

外乱抑制に基づく UAV の飛行制御系設計
Design of Robust Flight Control System for Small UAV

○天野貴裕¹, 内山賢治²

*Takahiro Tenno¹ and Kenji Uchiyama²

Abstract: This paper attempts to design control law that uses H_∞ control method for autonomous flight of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). One of the most serious problems that confront small UAVs is the effect of disturbances such as modeling error, sensor noise, and wind gust on its motion. The flight control system is designed so as to have robustness against disturbances. Numerical simulation is performed to verify the validity of the proposed control system.

1. 初めに

UAV は人的要素の観点から災害時の監視など様々な分野で利用が期待され、その開発が進んでいる。航空機の制御では、一般に、飛行状態(高度、マッハ数など)に応じてコントローラの特性を変化させる方法 (gain scheduling) が用いられている。しかし、この gain scheduling 理論では、制御対象の特性変動に応じてオンラインで制御器のゲインを調整する必要があり、搭載する機器に高い性能が要求される。通常の小型 UAV には搭載質量に厳しい制限があるため、この手法は小型 UAV の飛行制御には適さないと考えられる。そこで本稿では H_∞ 制御理論を用いて、モデル化誤差、センサノイズ、風外乱を考慮した UAV の飛行制御系を設計、数値シミュレーションにより、その有効性を検証する。

2. UAV モデル

著者らは、これまでに短距離かつ短時間のミッションを想定し、小型かつ軽量の UAV を開発した。UAV の外観を図 1 に示す。開発した UAV の主な仕様は、翼幅 940[mm]、全長 960[mm]、重量 580[g]、主な材料は EPP である。UAV の運動は、エルロン・ラダー・エレベータの 3 舵と主翼中央に取り付けられたモータにより制御される。



Figure 1. Developed UAV

UAV の運動を微小擾乱運動と仮定すれば、式(1), (2) に示す状態方程式が得られる。各状態量、入力の変数は図 2 の通りである。

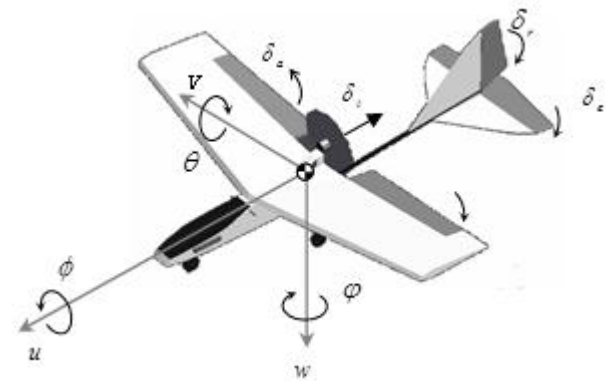


Figure 2. Definition of state variables and control inputs

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & -W_0 & -g \cos \theta_0 \\ Z_u & Z_\alpha & U_0 + Z_q & -g \sin \theta_0 \\ M_u & M_\alpha & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & X_{\delta} \\ Z_{\delta} & Z_{\delta} \\ M_{\delta} & M_{\delta} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_\alpha \\ \delta_\beta \\ \delta_\delta \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r - U_0 & g \cos \theta_0 & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec \theta_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta} & Y_{\delta} \\ L_{\delta} & L_r \\ N_{\delta} & N_{\delta} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_\alpha \\ \delta_\beta \\ \delta_\delta \end{bmatrix} \quad (2)$$

3. 制御系

開発した機体は小型であり、EPP を主要材料としているため軽量で風外乱等に弱い。また、空力微係数は幾何形状から求める推算式を用いていることから、空力微係数に不確かさが存在する。このような理由から、開発した UAV の自律飛行を達成するためには、ロバストな飛行制御系^[1]を設計することが肝要となる。

そこで、ロバスト制御系を設計するにあたり、本稿では安定微係数の不確かさを乗法的な不確かさで定式化する。定式化した各安定微係数を表 1 に示す。表 1 の安定微係数の添え字 0 はノミナル値を表し、 p は変動の幅を決定する重み関数である。 δ の範囲は $-1 \leq \delta \leq 1$ である。

外乱 d に対する機体の応答を低減化するために、評価出力として重み関数を乗じた式(3), (4)を用いる。アクチュエーターを飽和させるような制御入力为避免

1: 日大理工・院・航宇, 2: 日大理工・教員・航宇

ために, 同様に評価出力として重み関数を乗じた式(5), (6)を用いる.

