

重心移動による無人固定翼航空機の飛行制御系の設計

Flight Control System Design of Unmanned Fixed Wing Aircraft by C.G. Position Shifting

知能機械システム工学コース

機械・航空システム制御研究室 1225030 杉野 智志

1. 緒言

近年、災害監視、測量および観測を目的とした空中からの情報収集や物流などの輸送手段として、小型無人航空機の需要が高まっている。背景として、GPS等の通信技術の発達やカメラ等の高性能化により活用の幅が広がっていること、日本の自然災害の多発や少子高齢社会による労働力不足の深刻化が挙げられる。最近では、地震や豪雨災害での調査に積極的に利用されるようになり、民間企業でも物流に活用するために実証実験が行われていることから、今後ますます需要が高まることが予想できる。

本研究では、小型無人航空機の中でも航続距離や可搬重量に有用性のある固定翼航空機に着目し、重心移動を操作量とした飛行制御系の設計を目的とする。今までの固定翼航空機は、昇降舵（エレベータ）を操舵することによりピッチング制御を行うのが一般的であるが、本研究では新たな手法として、操作量に重心移動を用いることを提案する。機体の重心位置は、機体の安定性および操作性に密接に関係している。一般的な航空機の多くは、空力中心が平均空力翼弦の前縁から 25%MAC 前後の位置⁽⁵⁾にあり、機体が静的に安定するための復元力が働くように重心位置は空力中心よりも前方になるように調整される。そのため、積載物などによって安定性が失われないように重心位置の限界範囲が設けられている。本研究では、あえて積極的に重心位置を動かすことにより、ハンググライダーのような重心移動による制御方法を提案する。重心位置によって機体の安定性と操縦性を変えられることから、操作性の向上や突風応答の改善が可能であると考えられる。

重心移動に関わる航空分野の研究として、重心位置が影響を与える機体の安定性についての研究⁽⁷⁾や、有人のハンググライダーにおいて経験的な操縦を物理的に解明し、体重移動を用いた運動モデルの構築と飛行制御に関する研究⁽⁹⁾などがある。しかし、重心移動を用いた無人航空機の制御系設計まで行われておらず、本研究で重心移動を用いた無人固定翼航空機の飛行制御を実現させる。

本論文では MATLAB の Simulink を用いて、重心移動を考慮した運動モデルを構築し、重心位置を操作量とした縦の姿勢制御系および高度制御系の設計を行い、推力による速度制御系の設計を加えることにより重心移動による縦系の飛行制御系の設計およびシミュレーションを行った。

また、今回のシミュレーションでは機体モデルとして全翼機を用いた。全翼機の例を図 1 に示す。全翼機は水平尾翼（昇降舵）の無い航空機を指す。尾翼がある航空機のピッチング制御の操作量である昇降舵が無いため、一般的に全翼機ではエレボンによりピッチングとローリングの 2 つの制御を行う。本研究では重心移動によって縦運動の制御を行うため、尾翼がある航空機で用いられるエレベータ（尾翼）が必要なくなる。よって尾翼の無い全翼機を用いることで軽量化が見込める。一般的に全翼機のメリットとして、正面面積の減少により形状抗力が小さくなり、巡航時の揚抗比を大きくできる事や、重量分布を翼幅方向に均一化させて構造重量が軽減

可能である事が挙げられる⁽⁴⁾。

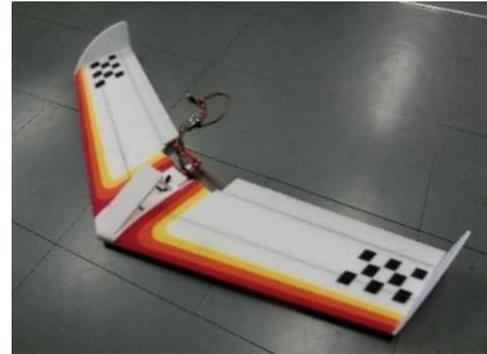
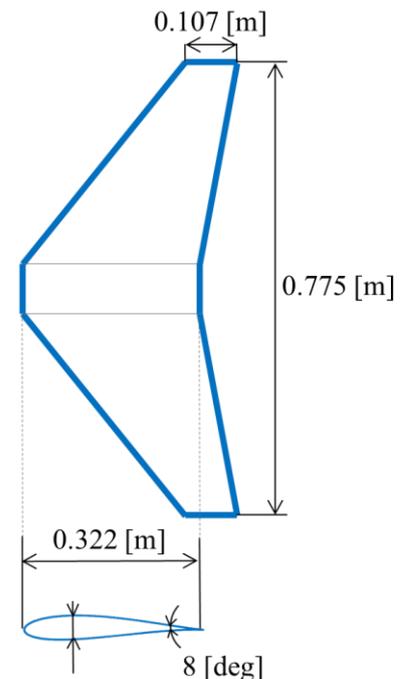


