 ($b/4 < y < b/2$) がつくるローリングモーメントは

$$\begin{aligned} L_{RWP}' &= -(1/2) \rho u p \int_{b/4}^{b/2} a_0 c(y) y^2 dy \\ &= -(1/2) \rho u a_0 c_0 p \int_{b/4}^{b/2} (1 - ky) y^2 dy \\ &= -(1/2) \rho u a_0 c_0 b^3 (13/768) p \end{aligned} \quad (A4.2-38)$$

となる。ここで、 a_0 は $\Lambda = 0$ のときの断面揚力傾斜である。一方、正常な場合に主翼によって発生されるローリングモーメントは

$$L_{WP} = -(\rho u a_0 c_0 b^3 / 48) p$$

である。主翼の一部が破損した場合、それによって失われる C_{1p} は破損した主翼の発生するローリングモーメントの大きさに比例すると考えられるから、破損後の無次元化微係数は次のようになる。

$$\begin{aligned} C_{1p}' &= (1 - L_{RWP}' / L_{WP}) C_{1p} \\ &= .5938 C_{1p} \end{aligned} \quad (A4.2-39)$$

7) C_{nr}
 C_{1r} の C_z を $-C_x$ に置き換えればよい。破損後の無次元化微係数は次のようになる。

$$\begin{aligned} C_{nr}' &= C_{nr} - \Delta C_{nr} \\ &= C_{nr} + C_{xu}(.8061r - .1081u)/V^2 \end{aligned} \quad (A4.2-40)$$

8) C_{np}
ローリングすることによって右主翼 ($b/4 < y < b/2$) がつくるヨーイングモーメントは

$$\begin{aligned} N_{RWP}' &= -(1/2) \rho C_{LD} u p \int_{b/4}^{b/2} c(y) y^2 dy \\ &= -(1/2) \rho C_{LD} c_0 u p \int_{b/4}^{b/2} (1 - ky) y^2 dy \\ &= -(1/2) \rho C_{LD} c_0 b^3 (13/768) u p \end{aligned} \quad (A4.2-41)$$

である。ここで、 C_{LD} は x 軸方向の力の主翼迎角変化に関する変化率である。ただし、この迎角変化はロール角速度によって生じるものである。一方、正常な場合に主翼によって発生されるローリングモーメントは

$$N_{WP} = -\rho C_{LD} c_0 b^3 u p / 48 \quad (A4.2-42)$$

である。 C_{1p} の場合と同様に、破損後の無次元化微係数は次のようになる。

$$\begin{aligned} C_{np}' &= (1 - N_{RWP}' / N_{WP}) C_{np} \\ &= .5938 C_{np} \end{aligned} \quad (A4.2-43)$$

9) ΔL , ΔM , ΔN

主翼破損によって生じる機体の非対称性から、重力によるモーメントが機体に作用する。破損した部分はその面積重心における質点 (質量: Δm) として扱う。これに作用する重力の X , Y , Z 軸方向の成分はそれぞれ

$$F_x = -\Delta m g \sin \theta \quad (A4.2-44)$$

$$F_y = \Delta m g \cos \theta \sin \phi \quad (A4.2-45)$$

$$F_z = \Delta m g \cos \theta \cos \phi \quad (A4.2-46)$$

である。破損した部分の座標を $[x, y, z]^T$ とすると、

$$\Delta L = F_z y - F_y z \quad (A4.2-47)$$

$$\Delta M = -F_x y + F_y x \quad (A4.2-48)$$

$$\Delta N = F_x z - F_z x \quad (A4.2-49)$$

となる。(A4.2-6)式より、 $\Delta m = (3/64) M_{a_0}$ である。また、 $[x, y, z]^T = [-1.37, 6.95, -.46]^T (m)$ である。

