H_∞ 最適制御による航空機の飛行制御システムの設計^{*1}

高 浜 盛 雄^{*2}・木 村 剛^{*2}
徳 田 映^{*2}・大 野 正 博^{*2}

Key Words: Stability and Control, Flight Dynamics, Flight Control, H_∞ Optimal Control, Robustness, CAS

著 者 紹 介

高 浜 盛 雄 (非会員)

昭和21年生。北海道出身。昭和44年北海道大学工学部電気工学科卒業。昭和46年同大学院修士課程修了。同年三菱重工業(株)入社。現在、名古屋航空宇宙システム製作所電子技術部航法制御設計課長。航空機の飛行制御システムの開発に従事。計測自動制御学会、機械学会各会員、(工学博士)。

木 村 剛 (非会員)

昭和31年生。兵庫県出身。昭和54年大阪大学基礎工学部制御工学科卒業。昭和55年三菱重工業(株)入社。現在、名古屋航空宇宙システム製作所電子技術部航法制御設計課主任。航空機の飛行制御システムの開発に従事。計測自動制御学会、IEEE各会員。

徳 田 映 (非会員)

昭和35年生。東京都出身。昭和57年コーネル大学工学部機械及び航空工学科卒業。昭和58年同大学院修士課程修了。同年三菱重工業(株)入社。現在、名古屋航空宇宙システム製作所電子技術部航法制御設計課主任。航空機の飛行制御システムの開発に従事。計測自動制御学会会員。

大 野 正 博 (非会員)

昭和40年生。神奈川県出身。昭和63年上智大学理工学部機械工学科卒業。平成2年同大学院修士課程修了。同年三菱重工業(株)入社。現在、名古屋航空宇宙システム製作所電子技術部航法制御設計課員。航空機の飛行制御システムの開発に従事。計測自動制御学会会員。

1. は じ め に

近年の航空機はCCVの概念に基づいて設計されるもの多くなり飛行制御システムの重要性は増加してきている。同時に操縦系統のFBW化と合わせて飛行制御システムに対し高い信頼性が要求されてきている。

航空機の信頼性の向上の為に設計としてはフェールセーフ設計、冗長設計や故障時の再形成・再構成等の耐故障性設計の重要性はいうまでもないが、初飛行の成功や平常時の航空機をとりまく環境、設計条件等を考えると冗長設計や耐故障性設計を考える上で、ロバスト設計の重要性を忘れることはできない^{1,2)}。

以下本稿では飛行制御システムのロバスト設計^{1,4-10)}についてふれてみたい。

航空機の運動は飛行条件、特に高度と速度によりその動特性が大きく変化し飛行特性が変わる。このため飛行制御システムを構成し、機体の安定性、操縦性を確保する。しかし、動特性の変動が大きいため、一定ゲインの制御則では飛行制御システムにおいて最も重要である安定性の確保すら困難となる場合がある。従来はいくつかの飛行条件において複数のゲインを計算して、飛行条件によりゲイン・スケジューリングを行う方法がとられてきた。この方法は制御則の規模が大きくなる、各飛行条件におけるモデル化誤差や制御則設計の時間増大等の問題があった。このため、できるだけコンパクトな制御則で、かつできるだけ少ない飛行条件の設計で全ての高度、速度の飛行条件にわたり良好な制御性能を得ることが望まれていた。

また、航空機を取り巻く環境は突風等の外乱や制御対象のモデル化誤差などの不確定要素が多く、特性変動も含めこれらに強いロバストな制御系が必要とされてきた。

ロバストな制御系：制御対象の変動や外乱に強い制御系。

^{*1} 平成3年10月7日、第29回飛行機シンポジウムにて講演。平成4年8月31日原稿受理 Flight Control System Design Using H_∞ Optimal Control

^{*2} 三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所 Morio TAKAHAMA, Takasi KIMURA, Ei TOKUDA and Masahiro OHNO

ロバスト安定：制御対象に変動があっても閉ループは安定なこと。

一方、制御理論の分野では、1960年代に入り、最適制御に代表されるような状態空間表現を用いる現代制御理論が主流となってきた。現代制御理論は数理的であり多入出力系も1入出力系と同等に扱える等の利点があったが、外乱や不確定要素の扱い方等、現実とのギャップが指摘され、ここでもロバストな制御理論の必要性が指摘されていた。1980年代に入り、Zamesの論文³⁾やDoyleらの論文⁴⁾をはじめとして、ロバスト制御理論の一つである、H_∞最適制御理論が研究されるようになってきた。H_∞最適制御理論は、H_∞ノルムを評価関数に用い、外乱抑制やロバスト安定性を直接設計に盛り込みロバスト設計が行える等の利点があり、古典制御や現代制御をも包含するものとして現在注目を浴び、盛んに研究されている^{5,6)}。