横・方向の公称プラントは虚軸近傍に極を持つので, 標準 H^∞ 制御問題では解を求める事ができない. そこで, この問題を標準 H^∞ 制御問題^{[2][3]}に帰着させるために, 図 3 (b) に示すように仮想外乱 w を導入する. また, 表 1 に定式化した不確かさ, 重み関数を用いて構築した縦および横方向の一般化プラントを示す.

$$e_{plon} = [e_u \quad e_\alpha \quad e_q \quad e_\theta]^T \quad (3)$$

$$e_{plat} = [e_\beta \quad e_p \quad e_r \quad e_\phi \quad e_\psi]^T \quad (4)$$

$$e_{ulat} = [e_{\delta\hat{x}} \quad e_{\delta\hat{r}}]^T \quad (5)$$

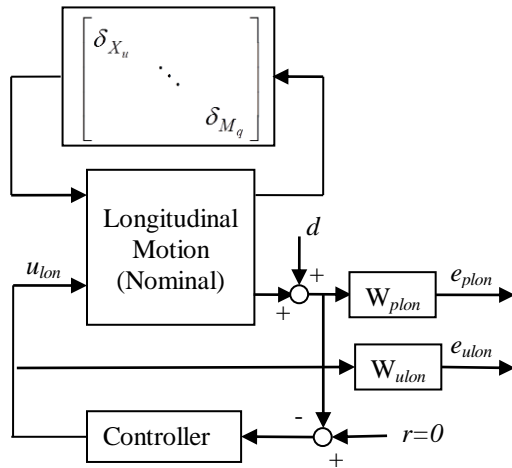
$$e_{ulat} = [e_{\delta\hat{x}} \quad e_{\delta\hat{r}}]^T \quad (6)$$

$$W_{plon} = \text{diag}(W_u, W_\alpha, W_q, W_\theta) \quad (7)$$

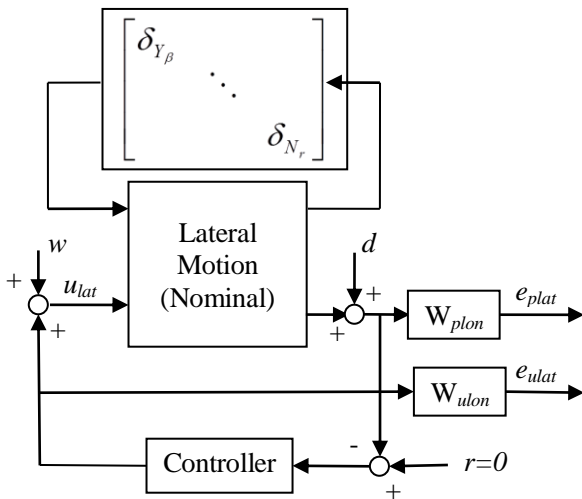
$$W_{plat} = \text{diag}(W_\beta, W_p, W_r, W_\phi, W_\psi) \quad (8)$$