Fig 1 Flying wing aircraft

2. 機体モデル

本論文でシミュレーションに用いた機体モデルの概要寸法を図 2 に示し、機体諸元を表 1.1、機体の初期状態量を表 1.2、無次元安定微係数を表 1.3 に示す。これらの値は運動解析プログラム KMAP（無料版）により機体の概要条件を定めて求めた。



Maximum wing thickness
0.026[m] (CG35.4%)

Fig 2 Drawing of aircraft (simulation)

Table 1.1 Aircraft specifications

機体質量	: m	1	[kg]
主翼面積	: S	0.166	[m ²]
平均空力翼弦	: \bar{c}	0.232	[m]
大気密度	: ρ	1.21328	[kg/m ³]
有害抗力係数	: C_{D0}	0.02042	
誘導抗力係数	: k	0.1590	
無揚力角	: α_0	1.042	[deg]

Table 1.2 Initial state (Cruise)

機体速度	: V	19.986	[m/s]
迎角	: α	5.1616	[deg]
重心位置	: CG	25% MAC	
y軸まわりの慣性モーメント	: I_{yy}	0.0002178	[kg · m ³]
揚力係数	: C_L	0.2411	
推力	: T	1.1981	[N]

Table 1.3 Non dimensional stability derivatives

$C_{L\alpha}$	0.05852	[1/deg]
$C_{m\alpha}$ (巡航時)	-0.001453	[1/deg]
C_{mq}	-0.7704	[1/rad]

3. 重心位置とピッチ角の関係

3.1 縦系の運動方程式

縦系の並進の運動方程式は、図 3.1 の機体軸x軸方向の速度を u 、z軸方向の速度を w とすると次式で表すことができる⁽²⁾。

$$\begin{cases} \dot{u} = -qw - g \sin \theta + \frac{T}{m} + \frac{\rho V^2 S}{2m} C_x \\ \dot{w} = qu + g \cos \theta + \frac{\rho V^2 S}{2m} C_z \end{cases} \quad (1)$$

ここで、無次元空力係数 C_x, C_z はx軸およびz軸の空気を動圧 $(1/2)\rho V^2 S$ で無次元化したものであり、次式を用いることで揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D および迎角 α で求められる。

$$C_x = -C_D \cos \alpha + C_L \sin \alpha \quad (2)$$

$$C_z = -C_L \cos \alpha - C_D \sin \alpha \quad (3)$$

さらに、迎角 α 、揚力係数 C_L および抗力係数 C_D は次式で求められる。

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (4)$$

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad (5)$$

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 \quad (6)$$

(5)式において、全機の揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ および無揚力角 α_0 は、表 1.1 と 1.3 に示した値を用いる。(6)式については、 C_{D0} は有害抗力係数、 $k C_L^2$ は誘導抗力であり表 1.1 に示した値を用いる。

次に、縦系の回転の運動方程式はy軸まわりのモーメント(ピッチングモーメント)により次式で表すことができる。

$$\dot{q} = \frac{\rho V^2 S \bar{c}}{2I_{yy}} \cdot C_m \quad (7)$$

ここで、ピッチングモーメント係数 C_m は、ピッチングモーメントを(動圧×平均空力翼弦)で無次元化した係数である。(7)式の機体速度 V は、機体軸x軸方向の速度およびz軸方向の

