

## 揚力を最大限利用した高性能自動着陸技術の研究

著者	上羽 正純, 植村 拓也
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2017
ページ	112-116
発行年	2018-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009843">http://hdl.handle.net/10258/00009843</a>

## 1. 研究の背景と目的

本学航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術を実証するフライングテストベッドとして小型無人超音速実験機（オオワシ2号機）の研究・開発が進められている。本実験機は、長距離を高速で着陸するため、その距離並びに速度を低減することが重要である。

これまで、航空機の着陸距離短縮の研究は、有人機を対象に STOL (Short Taking-Off and Landing) 機として国内外問わず進められている。有人の場合、有視界飛行による着陸において、パイロットは PAPI (精密進入経路角指示装置) を目視で確認しながら着陸を実行しなければならない。例えば、国内での STOL 機である「飛鳥」用の PAPI は最大で 7[deg.] の設定進入経路角が設定[1]されており、視界への影響を与えないようになっている。これに対して、本研究の対象となる固定翼 UAV (Unmanned Aerial Vehicles) においてはパイロットの視界を考慮する必要はないため、進入経路角を従来の STOL 機よりも大きくし、着陸距離短縮を図ることが可能である。

本研究では固定翼 UAV の着陸における速度及び距離のうち、距離に着目して低減化を検討した結果を報告する。

## 2. 着陸制御開始から接地までの水平距離

一般に、着陸では縦方向の制御として図 1 に示す経路が設定され、経路に応じてグライドスロープ制御とフレア制御が実行される。フレア制御時の経路を指数関数近似した場合、着陸制御開始から接地までの水平距離  $L_g + L_f$  は(1)式で定義される。

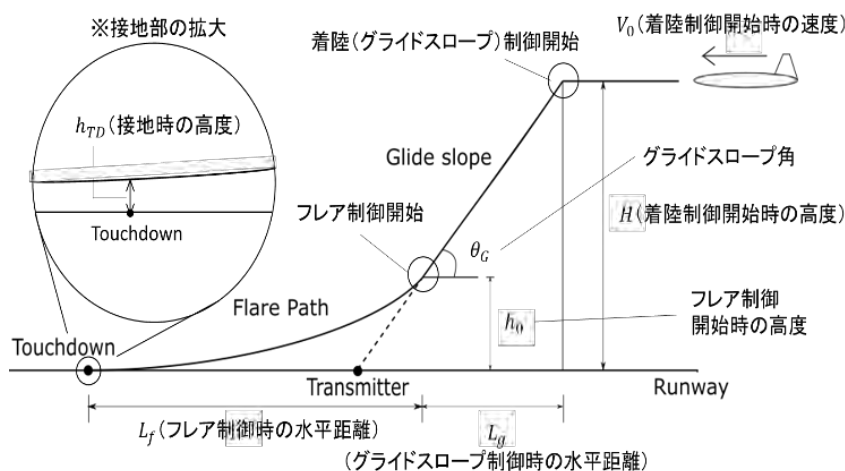


図 1 着陸経路

$$L_g + L_f = \frac{(k-1)\tau V_0 \sin \theta_G + H}{\tan \theta_G}$$

$$(\because k = \ln \frac{\tau V_0 \sin \theta_G}{h_{TD}} > 1)$$

このとき  $\tau > 0$ ,  $0^\circ < \theta_G < 90^\circ$ . (1)

$$\frac{\partial(L_g + L_f)}{\partial \tau} = (k-1)V_0 \cos \theta_G > 0$$

$$\frac{\partial(L_g + L_f)}{\partial \theta_G} = -\frac{(k-1)\tau V_0 \sin \theta_G + H}{\sin^2 \theta_G} < 0$$

(2)

(1)式は、着陸制御開始時の速度 $V_0$ 、着陸制御開始時の高度 $H$ 、接地時の高度 $h_{TD}$ を一定とすれば、フレア時定数 $\tau$ とグライドスロープ角 $\theta_G$ の関数である。本式を $\tau$ と $\theta_G$ で偏微分すると、(2)式のようになり、 $k > 1$ であるため、 $\theta_G$ の増大および $\tau$ の減少に対して $L_g + L_f$ は減少することがわかる。

### 3. 揚力の最大化による着陸距離短縮方法

#### 3-1. 応答性の高い機首引き上げと揚力及び降下率

前述のように $\theta_G$ を大きくすることにより、着陸距離を短くすることが可能であるが、一方、フレア制御開始時の高度 $h_0$ における降下率は大きくなる。これを解決するには、着陸進入速度を小さくすること、あるいはフレア制御にて応答性の高い機首引き上げによる上向きの加速度を発生し、下向きの速度を相殺する方法が考えられる。着陸速度を一定とした場合は必然的に後者の手法となる。上向きの加速度を可能な限り大きくすることにより、少なくとも従来と同程度の接地時降下率での自動着陸を実現させる。

