

# ビーチクラフト式A36型機における不時着訓練について

## —— 現行の模擬形態に対する評価 ——

堀越 深雪

### Simulated Forced landing Practice on Beechcraft A36

#### —— Evaluation of Current Training Method ——

By

Miyuki HORIKOSHI

#### 1. まえがき

航空大学校は単発・事業用課程の訓練機としてビーチクラフト式A36型機（以下「A36」という）を使用している。

A36の飛行規程では、エンジン停止時の滑空性能として「高度1,000フィート当たり1.7ノーチカル・マイル（2マイル）」<sup>1)</sup>と規定している。ただし不時着訓練の現場では、安全が確保された上で有効な訓練が求められるため、実機のエンジン停止は行なわれない。そこで、エンジン停止時の滑空性能を模擬した現実的な形態としてあげられるのが、エンジンをアイドル回転にした状態での最大滑空形態である。

横山らが過去に行った研究によると「最大離陸重量の約5%減での最大滑空形態での滑空性能は1,000フィートにつき約1.9哩（2.4哩）」<sup>2)</sup>であるとされ、「IAS110ノットでのProp High RPMのままの滑空や進入フラップの使用は、明らかな抵抗となり、滑空性能を極端に悪化させる」<sup>3)</sup>とまとめている。しかしながら、航空大学校で実施する不時着訓練において、この最大滑空形態の使用も禁じられている。その理由の1つは、回復操作の安全確保にある。誤ってプロペラレバーを低回転側にしたままでスロットルを進めると、許容されないパワーセッ

ティングとなり、安全な回復が阻害される。さらなる理由として、訓練中にエンジンが停止した場合を考えると、プロペラレバーが低回転側にあるよりも高回転側のほうが再始動性は高まる。

航空大学校における現行の不時着訓練の方法は、単発・事業用課程の運航規程、付属書第2（以下「学生訓練実施要領」という）に定められている<sup>4)</sup>。一方、A36の飛行規程には「長時間のアイドル・セッティングは避ける。シリンダー・ヘッド温度を緑色弧線、116℃より下げてはならない。」<sup>5)</sup>と規定されており、冬期は発動機の保護を目的としたEngine Failure Glide Approach Winter Operation<sup>6)</sup>の実施が別途求められる。

現行実施の2形態を飛行中において比較すると、計器が示す降下率に差異が認められ、外部視認によって得られる降下角の情報にも違いがあるように感じられる。しかし学生訓練実施要領にはその差異についての言及はなく、そもそもこれらがどのような滑空性能を模擬した形態であるのか記述されていない。したがって、学生は2つの形態が同一の滑空性能を有するものとして訓練に臨んでいると推測される。

単発機において、不時着訓練は最も重視される訓練の一つである。エンジン停止時の滑空性能をいか

に模擬するかは、不時着適地の選択や滞空時間の予測に影響を与える。不時着訓練では現実に即した判断能力の育成が求められるため、模擬する形態の妥当性が高いほど訓練としての機能を有効に果たすものとする。

本調査では、現行の不時着訓練で使用されている形態の評価を目的とし、さらにはより効果的な訓練を実施するための検討に必要な飛行データの収集を行なう。

## 2. 滑空性能に影響する要素

滑空性能に影響する要素は、機体重量、空気密度、翼面積、揚力係数及び抗力係数である。

滑空性能は次式により表される<sup>7)</sup>。

$$\cot \theta = C_L / C_D$$

$$V^2 = 2 W / C_r \rho S$$

$\theta$  : 滑空角

$C_L$  : 揚力係数

$C_D$  : 抗力係数

$V$  : 滑空速度

$W$  : 機体重量

$C_r$  : 便宜上の係数  $C_r^2 = C_L^2 + C_D^2$  で表される

$\rho$  : 空気密度

$S$  : 翼面積

## 3. 飛行データの収集

### 3-1 気象条件

調査飛行の実施にあたり、実験空域の気象条件は以下の基準とした。

- 1) VMC であること。
- 2) 降水現象がないこと。
- 3) 対流雲がないこと。
- 4) 気流が安定していると予測されること。
- 5) 滑空中においてエンジンが過度に冷却される恐れのない気温であること。