速度を用いて次式で求めることができる。

$$V = \sqrt{u^2 + w^2} \quad (8)$$

また、縦系の運動のみを考え、x軸およびz軸まわりの回転運動は考えないので、ピッチ角 θ は(7)式のピッチ角速度を積分することで、次式で求められる。

$$\dot{\theta} = q \quad (9)$$

(9)式で求められるピッチ角 θ と(4)式で求められる迎角 α を用いて、次式で図 3.1 にも示した経路角 γ が求まる。

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (10)$$

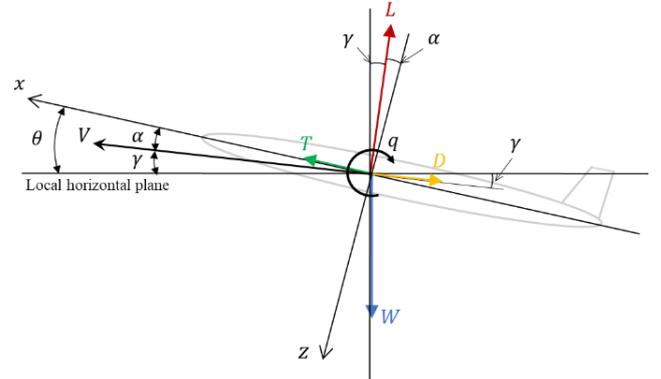


Fig 3.1 Longitudinal motion

3.2 重心位置変化による縦運動への影響

重心位置の変化は機体の静安定性と密接な関係にあり、ピッチングモーメント係数 C_m に影響を与える。重心移動した場合の補正項を ΔC_{mCG} とすると、ピッチングモーメント係数は次式で表すことができる⁽²⁾。

$$C_m = C_m(\alpha) + \frac{\bar{c}}{2V} \cdot C_{mq} \cdot q + \Delta C_{mCG} \quad (11)$$

ここで、 $C_m(\alpha)$ は空力微係数ではなく、迎角 α の関数として表し、(12)式に示すように表される。 C_{m0} は $\alpha = 0$ のときのピッチングモーメント係数を表し、 $(C_{m\alpha})_{25\%}$ の添え字は初期重心位置 25% MAC を表す。

$$C_m(\alpha) = C_{m0} + (C_{m\alpha})_{25\%} \cdot \alpha \quad (12)$$

重心位置の変化は C_m を α で偏微分した $C_{m\alpha}$ に影響し、 ΔC_{mCG} で表している。 ΔC_{mCG} は重心位置が 25%MAC から移動した場合の補正項で(13)式のように表すことができる⁽²⁾。 CG は重心位置を表し、平均空力翼弦長に対する翼前縁からの距離を百分率で表した値である。

$$\Delta C_{mCG} = -\frac{CG - 25}{100} \cdot C_z \quad (13)$$

ここで、 C_z は 3.1 節の(3)式で求められる。

3.3 重心位置変化量の定義

初期の重心位置は、表 1.2 のように平均空力翼弦長に対して翼前縁から 25%の位置とする。重心移動はそこから機体軸のx軸上を動くとし、その変位量を d [m]と置く。また、図 3.2 のように機体の後方への移動を正と定義した。つまり重心を 25%より後方に移動させたとき、 d は正の値を取る。

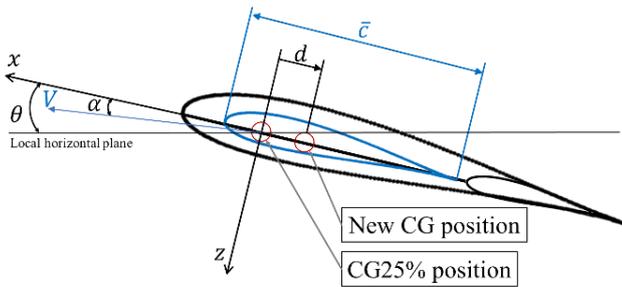


Fig 3.2 CG position shifting

(13)式の重心位置CGは d を用いると次式で表せる.

$$CG = \frac{d}{\bar{c}} \cdot 100 + 25 \text{ [%]} \quad (14)$$

さらに重心位置変化に伴うy軸まわりの慣性モーメントの変化は、平行軸の定理を参考に(15)式で表すことができる.

$$I'_{yy} = I_{yy} + md^2 \quad (15)$$

ここで、 I_{yy} は初期のy軸まわりの慣性モーメント、 I'_{yy} は重心移動後のy軸まわりの慣性モーメントを表す.