#### 3-2. フレア制御の高帯域化

応答性の高い機首引き上げを実行するためには、フレア制御の制御帯域を高くすることが必要である。

図2に等価変換後のフレア制御系を示す。

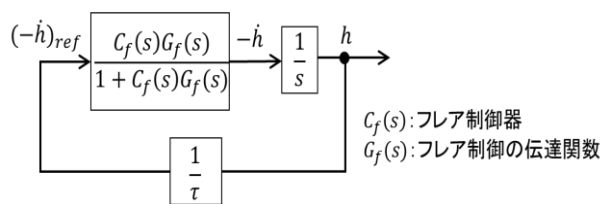


図2 等価変換後のフレア制御系

$$W(s) = \frac{1}{\tau s} \frac{C_f(s)G_f(s)}{1 + C_f(s)G_f(s)} \quad (3)$$

$$|W(s)| = \frac{1}{\tau} \left| \frac{1}{s} \frac{C_f(s)G_f(s)}{1 + C_f(s)G_f(s)} \right| \propto \frac{1}{\tau} \quad (4)$$

(3)式は図2より得られるフレア制御系の一巡伝達関数 $W(s)$ 、(4)式はその一巡伝達関数のゲイン $|W(s)|$ である。 $\tau$ の減少によって $|W(s)|$ は大きくなり、ゲイン交差周波数 $\omega_{gc}$ は大きくなることがわかる。結果として、フレア制御の帯域を高くし、応答性の高い機首引き上げを可能にする。

## 4. シミュレーション

### 4-1. シミュレーション用制御設計

電動模型機（京商カルマートα40）を対象に制御系設計及びシミュレーションを行う。  $H = 40[\text{m}]$ ,  $V_0 = 20[\text{m/s}]$ ,  $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ ,  $h_{TD} = 0.1[\text{m}]$ と設定した着陸経路に対して、フレア制御について $\tau$ を  $2.0[\text{s}]$ ,  $1.5[\text{s}]$ ,  $1.4[\text{s}]$ ,  $1.3[\text{s}]$ ,  $1.2[\text{s}]$ と小さくしていき、制御帯域（ゲイン交差周波数 $\omega_{gc}$ ）を高くし、同程度の安定余裕を確保する。具体的には、表1に示す $\tau = 2.0$ のときの安定余裕をノミナル値とし、このノミナル値からゲイン余裕は  $3[\text{dB}]$ 、位相余裕は  $5[\text{deg.}]$ の偏差内に収まるようにPIDパラメータにて調整する。

表1はそれぞれのフレア時定数に対応する制御器と安定余裕及びゲイン交差周波数をまとめたものである。 $\tau = 2.5[\text{s}]$ に対応する項目は既存の着陸シミュレーションで使用された値であり、ゲイン余裕は  $14[\text{dB}]$ 程高く、位相余裕はほぼ同じである。

表1  $\tau$ とフレア制御器，安定余裕（ゲイン余裕 Gm・位相余裕 Pm）及びゲイン交差周波数 $\omega_{gc}$

フレア時定数 $\tau$ [s]	フレア制御器 $C_{flare}(s)$ PID : $K(1 + (\tau_I/s) + \tau_D s)$			Gm[dB]	Pm[deg.]	$\omega_{gc}[\text{Hz}]$
	比例ゲイン $K$	積分時間 $\tau_I$	微分時間 $\tau_D$			
2.5 (既存)	$\pi/180$	2	0.4	39.7	68.5	0.0507
2.0	$3.4\pi/180$	1	0.75	25.8	75.6	0.0648
1.5	$3\pi/180$		0.65	25.4	72.5	0.0803
1.4		24.8		72.1	0.0848	
1.3		24.3		74.1	0.109	
1.2		23.6		72.9	0.117	

### 4-2. 失速迎角の設定と目標とする接地時降下率

#### (a)失速迎角の設定

失速迎角は  $10[\text{deg.}]$ と設定した。この失速迎角は電動模型機の機体諸元から推算したものである。機首引き上げ時、迎角が失速迎角の直前まで上昇したときに揚力は最大となる。

#### (b)目標とする接地時降下率

本着陸シミュレーションでは、 $h_{TD} = 0.1[\text{m}]$ のときを接地とみなし、その時の降下率を接地時降下率とし、接地時降下率の上限を  $1[\text{m/s}]$ とした。