### 3-2 飛行形態

不時着地を決定するまでの間に用いる滑空形態を想定する。

#### 3-2-1 全ての形態に共通する条件

- 1) 指示対気速度 (以下 IAS という) 110kts
- 2) Flaps Up
- 3) Cowl Flaps Close
- 4) Air - conditioner Off

#### 3-2-2 形態ごとに異なる条件

以下に示す 4 種の形態を調査する。

形態 A Prop Low rpm、Power Idle、Gear UP

形態 B Prop 2500rpm、吸気圧力 (以下「MAP」  
という) 13inHg、Gear Down

形態 C Prop 2500rpm、Power Idle、Gear Up

形態 D Prop 2500rpm、降下率 1000ft/min、  
Gear Up

形態 A は最大滑空形態である。形態 B は Engine Failure Glide Approach Winter Operation の形態である。形態 C は冬期以外の季節で不時着訓練に用いられている形態である。形態 D は形態 A における降下率 (1000ft/min) を再現するために設定した形態である。

### 3-3 飛行の方法

- 1) 滑空は気圧高度 4000ft から 2000ft で実施し、形態が安定した 3500ft から 2500ft の間でデータを測定した。(気圧高度とは、QNE 法による高度で標準気圧 29.92inHg から測定した高度)
- 2) 飛行空域には十勝川河川敷上空を使用した。これは調査飛行中の不時着場確保と、飛行環境を可能な限り均一化するためである。
- 3) 滑空中は、操縦輪をほとんど手放しの状態にしても機が安定した姿勢を保つようエレベータトリムをとる。データ測定の途中で、IAS および降

下率の一時的な変化の幅が、それぞれ3 kts以上、200ft/minより大きかった場合はそのデータを除外した。

### 3-4 記録

気圧高度4000ftから2000ftを滑空する間のデータは、ビデオにより記録し飛行後に読み取った。

- 1) MAP
- 2) プロペラ回転数
- 3) Pitch 姿勢 (航空機の水平線に対する鉛直方向の姿勢 (以下「Pitch」という))
- 4) 所要時間

気圧高度3500ftから2500ftまでの通過時間をストップウォッチで計測した。

### 4. 計測結果

機体重量、TOAT、真対気速度 (以下 TAS という)、所要時間、降下率、降下角、進出距離、Pitch、回転数、MAP を求め表1から表4を作成した。

表の内容は以下のとおりである。

- 1) 機体重量 (lbs)  
計測開始時の航空機重量であり、50lbs単位の概算値。
- 2) TOAT (°C)  
気圧高度3000ftにおける温度。
- 3)  $\Delta t$  (°C)  
気圧高度3000ftにおける標準大気温度からの温度差。
- 4) TAS (kts)  
TOAT及びIASから算出した、気圧高度3000ftにおける速度。
- 5) 所要時間 (sec)  
気圧高度3500ftから2500ftの1000ft間に要した時間。
- 6) 降下率 (ft/min)  
気圧高度3500ftから2500ftの1000ft間における降下率で、1000ftを所要時間で割ることにより求めた値。