3.4 ピッチ角のシミュレーション

前節までで述べた理論により、MATLABのSimulinkを用いて重心移動による縦系の運動モデルを構築し、ピッチ角のシミュレーションを行った. 重心位置に対するピッチ角の時間履歴を見るために重心位置は固定し、初期位置のCG25%とそこから後方にCG25.2%およびCG25.4%の時の3パターンを行った. また、推力は $T = 1.1981 \text{ [N]}$ で一定とした. シミュレーション結果を図3.3に示す.

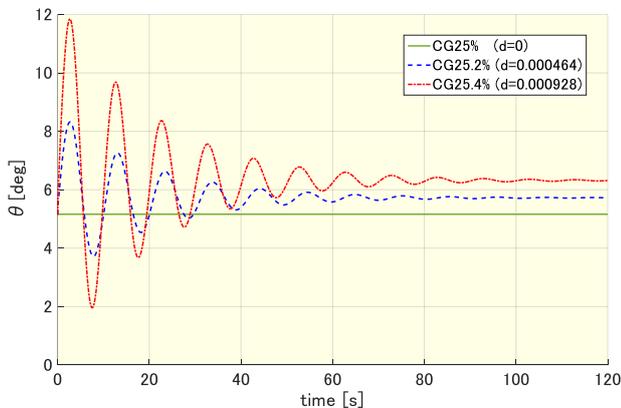


Fig 3.3 Pitch angle response (Non control)

図3.3の結果より、重心位置を後方に移動させるとピッチ角の振動が大きくなるのが分かる. これは重心位置を後方にとるとピッチングモーメントとの関係から、安定性が損なわれるという性質に基づく.

また、重心位置を後方にとるにしたがって、十分に時間がたった後のピッチ角の収束値が大きくなるのが分かる. ピッチ角の収束値は、ピッチングモーメントが働かない釣り合い状態($C_m = 0$)でのピッチ角を表す. (11)式によりピッチングモーメントが働かない釣り合い状態での迎角が大きくなり、迎角とピッチ角は(10)式の関係から水平飛行時は同値であるため、釣り合いピッチ角が大きくなったと考えられる. この重心位置と釣り合いピッチ角の性質を利用し、重心移動によって目標のピッチ角に制御が可能だと考えられ、次に重心移動によるピッチ角制御について考える.

4. 重心移動によるピッチ角制御

4.1 縦の姿勢制御系の設計

重心移動による縦の姿勢制御モデルの設計を、MATLABのSimulinkを用いて行った. 図4.1に設計した縦の姿勢制御系のブロック線図を示す. 図4.1において θ_c は目標ピッチ角の指令信号を表す. 機体のピッチ角をフィードバックしてピッチ角誤差を小さくするように、比例ゲイン K_θ を用いて比例制御を行う. さらにインナーループではピッチ角速度をフィードバックすることで減衰を改善させる. 縦系の運動モデルは前章で構築したものを用いて、重心移動の入力信号に変換するアクチュエータは、サーボモータによる操作を想定し1次遅れ系となっている.

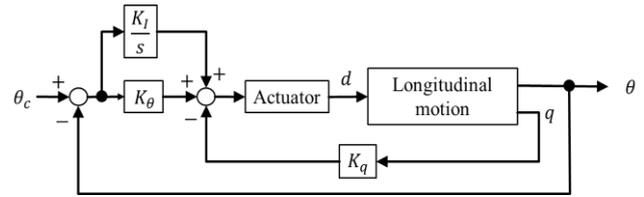


Fig 4.1 Longitudinal attitude control system

4.2 ピッチ角制御のシミュレーション

図4.1に示した縦の姿勢制御系を用いて、目標ピッチ角を $\theta_c = 8 \text{ [deg]}$ として重心移動による制御を行った. 各ゲインはMATLABのSimulinkを用いてゲインチューニングを行い、任意に $K_\theta = 0.01$, $K_I = 0.001$, $K_q = 0.003$ とした. 図4.2にピッチ角の応答, 図4.3に重心移動の入力値の時間履歴, さらに図4.4に機体速度の時間履歴を示す.