本稿では、H_∞最適制御理論の典型問題である混合感度問題を用いて飛行制御システムを試設計し、シミュレーションによりその有効性や問題点を評価した。また、この問題点を改善し、有効な飛行制御システムの設計を試みた例を示す

2. 飛行制御システム

飛行制御システムとして、機体の安定増強を目的とするSAS (Stability Augmentation System) や姿勢保持、高度保持を行うオートパイロット等のシステムがあるが、最も基本となるCAS (Control Augmentation System) について考える。CASの機能は次のように定義される。

CAS：飛行条件によらずパイロットのコマンドに対する機体の応答を最適なものに保つ機能

〈CASの運用要求〉

- (1) パイロットのコマンドに対する機体の応答を希望の応答特性とする。
- (2) CASの実現阻害要素に対してロバスト

CASの基本構成を第1図に示す これから分かる

ようにCASは典型的なフィードバック制御系であり、CASの設計問題は線形化された航空機の運動モデルに対するCASの実現阻害要素の存在下におけるロバストな線形制御則の設計問題として扱うことができる。

CASの実現を阻害するものとして以下があげられる。

〈CASの実現阻害要素〉

- I 大気擾乱(ガスト)
- II. アクチュエータの非線形性(ガタ、不感帯、摩擦、負荷変動、速度・操作量の制限)
- III. 飛行条件による動特性の変化
- IV. 制御対象モデリング時の微係数の誤差
- V. 制御対象モデリング時の不確定な高域動特性
- VI. センサ・ノイズ

上記のうち、IからIVは比較的变化が緩やかであり、低周波数外乱としてとらえることができる。一方、V、VIは比較的变化が速く、高周波数外乱としてとらえることができる。

3. ロバストな制御系の要求

CASの運用要求は第2図に示すような典型的なフィードバック制御系の設計要求に置き換えて考えられる。

$G(s)$: 制御対象	$K(s)$: 制御器
y : 観測出力(制御量)	u : 制御入力
r : 目標値	e : 制御偏差
d : 外乱	n : ノイズ

$W_{ry}(s)$: r - y 間伝達関数

$W_{re}(s)$: r - e 間伝達関数

$W_{dy}(s)$: d - y 間伝達関数

$W_{ny}(s)$: n - y 間伝達関数

制御系の設計においては以下の特性を満足することが要求される。

設計要求

第1図 飛行制御システムの基本構成

第2図 フィードバック制御系

第3図 H_∞ ノルムの概念

- ① 目標値-出力間 (r - y 間) 特性を希望の特性とする
- ② 外乱-出力間伝達関数 $W_{dy}(s)$ の最小化
- ③ ノイズ-出力間伝達関数 $W_{ny}(s)$ の最小化
- ④ ロバスト安定(制御対象に変動があっても閉ループ系は安定である)

上記の設計要求を定式化するために次のもの考える。

○感度関数 S

$$S = (I + L(s))^{-1} = W_{dy}(s) = W_{re}(s)$$

→外乱抑制の一つの尺度

○相補感度関数 T

$$T = L(s)(I + L(s))^{-1} = -W_{ny}(s) = W_{ry}(s)$$

→ノイズ抑制, ロバスト安定の一つの尺度

I : 単位行列

$L(s) = G(s)K(s)$: 一巡伝達関数

感度関数 S は, 外乱 d から出力 y への伝達関数を表しており S を小さくすれば外乱の影響を抑制できる。また相補感度関数 T はノイズ n から出力 y への伝達関数を表しており, T を小さくすればノイズの影響を小さくすることができる。また T をある条件以下にとることによりロバスト安定性が保証される。さらに T は目標値制御量間伝達関数そのものである。

以上より, ロバスト制御系の定式化としては,

“ S, T それぞれを最小化”

ということになるが明らかに,

“ $S + T = I$ ”

であるため S, T を同時に最小化することは不可能である。幸いなことに, 外乱は比較的低周波数であり, ノイズ等は比較的高周波数のものであるためそれぞれの周波数帯により最小化すればよい。すなわちロバストな制御系の要求は次のように表される。