表1 形態A (Prop Low rpm, Power Idle, Gear UP) の測定値

Data	機番	機体重量 (lbs)	TOAT (°C)	$\Delta t$ (°C)	TAS (kts)	所要時間 (sec)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)	回転数 (rpm)
2005. 6. 29	J A 4169	3250	17	8	116.2	54	1111	5.3	1.7	-4	1300
2005. 6. 29	J A 4169	3150	17	8	116.2	54	1111	5.3	1.7	-5	1220
2005. 6. 30	J A 4212	3300	14	5	115.6	58	1034	4.9	1.9	-4	1000
2005. 6. 30	J A 4212	3300	14	5	115.6	62	968	4.6	2.0	-5	1000
2005. 7. 1	J A 4212	3300	13	4	115.3	65	923	4.4	2.1	-4	1120
2005. 7. 1	J A 4212	3300	13	4	115.3	55	1091	5.2	1.8	-5	1350
2005. 9. 26	J A 4218	3300	1	1	114.7	58	1034	5.0	1.8	-4	1280
2005. 9. 26	J A 4218	3250	10	1	114.7	54	1111	5.3	1.7	-4	1400
2005. 9. 27	J A 4212	3300	11	2	114.9	63	952	4.6	2.0	-4	1080
平均		3272	13		115.4	58	1037	5.0	1.9	-4.3	1194

表2 形態B (Prop Low rpm, Power Idle, Gear UP) の測定値

Data	機番	機体重量 (lbs)	TOAT (°C)	$\Delta t$ (°C)	TAS (kts)	所要時間 (sec)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)	回転数 (rpm)
2005. 6. 29	J A 4169	3200	17	8	116.2	63	952	4.5	2.0	-3	2500
2005. 6. 29	J A 4169	3200	17	8	116.2	69	870	4.1	2.2	-3	2500
2005. 6. 30	J A 4212	3400	14	5	115.6	61	984	4.7	2.0	-3	2330
2005. 6. 30	J A 4212	3350	14	5	115.6	58	1034	4.9	1.9	-3	2320
2005. 7. 1	J A 4212	3350	13	4	115.3	68	882	4.2	2.2	-3	2400
2005. 7. 1	J A 4212	3350	13	4	115.3	58	1034	4.9	1.9	-3	2400
2005. 9. 26	J A 4218	3350	10	1	114.7	71	845	4.1	2.3	-3	2300
2005. 9. 26	J A 4218	3350	10	1	114.7	71	845	4.1	2.3	-3	2340
2005. 9. 27	J A 4212	3350	11	2	114.9	62	968	4.6	2.0	-2	2300
2005. 9. 27	J A 4212	3350	11	2	114.9	58	1034	5.0	1.8	-3	2250
平均		3325	13		115.3	64	945	4.5	2.0	-2.9	2364

表3 形態C (Prop 2500 rpm、Power Idle、Gear UP) の測定値

Data	機番	機体重量 (lbs)	TOAT (°C)	$\Delta t$ (°C)	TAS (kts)	所要時間 (sec)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)	回転数 (rpm)
2005. 6. 29	J A 4169	3250	17	8	116.2	43	1395	6.6	1.4	-4	1620
2005. 6. 30	J A 4212	3250	14	5	115.6	43	1395	6.7	1.4	-5	1600
2005. 7. 1	J A 4212	3450	13	4	115.3	41	1463	7.0	1.3	-5	1610
2005. 7. 1	J A 4212	3400	13	4	115.3	46	1304	6.2	1.5	-5	1600
2005. 9. 26	J A 4218	3450	10	1	114.7	45	1333	6.4	1.4	-5	1600
2005. 9. 26	J A 4218	3400	10	1	114.7	44	1364	6.6	1.4	-5	1620
2005. 9. 27	J A 4212	3450	11	2	114.9	43	1395	6.7	1.4	-4	1600
2005. 9. 27	J A 4212	3400	11	2	114.9	44	1364	6.5	1.4	-4	1600
平均		3381	12		115.2	44	1377	6.6	1.4	-4.6	1606