以上の上限を設定した後、それら上限を超えないシミュレーションを採用する。

## 5. シミュレーション結果

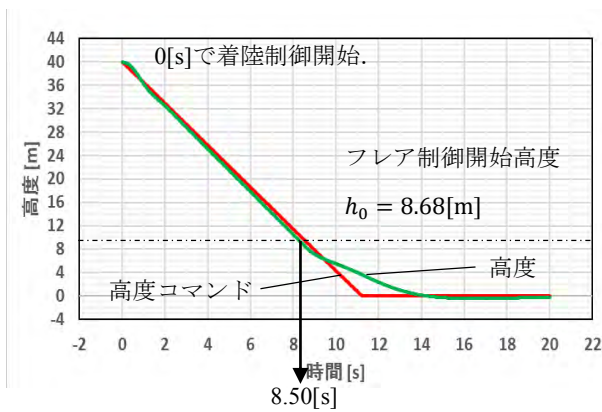
比較基準として既存の着陸シミュレーション結果( $\tau = 2.5[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 10[\text{deg.}]$ のとき)を図3に、本研究の着陸シミュレーション結果の一例 ( $\tau = 1.3[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ のとき)を図4に示す。

シミュレーション結果より、大きな $\theta_G$ による降下とフレア制御の高帯域化により、従来と同程度の接地時降下率を維持しつつ、着陸制御開始から接地までの水平距離は減少するという結果が

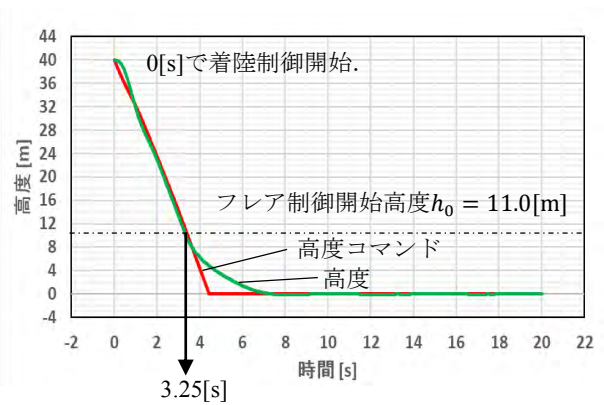
得られた。

ただし、 $\tau$ を1.2[s]まで小さくしたとき、 $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ の着陸において機首引き上げ時の迎角が、設定した失速迎角  $10[\text{deg.}]$ を上回った。一方、接地時降下率は実施したすべてのシミュレーションにおいて  $1.0[\text{m/s}]$ を上回ることがなかった。そのため、本着陸シミュレーション条件 ( $H = 40[\text{m}]$ ,  $V_0 = 20[\text{m/s}]$ ,  $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ ,  $h_{TD} = 0.1[\text{m}]$ ) に対して $\tau$ は 1.3[s]まで小さくしてフレア制御の高帯域化を図ることが可能である。また、フレア制御の制御帯域を高くしたことにより、機首引き上げ時の迎角ピーク値が上昇し、失速を起こしやすくなっている。

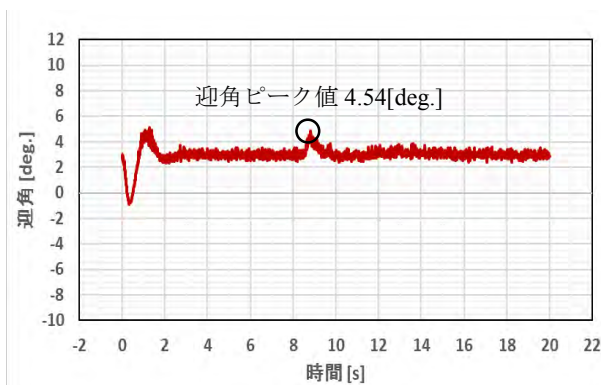
着陸距離の短縮について、既存 ( $\tau = 2.5[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 10[\text{deg.}]$ のとき) の着陸制御開始から接地までの水平距離は 288[m]である一方、本研究 ( $\tau = 1.3[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ のとき) では 153[m]であった。およそ 130[m]程度の短縮がなされていることを確認した。図 5 は、着陸制御開始位置を同じにしたときの、既存の着陸軌跡と本研究で得られた着陸軌跡を比較したものである。



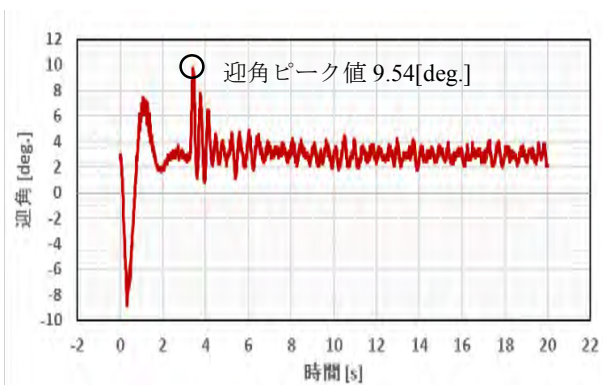
(a) 高度の時間応答( $\tau = 2.5[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 10[\text{deg.}]$ )