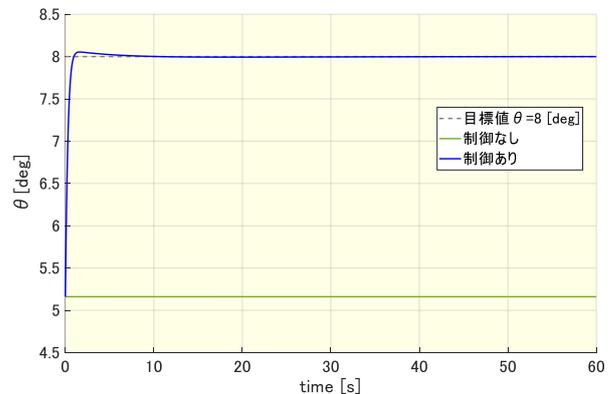


Fig 4.2 Pitch angle response (Pitch angle control)

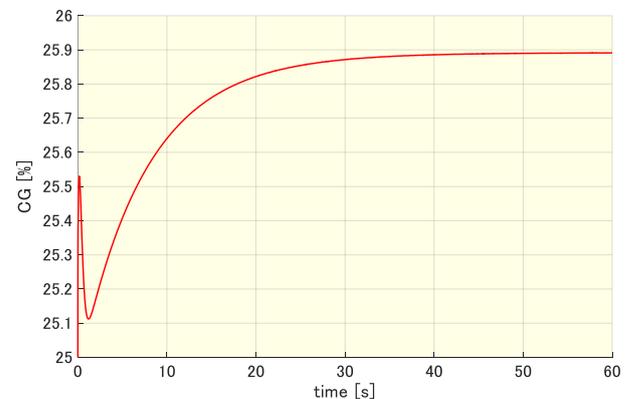


Fig 4.3 CG position shifting input (Pitch angle control)

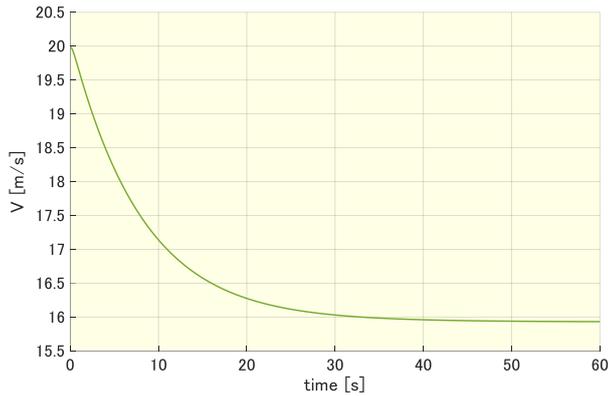


Fig 4.4 Velocity response (Pitch angle control)

図 4.2 のピッチ角の応答から分かるように、目標ピッチ角 $\theta_c = 8$ [deg] に十分な応答速度で追従し、重心移動によりピッチ角制御が可能であると示すことができた。

図 4.3 の重心移動の入力値を見ると、十分に時間が経った後の重心位置が後方の約 CG25.9% に収束している。これは、釣り合いピッチ角が 5.162 [deg] から目標ピッチ角 $\theta_c = 8$ [deg] になったことにより重心位置も後方に収束したと考えられ、3.4 節で述べた重心位置と釣り合いピッチ角の関係に基づく。

図 4.3 より重心移動の操作方法について考えると、初めに重心を後方に移動させることにより、(11)式および(13)式から分かるように、ピッチングモーメント係数が大きくなり、機体に機首上げのモーメントが発生する。その後、十分なピッチングモーメントを得ると、目標のピッチ角に収束するようにピッチ角速度を小さくしようと、重心位置は再び前方に戻る。ピッチ角収束後は、目標ピッチ角に対応した重心位置に収束する。