A 4. 3 繰り返し最小自乗法及びゲイン行列の修正

同定誤差 ε を次のように定義する。

$$\varepsilon = y - \hat{y} \quad (A4.3-1)$$

y は (A4.1-10) 式のように (定数パラメータ \times 既知関数) の形で書けるとする。即ち

$$y = \xi^T \Theta \quad (A4.3-2)$$

Θ は定数パラメータから成るベクトル、 ξ は既知関数から成るベクトルである。

\hat{y} は Θ の推定値 $\hat{\Theta}$ により、次のように与えられる。

$$\hat{y} = \xi^T \hat{\Theta} \quad (A4.3-3)$$

$\hat{\Theta}$ は次のアルゴリズムにより逐次的に推定される。

$$\hat{\Theta}(k) = \hat{\Theta}(k-1) + \frac{\Gamma(k-2) \xi(k-1)}{1 + \xi(k-1)^T \Gamma(k-2) \xi(k-1)} \varepsilon(k) \quad (A4.3-4)$$

$$\Gamma(k-1) = \Gamma(k-2) - \frac{\Gamma(k-2) \xi(k-1) \xi(k-1)^T \Gamma(k-2)}{1 + \xi(k-1)^T \Gamma(k-2) \xi(k-1)} \quad (A4.3-5)$$

ここで、 $\Gamma(k) (= \Gamma(k)^T > 0)$ はゲイン行列である。 $\Gamma(k)$ は一般に推定を続けると小さくなる。あまり小さくなると (A4.3-4) 式から分かるように推定値の修正量が小さくなり同定が進まなくなる。また、新たにパラメータ変動が生じると、それを同定するのに非常に時間がかかることになる。この問題点を除くために、 $\Gamma(k)$ がある大ききより小さくなるとリセットする。正確に言うと、 $\Gamma(k)$ のトレースが 10^6 より小さくなると、全要素に $10^6 / \text{tr}(\Gamma(k))$ をかける。そのとき、 10^{20} より大きな値になるものは 10^{20} とする。

第5章

A 5. 1 無次元パラメータの推算

あるトリム点における有次元係数から無次元係数を求める。

$$\text{例: } X_u = (\rho u_{tr}^2 S / 2 M_{a0}) C_{Xu} \rightarrow C_{Xu} = X_u / (\rho u_{tr}^2 S / 2 M_{a0})$$

$$X_w = (\rho u_{tr}^2 S / 2 M_{a0}) C_{Xw} \rightarrow C_{Xw} = X_w / (\rho u_{tr}^2 S / 2 M_{a0})$$

$$\therefore C_{X1} = \{X_u(u - u_{tr}) + X_w(w - w_{tr})\} / (\rho u_{tr}^2 S / 2 M_{a0}) \\ = C_{Xu} \Delta u + C_{Xw} \Delta w$$

$$M_q = (\rho u_{tr} S c^2 / 4 I_Y) C_{mq} \rightarrow C_{mq} = M_q / (\rho u_{tr} S c^2 / 4 I_Y)$$

他の無次元係数も同様に求められる。文献2-4では $C_{L\alpha}$, $C_{L\delta_e}$, $C_{m\alpha}$ などは飛行条件の関数として図で与えられているが、ここではこれらの係数は定数としノミナルのトリム点付近では速度、高度に関して不変とする。シミュレーションでは #1 の墜落するケース以外は速度、高度に大きな変化はないので一定値としても問題はないと考えられる。墜落する場合は高度が大きく変化するので、厳密には無次元係数もそれに応じて変えなければならない。しかし、そのような場合には高度が下がり始めた時点でロール角が90度に達するなどすでに姿勢がトリム点から大きくはずれており、旅客機ではほとんど回復不能の状態に陥っているので結果に対する影響は小さいと思われる。