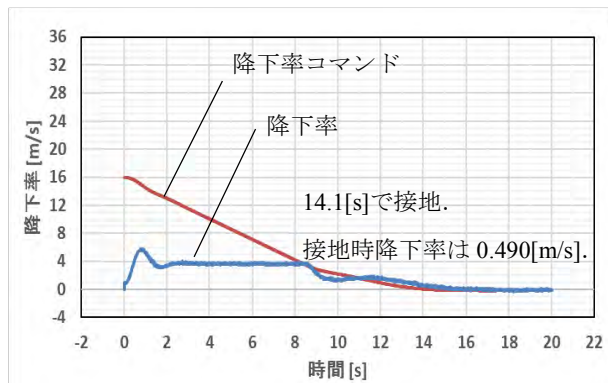
(a) 高度の時間応答( $\tau = 1.3[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ )



(b) 迎角の時間応答( $\tau = 2.5[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 10[\text{deg.}]$ )

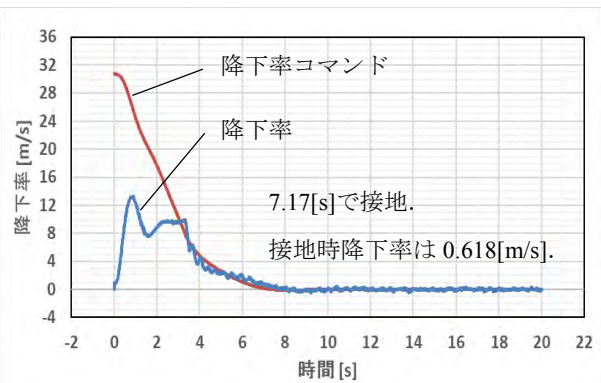


(b) 迎角の時間応答( $\tau = 1.3[\text{s}]$ ,  $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ )



(c) 降下率の時間応答( $\tau = 2.5[s]$ ,  $\theta_G = 10[\text{deg.}]$ )

図3 既存のシミュレーション結果



(c) 降下率の時間応答( $\tau = 1.3[s]$ ,  $\theta_G = 25[\text{deg.}]$ )

図4 本研究のシミュレーション結果

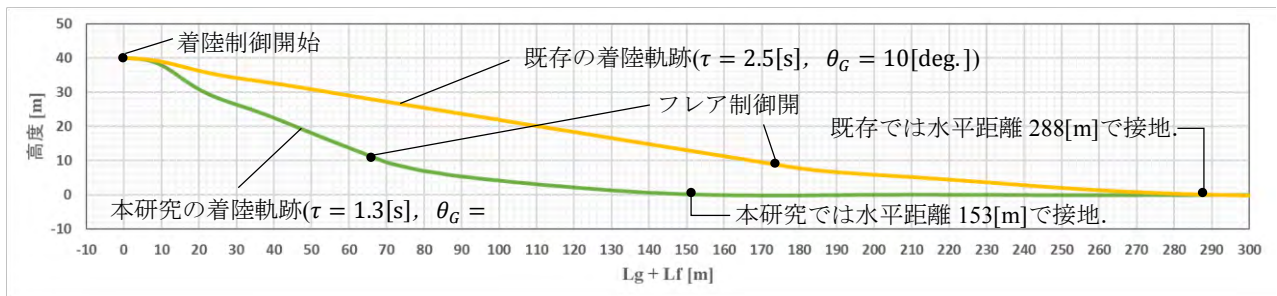


図5 既存の着陸軌跡と本研究の着陸軌跡

## 6. まとめ

着陸時、大きな $\theta_G$ による降下に加え、フレア制御時の制御帯域を高くするといった手法は、従来程度の接地時降下率の維持および着陸距離の短縮に有効であることを確認した。今後は、実機を使用した実証実験を行う予定である。

## 参考文献

- [1] 村上義隆, 照井祐之, 花松武志, 齊藤健二, 横山晋太郎, 稲垣敏治, STOL 実験機用 PAPI の設置と性能試験結果, 1988.
- [2] 吉川康夫, 航空の世紀, 技術堂出版, 1996.
- [3] 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, 2012.
- [4] 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, 2007.
- [5] 片柳亮二, 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, 2011.
- [6] 横田滋弘, 小型無人超音速機の完全自律着陸に向けた制御系構成法の研究, 室蘭工業大学大学院修士学位論文, 2016.