表4 形態D (Prop 2500 rpm、降下率1000 ft/min、Gear UP) の測定値

Data	機番	機体重量 (lbs)	TOAT (°C)	$\Delta t$ (°C)	TAS (kts)	所要時間 (sec)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)	回転数 (rpm)	MAP
2005. 6. 29	J A 4169	3100	17	8	116.2	60	1000	4.7	1.9	-3	2200	10.2
2005. 6. 29	J A 4169	3100	17	8	116.2	62	968	4.6	2.0	-3	2180	10.1
2005. 6. 30	J A 4212	3250	14	5	115.6	59	1017	4.8	1.9	-3	2000	10.5
2005. 6. 30	J A 4212	3200	14	5	115.6	57	1053	5.0	1.8	-3	1900	10.0
2005. 7. 1	J A 4212	3400	13	4	115.3	57	1053	5.0	1.8	-3	2000	10.5
2005. 7. 1	J A 4212	3400	13	4	115.3	59	1017	4.9	1.9	-3	2100	11.0
2005. 9. 26	J A 4218	3350	10	1	114.7	61	984	4.7	1.9	-3	2020	10.0
2005. 9. 26	J A 4218	3350	10	1	114.7	59	1017	4.9	1.9	-3	2030	10.0
2005. 9. 27	J A 4212	3400	11	2	114.9	57	1053	5.0	1.8	-2	1950	10.2
2005. 9. 27	J A 4212	3350	11	2	114.9	57	1053	5.0	1.8	-2	2000	10.8
平均		3290	13		115.3	59	1021	4.9	1.9	-2.8	2038	10.3

7) 降下角 (degree)

気圧高度3500ft から2500ft の1000ft 間における降下角であり、次式により求めた値。

$$\text{斜距離} = \text{TAS} \times \text{所要時間}$$

$$\text{降下角} = \sin^{-1} (1000\text{ft} / \text{斜距離})$$

8) 進出距離 (ft)

気圧高度3500ft から2500ft の1000ft 間における水平距離であり、6) で求めた降下角 ( $\theta$ ) を用いて次式により算出した値。

$$\text{進出距離} = 1000\text{ft} / \tan \theta$$

9) Pitch (degree)

気圧高度3000ft において、姿勢指示器から読み取った降下姿勢。

10) 回転数 (rpm)

気圧高度3000ft において、プロペラ回転計が示した実際値。

11) MAP (inHg)

形態Dにおいて、一定の降下率を得るために必要としたMAP。

5. 分 析

5-1 機体重量

測定結果には機体重量のばらつきが見られる。同一形態において最も大きな重量の差が存在したのは形態Dで300lbsであった。300lbsは標準的な体型の大人2人分、もしくはA36で3時間飛行可能な燃料の重さに相当する。

5-2 機体重量と降下率

同一形態内のデータを比較すると、必ずしも重量と降下率に比例関係は見られない。結果には、重量以外にも空気密度や気流といった要因が複雑に影響しているものと推察される。同一形態において測定された降下率の最大値と最小値の差は、4種の形態ともに200ft/min未満にとどまっている。200ft/min未満の差は、実用レベルでは僅差であるといえる。なぜなら、A36の昇降計は100ft単位を目盛りを持ち、精度がそれほど高くないためである。降下率には読み取り誤差が±50ft程度、計器