“ S は低周波域で, T は高周波域で最小化”

ここで, S, T は伝達関数を要素とする行列であるため, S, T を小さくという概念を具体化するためには「ノルム」の概念を用いる。

第4図 混合感度問題

4. H_∞ 最適制御

H_∞ 最適制御は希望する伝達関数の H_∞ ノルムを評価関数として最小化する最適制御である。

H_∞ ノルムの H とは数学者 Hardy のイニシャルであり, 以下で示される。

伝達関数行列 $W(s)$ の H_∞ ノルム $\|W(s)\|_\infty$ とは $W(s)$ の最大特異値の周波数を変化させたときの最大値であり, 次式で示される。

$$\|W(s)\|_\infty = \sup_{\omega} (\sigma[W(j\omega)])$$

ただし,

$\sup_{\omega}$: ω を変化させたときの極大値

$W(j\omega)$ の特異値: $W^*(j\omega)W(j\omega)$ の固有値の非負平方根

($W^*(j\omega)$ は $W(j\omega)$ の共役転置を表す)

$\sigma[W(j\omega)]$: 最大特異値

$W(s)$ がスカラの場合, H_∞ ノルムはゲインの最大値に相当するものである (第3図)。

H_∞ 最適制御の特徴を簡単にまとめると以下となる。

- ① 周波数領域で仕様を決め状態空間で設計できる。
- ② 直接伝達関数を扱える。

③ 外乱抑制やロバスト安定の要求を直接設計に盛り込める。

④ H_∞ ノルムが評価関数のため伝達関数のピーク値の最小化ができる (最悪状態の考慮が可能)。

H_∞ 最適制御の典型問題である混合感度問題について第4図に示す。Sは低周波域で、Tは高周波域で最小化する要求を実現するために、それぞれに周波数による重み付け、 $W_1(s)$, $W_2(s)$ をかけたものを評価関数とし最小化する手法である。このときの評価関数Jは以下となる。

$$J = \left\| \frac{W_1(s)S}{W_2(s)T} \right\|_\infty < \gamma$$

この評価関数を満たす制御器 $K(s)$ を求めることが問題であり、 H_∞ 最適制御が研究されだした初期の頃は大変複雑な問題であった。現在では Glover と Doyle の方法⁷⁾ により求めることができる。この方法は順次 γ を小さくしながら最適制御と同様に2つのRiccati方程式を解き正定解を持つ範囲で最小の γ を持つ解が最適解となる。

5. 縦CASの試設計

典型的な小型航空機の縦CAS (1入出力系) を対象に、ピッチ・レート q_A を制御することを目的に試設計を行った例を示す。

飛行条件は第5図に示すように動圧が大きく異なり機体の安定性も異なる次の2つのポイントを選び、制御器の設計は高速ポイント (design point) で行い、この制御器で低速ポイントでの特性 (ロバスト安定性) も評価する。ただし、動圧の変化が激しいため低速ポイントでは操作量のラインに動圧に応じたスケジュールを1つだけ設ける。

高速ポイント (design point) [不安定]

高度 10000 フィート マッハ数 0.9

低速ポイント [安定]

高度 20000 フィート マッハ数 0.45

航空機の運動は各ポイントで釣合状態からの変化分を考え以下の式の状態空間表現で表される。ここで操作量 u はスタビレータ舵角コマンド δ_{is} 、制御量 y はピッチ・レート q_A とする。状態変数 x は q_A と垂直加速度 n_z 及び迎角 α_A とする。

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx$$

$$x = \begin{bmatrix} q_A \\ n_z \\ \alpha_A \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} q_A : \text{ピッチ・レート} \\ n_z : \text{垂直加速度} \\ \alpha_A : \text{迎角} \end{array}$$

$$u = \delta_{is} : \text{スタビレータ舵角コマンド}$$

$$y = q_A$$

第5図 飛行条件

第6図 混合感度問題 ステップ応答

(a) 感度関数

(b) 相補感度関数

第7図 混合感度問題 感度、相補感度特性

混合感度問題の手法を用いて、重み $W_1(s)$, $W_2(s)$ を具体的な設計仕様を満たすように設定し試設計を行いシミュレーションにより評価を行った。

目標値-出力間のSTEP 応答を第6図に、感度及

このときの目標値-出力間の STEP 応答を第 9 図に、感度及び、相補感度特性を第 10 図に示す。これらより分かるように高速ポイントにおいては希望応答特性と完全に一致し設計要求①～④を同時に満足する事が可能であった。さらに感度関数の特性も改善され、また安定余裕も増大した。なお、厳密な意味でのロバスト安定性については制御対象の不安定極の数が増加するため現在の理論では保証できず今後の研究課題である。