また、目標ピッチ角に収束している約 10 秒以降にも重心位置が変化していることについて考える。速度制御なしでピッチ上げの制御を行った場合に、図 4.4 に示したように機体速度 V は減速する。この機体速度は(7)式の右辺に影響し、図 4.3 のように重心が後方に移動しても、速度が減速しているためピッチ角の応答には影響していないと考えられる。

5. 重心移動による高度制御と推力による速度制御

5.1 高度の導出

高度の時間変化は機体軸 x 軸方向の速度 u と z 軸方向の速度 w 、およびピッチ角を用いると次式で表すことができ、(16)式を積分することにより高度が計算できる。

$$\dot{h} = u \sin \theta - w \cos \theta \quad (16)$$

5-2. 高度制御系の設計

4 章で設計した姿勢制御系を応用し、次に重心移動による高度制御系の設計を行った。図 5.1 に設計した高度制御系のブロック線図を示す。 h_c は目標高度の指令信号を表す。図 5.1 には図 4.1 に示した縦系の姿勢制御系を内部に含み、外側に高度制御のためのフィードバックループがあり、比例ゲイン K_h および積分ゲイン K_I' により PI 制御を行っている。

5.3 速度制御系の設計

4 節で設計した姿勢制御系では一定値で入力していた推力を操作量として、速度制御系を設計し、速度制御を加えて高度制御を行った。高度制御系に加えた速度制御系は図 5.1 の青枠で囲まれた箇所である。速度制御の制御量は機体軸 x 軸方向の速度 u とし、 u_c は目標速度の指令信号を表す。推力の操作量 δt は 4 節で入力していた一定推力 $T = 1.1981$ [N] からの変位量を表す。速度制御なしでの高度制御において、速度 u は大きな振動はなく、収束が遅かったため、図 5.1 に示したように比例ゲイン K_u のみで P 制御を行っている。

5.4 高度制御および速度制御のシミュレーション

図 5.1 に示した高度制御系を用いて、目標高度を $h_c = 5$ [m] として制御を行った。各ゲインは MATLAB の Simulink を用いてゲインチューニングを行い、任意に $K_h = 2.5$ 、 $K_I' = 0.5$ とした。

また、図 5.1 に示した速度制御系を加えない場合と加えた場合の高度制御の応答を比較した。目標速度は初期速度 $u_c = 19.9$ [m/s] とし、速度制御系の比例ゲインはゲインチューニングを行い、任意に $K_u = 0.5$ とした。

図 5.2 に高度の応答、図 5.3 に x 軸方向の速度の応答、図 5.4 に重心移動の入力値の時間履歴、図 5.5 に推力の入力値の時間履歴、図 5.6 にピッチ角の時間履歴を示す。

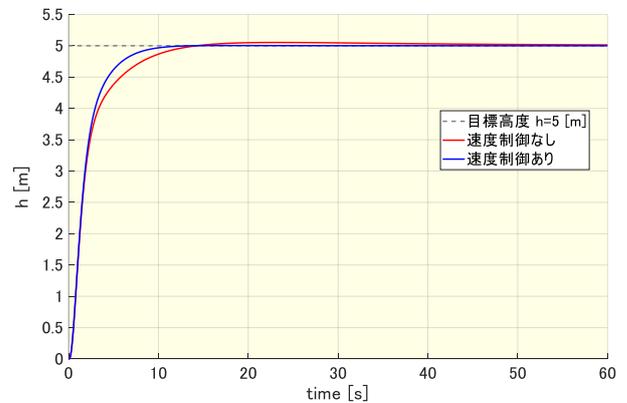


Fig 5.2 Altitude response (Altitude and velocity control)