誤差は100ft程度含まれる。

したがって、測定値を平均して求めた数字は、今回の調査においてそれぞれの形態を代表する値として扱うものとする。

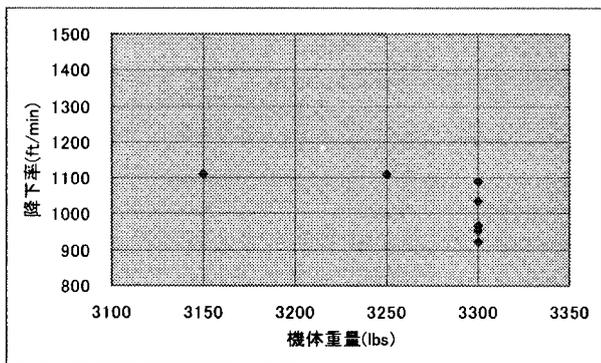


図1 機体重量に対する降下率（形態A）

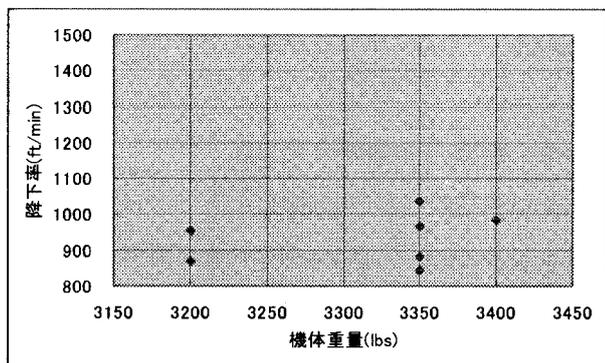


図2 機体重量に対する降下率（形態B）

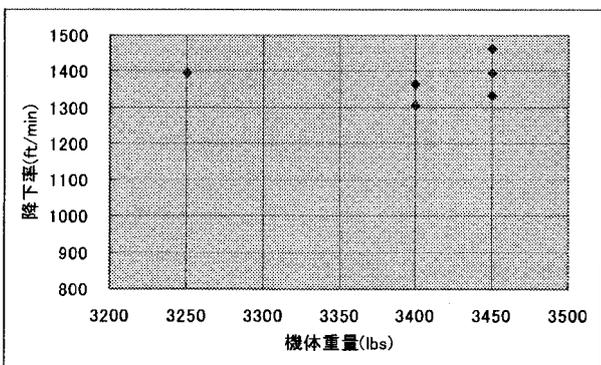


図3 機体重量に対する降下率（形態C）

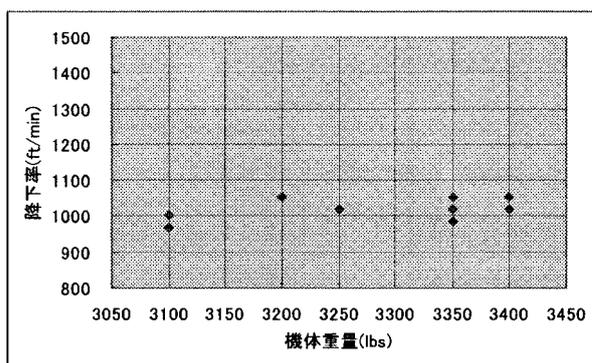


図4 機体重量に対する降下率（形態D）

表5 各形態における最大・最小降下率

	形態A	形態B	形態C	形態D
最大降下率 (ft/min)	1111	1034	1463	1053
最小降下率 (ft/min)	923	845	1304	968
差 (ft/min)	188	189	159	85

### 5-3 形態評価の方法

評価には、各形態ともに測定値から求めた平均を使用する。形態Aを原型として考え、その他の形態を比較して評価する。

#### 5-3-1 評価の項目

評価項目として3つに焦点をあてる。1つ目はPitch、2つ目は降下角、3つ目は降下率である。その理由は以下に述べるとおりで、不時着手順に基づいている。

不時着操作の第1ステップは、安全な滑空姿勢を作ることである。同一形態の滑空なら毎回ほぼ同じPitchで安全が保たれると知る経験は、訓練生にとって不可欠である。

不時着操作の第2ステップは、不時着適地を選択し、続く手順を行う間常にそこへ向かって経路をコントロールすることである。一度降下姿勢となった飛行機がどこへ向かっているかは、視覚情報より降下角を判読しなければわからない。この降下角判読

の技術を鍛錬するには、降下角があまりにも異なっていては不都合である。

不時着操作の第3ステップは、滞空時間を予測し、エンジンの再始動を試みるべきか否かの判断をすることである。滑空中、パイロットは滞空時間を主に降下率から読みとる。この時の降下率とは、昇降計から直読するのではなく、降下角や地上の接近率を視覚でとらえ、感覚的につかむものである。したがって、不時着訓練では教官が昇降計の数値をモニターし、訓練環境に配慮する必要がある。

### 5-3-2 評価の基準

学生訓練実施要領では、各訓練で使用する Pitch の目安を  $1^\circ$  単位で示している。有視界飛行中は、Pitch  $1^\circ$  を外部物標の変化量に置き換え、上下方向のおよそ 1 cm 幅として学生に姿勢を作る指導を行なっている。したがって、 $1^\circ$  未満の角度差は運用上小さいと評価する。

