



## 高グライドスロープ角・高帯域フレア制御による短距離着陸制御の検討及び飛行実証

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2020-01-30 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 上羽, 正純, 植村, 拓也 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00010131">http://hdl.handle.net/10258/00010131</a>

# 高グライドスロープ角・高帯域フレア制御による短距離着陸制御の検討及び飛行実証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○植村 拓也(航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

## 1. はじめに

室蘭工業大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の研究が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速実験機の開発が進められている。その基盤技術の一つとして、離陸から着陸までの完全自律飛行に関する誘導制御技術の研究が進められており、その前段階として電動模型飛行機を用いた技術実証が進んでいる。本超音速実験機は、着陸に必要な距離が大きくなると予想されるため、その距離を低減することが重要である。

本着陸距離低減のため、通常のグライドスロープ角  $2.5\sim 3^\circ$  より大きなグライドスロープ角にて着陸することを検討する。しかしながら、この大きなグライドスロープ角での着陸ではフレア制御開始時の降下率は上昇し、接地時降下率も上昇することとなる。このためフレア制御の制御帯域を高くし、応答性の高い機首引き上げを実行することにより従来の接地時降下率である  $1\text{ m/s}$  以下を維持する。

本手法を用いて、電動模型飛行機を対象にグライドスロープ角  $25^\circ$  でシミュレーションを行った結果、高度  $30\text{ m}$  地点から接地までの距離は  $101\text{ m}$  程度短縮可能であることを確認した。さらに、本条件にて電動模型飛行機による飛行実証を行い、本手法の問題及び妥当性を確認した結果を報告する。

## 2. 着陸距離低減化手法

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、高度  $30\text{ m}$  から接地までの水平距離  $L_g + L_f$  は次の(2.1)式で定義される。この  $L_g + L_f$  が本検討における着陸距離である。

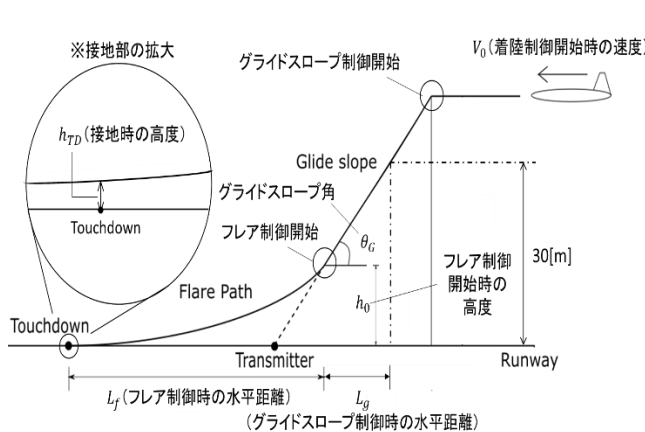


図1 着陸経路

$$L_g + L_f = \frac{(k-1)\tau V_0 \sin \theta_G + 30}{\tan \theta_G} \quad (\because k = \ln \frac{\tau V_0 \sin \theta_G}{h_{TD}} > 1) \quad (2.1)$$

$$\text{このとき } \tau > 0, \quad 0^\circ < \theta_G < 90^\circ.$$

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

$$\frac{\partial(L_g + L_f)}{\partial \theta_G} = -\frac{(k-1)\tau V_0 \sin \theta_G + 30}{\sin^2 \theta_G} < 0 \quad (2.2)$$

(2.1)式は、着陸制御開始時の速度 $V_0$ 及び接地時の高度 $h_{TD}$ を一定とすれば、フレア時定数 $\tau$ とグライドスロープ角 $\theta_G$ の関数となる。本式を $\tau$ と $\theta_G$ で偏微分すると、(2.2)式ようになる。(2.2)式において、 $\theta_G$ の増大および $\tau$ の減少に対して $L_g + L_f$ は小さくなることがわかる。