A 5. 2 トリム点における推力および無次元係数の推算

運動方程式(5.2-1)から(5.2-6)式の状態変数、制御変数にそれらのトリム値を代入すると以下の式を得る。

$$-g \sin \theta_0 + (\rho V_{tr}^2 S / 2 M_{a0}) C_{X0} + (\cos i_{th} / M_{a0}) T_{ht} = 0 \quad (A5.2-1)$$

$$g \cos \theta_0 \sin \phi_0 + (\rho V_{tr}^2 S / 2 M_{a0}) C_{Y0} = 0 \quad (A5.2-2)$$

$$g \cos \theta_0 \cos \phi_0 + (\rho V_{tr}^2 S / 2 M_{a0}) C_{Z0} - (\sin i_{th} / M_{a0}) T_{ht} = 0 \quad (A5.2-3)$$

$$(\rho V_{tr}^2 S b / 2 I_X) C_{l0} = 0 \quad (A5.2-4)$$

$$(\rho V_{tr}^2 S c / 2 I_Y) C_{m0} + (\ell_{th} / I_Y) T_{ht} = 0 \quad (A5.2-5)$$

$$(\rho V_{tr}^2 S b / 2 I_Z) C_{n0} = 0 \quad (A5.2-6)$$

ここで、 i_{th} はエンジン推力の方向とX軸（機体軸）のなす角度である。 ℓ_{th} は推力の機体への作用線と重心との距離である。また、X軸及びZ軸方向の無次元空気力と無次元揚力係数及び抵抗係数の間には次の関係がある。

$$C_{X0} = C_{L0} \sin \alpha_0 - C_{D0} \cos \alpha_0 \quad (A5.2-7)$$

$$C_{Z0} = -C_{L0} \cos \alpha_0 - C_{D0} \sin \alpha_0 \quad (A5.2-8)$$

以上の式を用いると、トリム点における推力と無次元係数が以下のように得られる。

$F/C\#6$ の場合, $\alpha_0 = \theta_0 = 2.5(\text{deg})$, $\phi_0 = 0(\text{deg})$, $C_{L0} = .4$, $C_{D0} = .022$, $V_{tr} = 205(\text{m/sec})$, $M_{a0} = 2.89 \times 10^5(\text{kg})$, $\rho = .659(\text{kg/m}^3)$ である。(A5.2-7)式より $C_{x0} = -4.53 \times 10^{-3}$, (A5.2-7)式より $C_{z0} = -.401$ となる。一方, (A5.2-1)式よりトリム点における推力 $T_{ht} = 1.56 \times 10^5(\text{N})$ が得られる。そして, (A5.2-5)式より $C_{m0} = -.810 \times 10^{-3}$ となる。(A5.2-2), (A5.2-4), (A5.2-6)式よりそれぞれ $C_{y0} = 0$, $C_{i0} = 0$, $C_{n0} = 0$ となる。

$F/C\#2$ の場合, $\alpha_0 = 5.7(\text{deg})$, $\theta_0 = 2.7(\text{deg})$, $\phi_0 = 0(\text{deg})$, $C_{L0} = 1.11$, $C_{D0} = 0.102$, $M_{a0} = 2.56 \times 10^5(\text{kg})$, $\rho = 1.23(\text{kg/m}^3)$ である。(A5.2-7)式より $C_{x0} = 8.75 \times 10^{-3}$, (A5.2-7)式より $C_{z0} = -1.12$ となる。経路角が-3度となる飛行速度は(A5.2-1)式と(5.2-3)式から T_{ht} を消去すると得られ, $V_{tr} = 84.9(\text{m/sec})$ となる。(A5.2-1)式よりトリム点における推力 $T_{ht} = .986 \times 10^5(\text{N})$ が得られる。そして, (A5.2-5)式より $C_{m0} = -1.61 \times 10^{-2}$ となる。(A5.2-2), (A5.2-4), (A5.2-6)式よりそれぞれ $C_{y0} = 0$, $C_{i0} = 0$, $C_{n0} = 0$ となる。