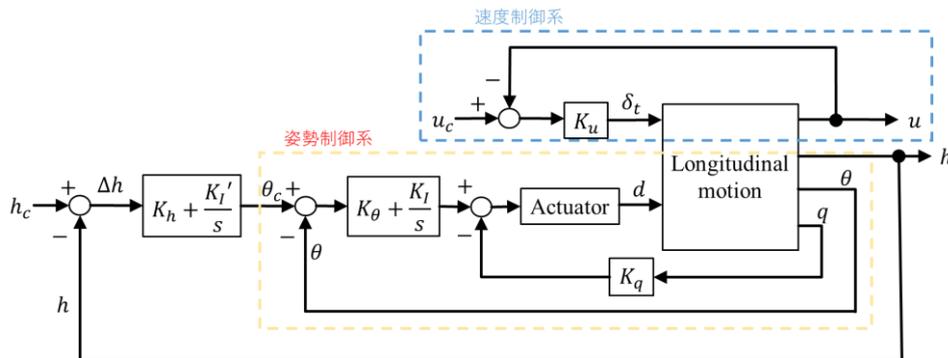


Fig 5.1 Altitude and velocity control system

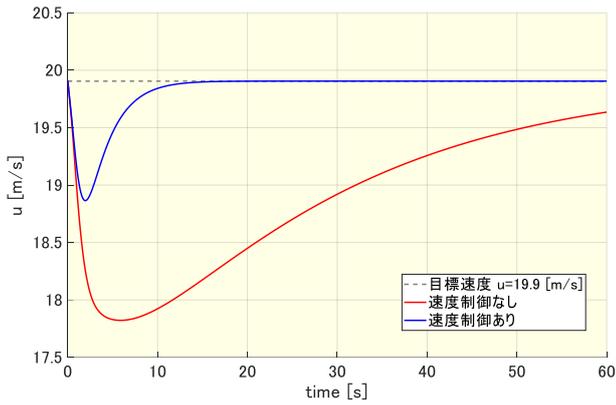


Fig 5.3 Velocity of x axis response
(Altitude and velocity control)

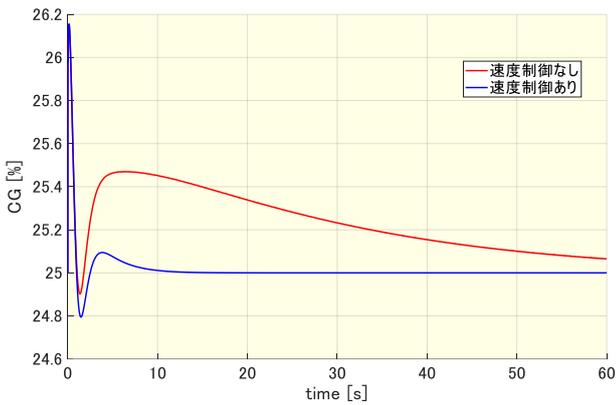


Fig 5.4 CG position shifting input
(Altitude and velocity control)

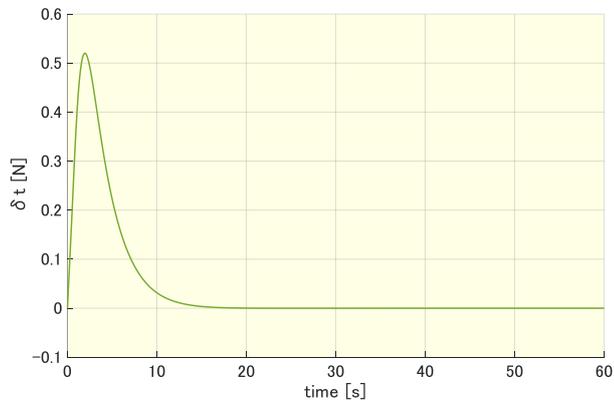


Fig 5.5 Thrust input (Altitude and velocity control)

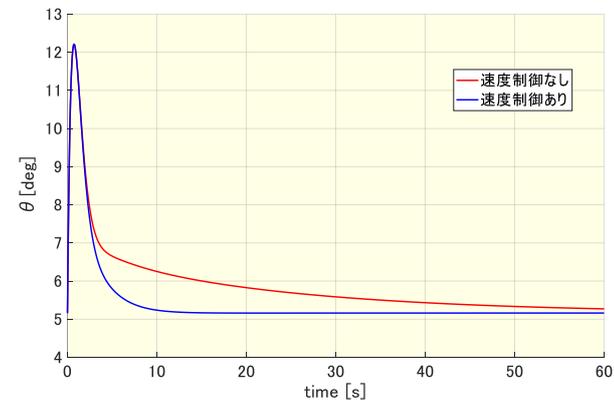


Fig 5.6 Time history of pitch angle
(Altitude and velocity control)