降下率は、前述の 5-2 に理由を記したとおり、200ft 未満の差であれば運用上は許容される差であると考えられる。

### 5-4 形態 A に対する分析

形態 A のデータ調査は今回が 2 度目であり、約 10 年前にも横山らによって宮崎で測定されている。今回再調査を行った目的は、以下にあげる影響の大きさを確認するためである。

- 1) 宮崎と帯広との地理的違いによる影響
- 2) 訓練高度の違いによる影響

表 6 に横山らが作成したデータ<sup>8)</sup> (以下「過去のデータ」という) と今回のデータを示す。2 つを比較すると、過去のデータでは TAS が 122.4kts で今回のデータよりも 7 kts 大きい。これには主に 2 つの原因が考えられ、1 つは宮崎の平均気温が高い点にあると推測される。2 つめは気圧に起因する影響

だと推測できる。過去の調査は、宮崎で多用される 5000ft~6000ft の訓練高度内で行なわれたが、今回の調査は帯広の訓練で最も使用頻度の高い 3000ft で実施している。

降下率は今回のデータのほうが  $12\text{ft}/\text{min}$  小さいが、TAS が少ない分進出距離は伸びず、進出距離の数値は過去と今回で 1.9nm と一致する結果になった。降下角は今回のデータのほうが  $0.1^\circ$  大きかった。

以上より、帯広および宮崎の訓練環境下では A36 がほぼ同じ性能を示すとみて良いと考える。

表 6 形態 A 過去データとの比較

	機体重量 (lbs)	TOAT ( $^\circ\text{C}$ )	TAS (kts)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)
今回	3272	13	115.4	1037	5.0	1.9	-4.3
過去	3457	16	122.4	10049	4.9	1.9	-

\*1 降下角は進出距離から求めた値

\*2 ここでの進出距離は小数点以下第 2 位を四捨五入した値

### 5-5 形態 A と形態 B の比較

結果は表 7 のとおりである。降下率は形態 A のほうが  $92\text{ft}/\text{min}$  大きい。降下角は形態 A のほうが  $0.5^\circ$  大きい。これら 2 項目については大きな差が認められなかった。しかし、Pitch に関しては形態 A のほうが  $1.4^\circ$  深く、その差はやや大きいように感じられる。

表 7 形態 A と形態 B の平均値比較

	機体重量 (lbs)	TOAT ( $^\circ\text{C}$ )	TAS (kts)	所要時間 (sec)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)	回転数 (rpm)
形態 A	3272	13	115.4	58	1037	5.0	1.9	-4.3	1194
形態 B	3325	13	115.3	64	945	4.5	2.0	-2.9	2364

### 5-6 形態 A と形態 C の比較

結果は表 8 のとおりである。降下率は形態 A のほうが  $340\text{ft}/\text{min}$  小さい。降下角は形態 A のほうが  $1.6^\circ$  小さい。これら 2 項目については滑空性能の違いにつながる明らかな差が認められる。しかし、Pitch に関していうと形態 A のほうが  $0.3^\circ$  浅いの

みにとどまっている。したがって、滑空中のパイロットの視点で表現すれば、次のような感覚でとらえられる状況が推測される。同じPitchを作っている形態Cでは飛行機自体がより早く沈んでいく感じを受けるはずである。

表8 形態Aと形態Cの平均值比較

	機体重量 (lbs)	TOAT (°C)	TAS (kts)	所要時間 (sec)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)	回転数 (rpm)
形態A	3272	13	115.4	58	1037	5.0	1.9	-4.3	1194
形態C	3381	12	115.2	44	1377	6.6	1.4	-4.6	1606