$$W_{ulon} = \text{diag}(W_{\delta\hat{x}}, W_{\delta\hat{r}}) \quad (9)$$

$$W_{lat} = \text{diag}(W_{\delta\hat{x}}, W_{\delta\hat{r}}) \quad (10)$$



(a) Longitudinal Motion



(b) Lateral Motion

Figure 3. Block diagram of flight control system

Table 1. Uncertainty of Stability Derivatives

$X_u = X_{u0}(1 + p_{X_u} \delta_{X_u})$	$Y_\beta = Y_{\beta0}(1 + p_{Y_\beta} \delta_{Y_\beta})$
$X_\alpha = X_{\alpha0}(1 + p_{X_\alpha} \delta_{X_\alpha})$	$Y_p = Y_{p0}(1 + p_{Y_p} \delta_{Y_p})$
$Z_u = Z_{u0}(1 + p_{Z_u} \delta_{Z_u})$	$Y_r = Y_{r0}(1 + p_{Y_r} \delta_{Y_r})$
$Z_\alpha = Z_{\alpha0}(1 + p_{Z_\alpha} \delta_{Z_\alpha})$	$L_\beta = L_{\beta0}(1 + p_{L_\beta} \delta_{L_\beta})$
$Z_q = Z_{q0}(1 + p_{Z_q} \delta_{Z_q})$	$L_p = L_{p0}(1 + p_{L_p} \delta_{L_p})$
$M_u = M_{u0}(1 + p_{M_u} \delta_{M_u})$	$L_r = L_{r0}(1 + p_{L_r} \delta_{L_r})$
$M_\alpha = M_{\alpha0}(1 + p_{M_\alpha} \delta_{M_\alpha})$	$N_\beta = N_{\beta0}(1 + p_{N_\beta} \delta_{N_\beta})$
$M_q = M_{q0}(1 + p_{M_q} \delta_{M_q})$	$N_p = N_{p0}(1 + p_{N_p} \delta_{N_p})$
	$N_r = N_{r0}(1 + p_{N_r} \delta_{N_r})$

設計した飛行制御系の有効性を確認するために数値シミュレーションを行った. 図 4 にパルス型の仮想外乱 d (破線) を加えた時の姿勢角 ϕ , θ , ψ の時間応答 (実線) を示す. 姿勢角の時間履歴を見るとパルス型の外乱が加わっても十分に抑制されている. このことから設計した制御器は十分に外乱を抑圧する効果が発揮されていることが分かる.

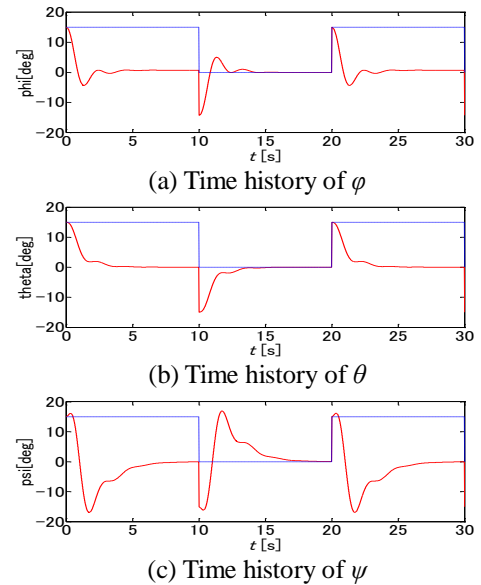


Figure 4. Transient response to disturbance input

4. まとめ

ロバスト制御理論を用いて UAV の飛行制御系を設計した. 安定微係数の不確かさについて乗法的な不確かさで定式化し, 各パラメータの変動に対してロバスト性を保証する制御器を求めた. 設計した制御器の有効性を数値シミュレーションにより確認した. 今後は設計した制御系を開発した機体の実装し, 有効性を検証する.

参考文献

[1]Fujinaga Jin, Tokutake Hiroshi, and Sunada Shigeru; "Development of Small Unmanned Aerial Vehicle and Flight Controller Design", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA-2007-6501
 [2]D.-W.Gu, Hr.Petkov and M.M.Konstantinov; "Robust Control Design with MATLAB[®]", Springer 2005
 [3]劉康志; "線形ロバスト制御", コロナ社, 2002