### 3. フレア制御の高帯域化による降下率低減化手法

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。

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。

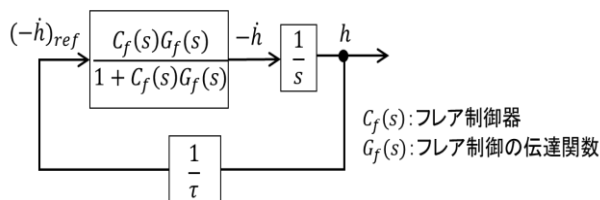


図2 等価変換後のフレア制御系

$$W(s) = \frac{1}{\tau s} \frac{C_f(s)G_f(s)}{1 + C_f(s)G_f(s)} \quad (3.1)$$

$$|W(s)| = \frac{1}{\tau} \left| \frac{1}{s} \frac{C_f(s)G_f(s)}{1 + C_f(s)G_f(s)} \right| \quad (3.2)$$

$$\propto \frac{1}{\tau}$$

(3.1)式は図2より得られるフレア制御系の一巡伝達関数 $W(s)$ 、(3.2)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

電動模型飛行機（京商カルマート $\alpha 40$ ）を対象に制御系設計及びシミュレーションを行う。グライドスロープ制御開始時の高度は40 mとする。 $V_0 = 20$  m/s,  $\theta_G = 25^\circ$ ,  $h_{TD} = 0.1$  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 s, 1.5 s, 1.4 s, 1.3 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Case2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 dB、位相余裕は $5^\circ$ の偏差内に収まるようにPIDパラメータで調整する。

表1はシミュレーションに使用した $\theta_G$ と $\tau$ 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。 $\tau = 2.5$  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 dB程高く、位相余裕はほぼ同じである。

表1 使用した $\theta_G$ と $\tau$ に対応するフレア制御器・ゲイン余裕 Gm・位相余裕 Pm・ゲイン交差周波数 $\omega_{gc}$

Case	$\theta_G$ [°]	$\tau$ [s]	フレア制御器 $C_f(s)$	Gm[dB]	Pm[deg.]	$\omega_{gc}$ [Hz]
1(既存)	10	2.5	$(\pi/180)\{1 + (2/s) + 0.4s\}$	39.7	68.5	0.0507
2	25	2.0	$(3.4\pi/180)\{1 + (1/s) + 0.75s\}$	25.8	75.6	0.0648
3	25	1.5	$(3\pi/180)\{1 + (1/s) + 0.65s\}$	25.4	72.5	0.0803
4	25	1.4	$(3\pi/180)\{1 + (1/s) + 0.65s\}$	24.8	72.1	0.0848
5	25	1.3	$(3\pi/180)\{1 + (2/s) + 0.65s\}$	24.3	74.1	0.109

#### 4-2. シミュレーション結果

比較基準となる既存の着陸シミュレーション結果として表1のCase1における高度及び降下率の時間履歴を図3に、本研究の着陸シミュレーション結果の一例として表1のCase5における高度及び降下率の時間履歴を図4に示す。