A5.3 第4エンジン脱落による慣性モーメント等の変化

1) 質量

文献A5-1によれば翼下搭載推進系統重量(エンジン1基当たり)は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} WP &= (\text{エンジン} + \text{ナセル}) + \text{パイロン} + \text{スラストリバーサー} + \text{その他} \\ &= 1.231 W_{E/G} + (20.6 T_{\text{maxs.s}} + 38.3) \\ &\quad + 68.32 (T_{\text{maxs.s}} D_{E/G}^2 / 1000) \cdot 10^{-3} + 90 \end{aligned}$$

ここで, $W_{E/G}$ はエンジン(P & W J T 9 D-7 A) 1基の乾燥重量, $T_{\text{maxs.s}}$ は最大推力, $D_{E/G}$ はエンジン直径である。 $W_{E/G} = 4,017(\text{kgw})$, $T_{\text{maxs.s}} = 21,320(\text{kgw})$, $D_{E/G} = 2.43(\text{m})$ を代入すると, $WP = 6.39 \times 10^3(\text{kgw})$ となる。従って, エンジン脱落後の全機重量は $M_{a0} - WP = 2.50 \times 10^5(\text{kgw})$ となる。

2) 慣性モーメント

第4エンジンの位置は機体固定座標で $[-3.13, 20.6, 1.10]^T(\text{m})$ である。第4エンジン脱落により慣性モーメントは次のように変化する。 I_x , I_y , I_z は正常な機体の全機慣性モーメントである。

$$\begin{aligned} \Delta I_{x E/G} &= 6.39 \times 10^3 \times (20.6^2 + 1.1^2) = 2.72 \times 10^6(\text{kgm}^2) \\ \rightarrow I_x' &= (1 - 2.72 \times 10^6 / 1.92 \times 10^7) I_x = .858 I_x \\ \Delta I_{y E/G} &= 6.39 \times 10^3 \times (3.13^2 + 1.1^2) = 7.04 \times 10^4(\text{kgm}^2) \\ \rightarrow I_y' &= (1 - 7.04 \times 10^4 / 4.36 \times 10^7) I_y = .998 I_y \\ \Delta I_{z E/G} &= 6.39 \times 10^3 \times (3.13^2 + 20.6^2) = 2.78 \times 10^6(\text{kgm}^2) \\ \rightarrow I_z' &= (1 - 2.78 \times 10^6 / 6.13 \times 10^7) I_z = .955 I_z \end{aligned}$$

3) 慣性乗積:

$$\begin{aligned} \Delta I_{yz E/G} &= 1.1 \times (-20.6) \times 6.39 \times 10^3 = -1.45 \times 10^5(\text{kgm}^2) = I_{yz}' \\ \Delta I_{xy E/G} &= (-3.13) \times (-20.6) \times 6.39 \times 10^3 = 4.12 \times 10^5(\text{kgm}^2) = I_{xy}' \\ \Delta I_{zx E/G} &= (-3.13) \times 1.1 \times 6.39 \times 10^3 = -2.20 \times 10^4 \\ \rightarrow I_{zx}' &= I_{zx} - \Delta I_{zx E/G} = 1.18 \times 10^6 + 2.20 \times 10^4 = 1.15 \times 10^6(\text{kgm}^2) \end{aligned}$$

4) ΔL , ΔM , ΔN :

(A4.2-44)式から(A4.2-49)式において, $\Delta m = WP$, $[x, y, z]^T = [-3.13, 20.6, 1.10]^T$ とすればよい。

参考文献

A5-1: P A S P A マニュアル

謝 辞

本研究を行う機会を与えて下さった防衛大学校，金井喜美雄教授に御礼申し上げます。また，本研究の節目，節目で，貴重な助言を賜った東京大学，加藤寛一郎教授に深く感謝いたします。そして，ご多忙中にもかかわらず本論文を丁寧に査読し，助言を下さいました東京大学，鈴木真二助教授に御礼申し上げます。