訓練中に見られる差異を別の方法で表現してみる。帯広課程では訓練空域を平均海面上からの高さ3000ftで飛行することが多い。一方、十勝川河口付近の標高はおよそ200ftである。その差2800ftを仮に形態Aおよび形態Cで滑空した場合を考える。すると形態Aのほうが形態Cより地表面に至るまでの時間が0.67分長く、滑空開始点からの水平距離は1.4nm長い。この時、形態Aに許される時間的、距離的余裕度は、学生訓練実施要領で定める場周経路の最終進入経路1 Leg分に相当する。形態Aと形態Cの差は、不時着訓練において無視できないものと考えられる。

表9 高度3000ftからの滑空

	平均降下率 (ft/min)	平均進出距離 (nm/1000ft)	地表面に至るまでの時間 (min)	滑空開始点からの水平距離 (nm)
形態A	1037	1.9	2.70	5.3
形態C	1377	1.4	2.03	3.9

5-7 形態Cが訓練で使用される背景の考察

飛行中のエンジン停止に際し、滞空時間に余裕があると判断されればパイロットはエンジン再始動の手順に入る。A36の非常操作において、エンジン始動の試行中は再始動を容易にするためプロペラレバーを高回転側に維持する。したがってプロペラレバー

は、エンジン始動を断念した時に初めて低回転側へ操作する。

以上の経緯より、形態Cを使用している訓練はエンジン再始動中の滑空性能を理解する目的にかなっている。しかし一方で、冬期になると形態Bの使用無くしてシリンダー・ヘッド温度の維持は不可能である。さらに帯広の現状では、形態Cを無条件に使用できる期間のほうが短い。

学生の飛行訓練開始時期は年間で4パターンあり、単発・事業用課程は帯広と宮崎の2ヶ所において計1年間で完結することになっている。性能への誤解が発生しないよう、教育には配慮が求められると考える。

5-8 形態Aと形態Dの比較

結果は表10のとおりである。降下率は形態Aのほうが16ft/min大きい。降下角は形態Aのほうが0.1°大きい。これら2項目については大きな差が認められなかった。しかし、Pitchに関しては形態Aのほうが1.5°深く、その差はやや大きいように感じられる。

表10 形態Aと形態Dの平均值比較

	機体重量 (lbs)	TOAT (°C)	TAS (kts)	所要時間 (sec)	降下率 (ft/min)	降下角 (deg)	進出距離 (nm)	Pitch (deg)	回転数 (rpm)
形態A	3272	13	115.4	58	1037	5.0	1.9	-4.3	1194
形態D	3290	13	115.3	59	1021	4.9	1.9	-2.8	2038

6. まとめ

- 1) Engine Failure Glide Approach Winter Operation は、最大滑空形態による性能を比較的高い精度で模擬している。ただし、Pitchの目安は最大滑空形態のほうが約1°深い。
- 2) 現行において冬期以外で使用されている滑空形態は、最大滑空形態に対し比較的大きな性能上の差を有している。
- 3) Prop 2500rpm、MAP10.3inHg、Gear Up の

形態を使用しても、Engine Failure Glide Approach Winter Operation と同程度の形態模擬は可能である。

#### 参考文献

- 1) ビーチクラフト式 A36型飛行規程、(平成17年10月7日)、p. 3 - 5
- 2) 横山裕好・土屋正興：ビーチクラフト式 A36型機の滑空性能について、航空大学校研究報告書、R-49、(平成7年12月)、p. 31
- 3) 同上
- 4) 独立行政法人航空大学校単発事業用課程学生訓練実施要領、(平成13年4月1日制定 平成18年3月1日改訂)、p. 5 - (35)、独立行政法人航空大学校
- 5) ビーチクラフト式 A36型飛行規程、(平成17年10月7日)、p. 4 - 19
- 6) 独立行政法人航空大学校単発事業用課程学生訓練実施要領、(平成13年4月1日制定 平成18年3月1日改訂)、p. 5 - (36)、独立行政法人航空大学校
- 7) 比良二郎 著、飛行の理論、(昭和46年7月10日)、p. 152、廣川書店
- 8) 横山裕好・土屋正興：ビーチクラフト式 A36型機の滑空性能について、航空大学校研究報告書、R-49、(平成7年12月)、p. 25