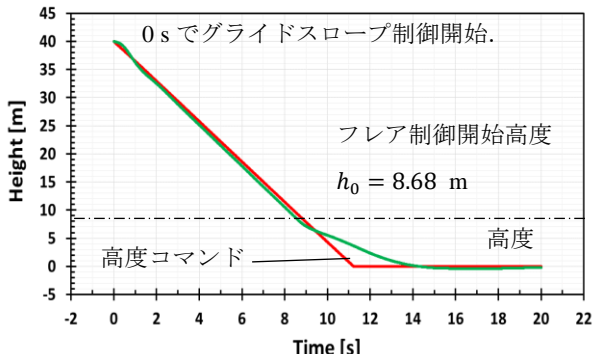


図3 既存のシミュレーション結果

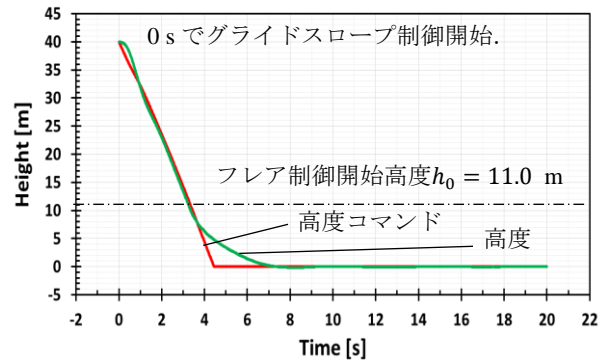


図4 本研究のシミュレーション結果

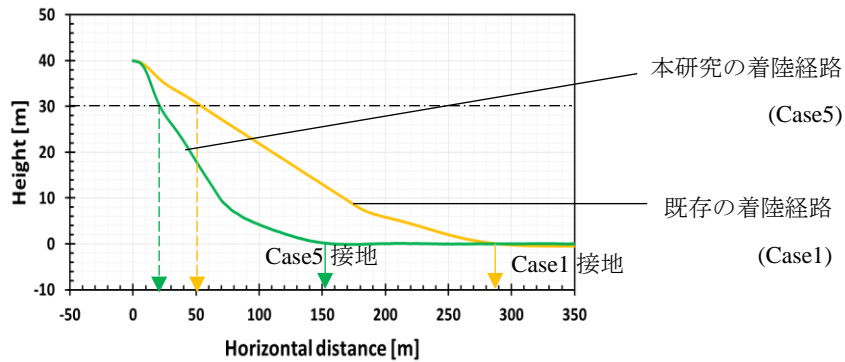


図5 シミュレーションによる着陸経路の比較

高グライドスロープ角による降下と高帯域のフレア制御により，従来と同程度の接地時降下率を維持しつつ，グライドスロープ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シミュレーションから得られた．接地時降下率については表 1 の全ての Case において 1.0 m/s を上回ることがなかった．そのため，本シミュレーション条件に対して $\tau$ は 1.3 s まで小さくしてフレア制御の制御帯域を高くできることが分かっている．

着陸距離の短縮について，既存（表 1 の Case1 のとき）の高度 30 m 地点から接地までの水平距離は 233 m である一方，本研究（表 1 の Case5 のとき）では 132 m であった．およそ 101 m 程度の短縮がなされていることを確認した．図 5 は，グライドスロープ制御開始地点を同じにしたときの既存の着陸経路と本研究で得られた着陸経路を比較したものである．

## 5. 実証実験

本研究の技術的確立を目的とし，電動模型飛行機（京商カルマート $\alpha 40$ ）を実機として実証実験を実施した．最初から実滑走路に向けて短距離着陸を実施した場合，本研究手法の観点から，機体の滑走路面への衝突が懸念される．そのため，前段階として高度 20 m の仮想地上を設け，その仮想地上に向けて着陸を行う．仮想地上到達時点の降下率並びに高度 50 m 地点から仮想地上到達地点までの水平距離を評価する．

### 5-1. 実験条件

$V_0 = 20$  m/s とし， $\theta_G$ を従来の  $7^\circ$  から  $25^\circ$  に大きくして実験を実施した．採用した制御器を表 2 に示す．グライドスロープ制御則は PD 要素を，フレア制御則は PID 要素より構成した．それぞれの PID パラメータはこれまでの対象電動模型飛行機の着陸制御で使用した値を用いた．

表 2 実験で使用した制御器

	Glide slope	Flare
	$C(s) = K(1 + \tau_i/s + \tau_d s)$	
比例ゲイン $K$	1	1
積分時間 $\tau_i$	0	2
微分時間 $\tau_d$	0.3	0.4
フレア時定数 $\tau$	-	2.5 s
位相余裕 $G_m$	$106^\circ$	$68.5^\circ$
ゲイン余裕 $P_m$	30.2 dB	39.7 dB
ゲイン交差 周波数 $\omega_{gc}$	0.0527 Hz	0.0507 Hz

### 5-2. 実験結果

本実験で得られた飛行軌跡及び高度・降下率の時間履歴をそれぞれ図 6 及び図 7 に示す．まず，表 2 の制御器を使用した場合，グライドスロープ制御区間では高度コマンドに対して 2 s 程度の応答遅れかつ，高度差 10~20 m 程度が発生している．

次に，フレア制御区間では機首引き上げにより 24.4 s 辺りで降下率は 0.25 m/s まで減少したが，その後上昇し，仮想地上 20 m に達したときには 2.73 m/s であった．

着陸距離について，高度 50 m 地点から仮想地上到達地点までの水平距離は 115 m 程度であった．

### 5-3. 実験結果のまとめ

本実験条件を実滑走路に向けた着陸にそのまま適用した場合，接地時降下率が 2.7 m/s 程度ではハードランディングとなる．したがって，これを防ぐため，フレア制御区間において，コマン