また、 H_∞ 最適制御と対比され LQG (Linear Quadratic Gaussian) と等価とされる H^2 最適制御、すなわち評価関数として二乗平均に相当する H^2 ノルムを用いた場合 ($\gamma = \infty$ に相当) と、 H_∞ ノルムを用いた場合を比べると、後者の方が安定余裕が大きく、低速ポイントでの応答もすぐれ感度特性、相補感度特性も優れた結果となった。

6. お わ り に

飛行制御システム、 H_∞ 最適制御の概略に簡単にふれ、 H_∞ 最適制御の典型問題である混合感度問題により縦 CAS の試設計を行い、その問題点を解決し有効な縦 CAS の試設計を行った例を示した。

今後の課題としては制御器の低次数化、多入出力系 (航空機の横・方向系) への応用や離散系への拡張が考えられる。

近年のロバスト制御理論の発展はめざましいものがあり、航空機は制御対象のモデルの妥当性の検証を実飛行に頼らざるを得ないためロバスト制御の役割は今後ますます重要になるものと思われる。

参 考 文 献

- 1) 高浜盛雄：航空機産業におけるロバスト制御、計測と制御, 30, No. 8 (1991), pp. 688-694.
- 2) 高浜盛雄：解説 飛行制御システムの設計における制御理論の応用、計測と制御, 22, No. 7 (1983), pp. 647-650.
- 3) Zames, G.: Feedback and Optimal Sensitivity: Model Reference Transformations, Multiplicative Seminorms and Approximate Inverses, IEEE Trans., AC-26-2 (1981), pp. 585-601.
- 4) Doyle, J. C. and Stein, G.: Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical/Modern Synthesis, IEEE Trans. Auto. Control, AC-26-1 (1981), pp. 4-16.
- 5) 木村英紀：解説 H_∞ 制御理論の最近の発展、計測と制御, 28, No. 11 (1989), pp. 1005-1014.
- 6) 木村英紀：LQG から H_∞ へ、計測と制御, 29, No. 2 (1990), pp. 111-119.
- 7) Glover, K. and Doyle, J. C.: State-Space Formulae for All Stabilizing Controllers that Satisfy an H_∞ -norm Bound and Relations to Risk Sensitivity, Systems and Control Let., 11-2 (1988), pp. 167-172.
- 8) Wolovich, W. A.: Linear Multivariable Systems, Springer-Verlag, 1974.
- 9) 前田 肇, 杉江俊治：アドバンス制御のためのシステム制御理論, 朝倉書店, 1990.
- 10) 高浜盛雄, 木村 剛, 他：Exact Model Matching 法と融合させた H_∞ 制御系設計法 (その 1), 第 14 回 Dynamical System Theory シンポジウム資料 (1991), pp. 141-144.
- 11) 木村 剛, 高浜盛雄, 他：Exact Model Matching 法と融合させた H_∞ 制御系設計法 (その 2), 第 14 回 Dynamical System Theory シンポジウム資料 (1991), pp. 145-148.
- 12) Doyle, J. C., Glover, K., Khargonekar, P. P. and Francis, B. A.: State-Space Solutions to Standard H^2 and H^∞ Control Problems, IEEE Trans. on AC-34-8 (1989), pp. 831-847.
- 13) Tagawa, R.: On the Compensation in Linear Feedback Control Systems (Transfer Function Attainable by Realizable Linear Compensation), IFAC World Congress/81, Aug. 1981, Kyoto, Japan, pp. 24-28.
- 14) 高浜盛雄, 木村 剛, 徳田 映, 田川遼三郎：多入出力補償限界型制御器による低感度飛行制御システムの設計, 第 9 回 Dynamical System Theory シンポジウム資料 (1986), pp. 231-238.
- 15) 高浜盛雄, 木村 剛, 徳田 映：制御系の多様な設計要求と設計理論の対比に関する一考察, 第 16 回制御理論シンポジウム資料 (1987), pp. 29-32.
- 16) 高浜盛雄, 木村 剛, 田川遼三郎：補償限界型制御器によるロバスト飛行制御システムの設計, 計測自動制御学会論文集, 23-1 (1987), pp. 41-47.