図 5.2 の高度の応答から分かるように、目標高度 $h_c = 5$ [m] に十分な応答速度で追従し、重心移動により高度制御が可能である。さらに速度制御を追加した場合の方が、応答速度が改善された。また、図 5.2 では分かりづらいが、速度制御なしでは少し残っていた定常偏差が改善された。これは、図 5.3 のように速度制御なしでは速度が収束するのに時間を要するため、高度の応答に定常偏差が残り、速度制御することで高度制御とほぼ同時に目標速度に収束し、定常偏差が無くなったと考えられる。

また、図 5.4 および図 5.6 から、速度制御を加えることにより重心移動の入力値およびピッチ角の時間履歴の収束の改善がみられた。今回、目標速度として機体軸 x 軸方向の初期速度を用いたことにより、重心移動の入力値およびピッチ角ともに初期の巡航時の値に収束した。

5.5 飛行経路の描出

5.4 節の速度制御を加えた高度制御系のシミュレーションについて、飛行経路を描出した。飛行経路を図 5.7 に示す。図 5.7 において各座標軸は地球固定座標系であり、添え字 e で区別する。特に z_e は x - y 平面に対して下向き正で表す。

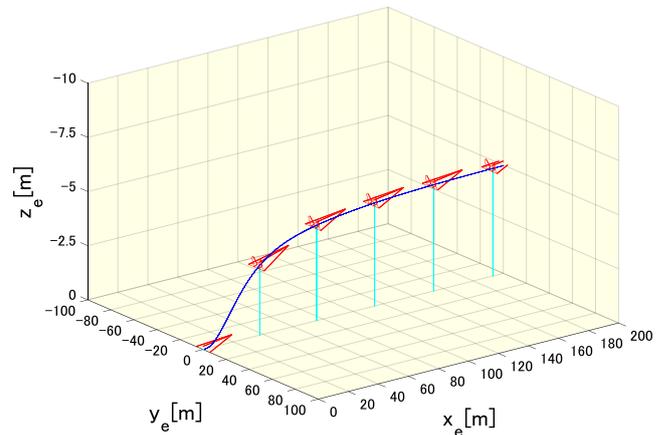


Fig 5.7 Flight path (Altitude and velocity control)

6. 結言

重心移動による縦の飛行制御を提案し、重心移動を操作量とした縦の運動モデルの構築および飛行制御系の設計について述べた。そして、シミュレーションによりモデルの妥当性および重心移動による縦の飛行制御の可能性について示した。

飛行制御系の設計では、PID 制御による縦の姿勢制御系および PI 制御による高度制御系の設計を行った。さらに、推力による速度制御系を高度制御系に加えることで、縦の飛行制御系を完成させた。設計した制御系により、機体モデルとして全翼機を用いてシミュレーションを行った結果、姿勢制御、高度制御ともに目標値に良好に追従させることができ、重心移動による縦の飛行制御の可能性を示すことができた。

今後の課題として、本論の結果が実験的にも妥当であることを示すために、実際に重心移動可能な実験機の開発が挙げられる。そして、実験のために重心移動機構および制御装置の開発や、今回は無視している横・方向運動への影響について調べる必要がある。

参考文献

- [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（2015）
- [2] 片柳亮二：“航空機の飛行力学と制御”，森北出版（2007）
- [3] 嶋田有三・佐々修一：“飛行力学”，森北出版（2017）
- [4] 日本航空宇宙学会：“航空宇宙工学便覧 第2刷”，pp714
- [5] 加藤寛一郎：“飛ぶ力学”，東京大学出版（2012）
- [6] 加藤寛一郎：“飛行のはなし”，技報堂出版，pp35-65（1997）
- [7] E.J.RODGERS：“Relationship between the neutral point, maneuver point, and center of gravity for stability.”，Journal of Aircraft (Volume 3, Number 5, September 1996)
- [8] Gottfried Sachs：“Minimum Trimmed Drag and Optimum c.g. Position”，Journal of Aircraft (Volume 15, Number 8, August 1978)
- [9] 越智 徳昌：“パラグライダー・ハンググライダーの運動モデルと飛行制御”，Journal 計測と制御，（2018年57巻4号）