ドに対する降下率応答のオーバーシュートが発生しないようフレア制御器の PID パラメータの再調整を行う必要がある。

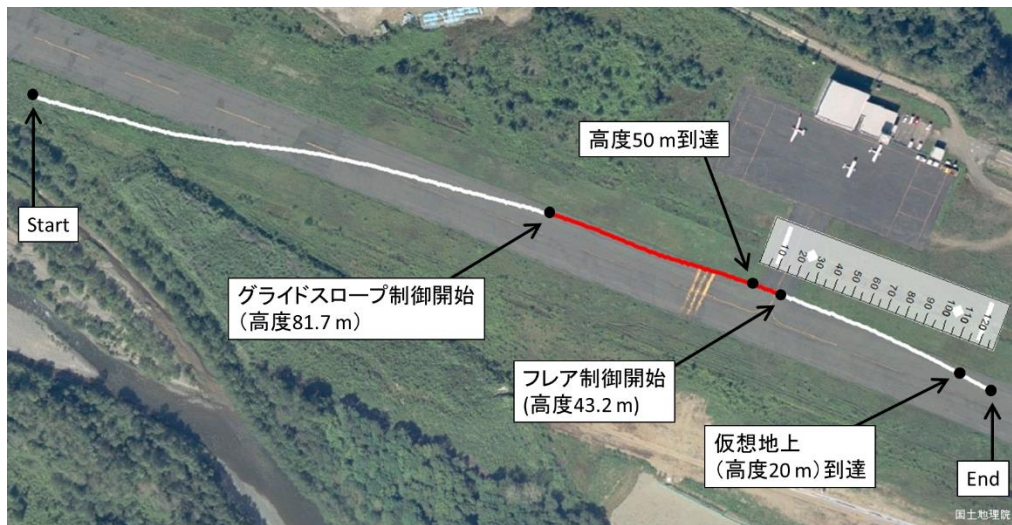


図6 本実証実験で得られた飛行軌跡

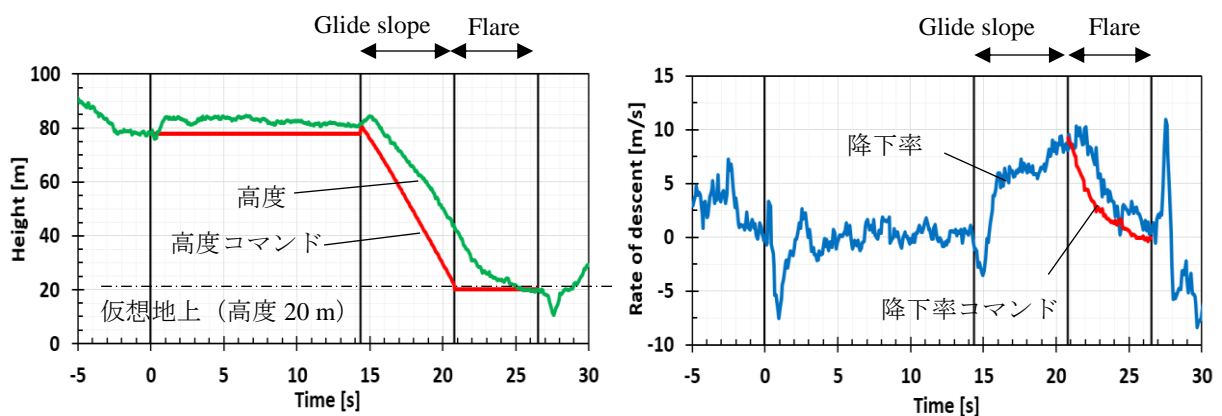


図7 高度・降下率の時間履歴

## 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手法は、接地時降下率を維持しながら着陸距離の短縮に有効であることをシミュレーションで確認した。今後は実証実験において、フレア制御器の再調整を行ったのち、実滑走路に向けた短距離着陸制御実証実験を実行する予定である。

## 7. 参考文献

- 1) 山名正夫・中口博, 「飛行機設計論」, 養賢堂, 1974.
- 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.