

ホーカー・ビーチクラフト式 G58 型機の 降下角増加のための Prop HIGH RPM の効果について

本田 圭之利

The Effects of “Prop HIGH RPM” for increasing
the angle of descent of a Hawker Beechcraft Type G58

By

Yoshinori HONDA

1. まえがき

航空大学校仙台フライト課程（多発・計器課程）の航法における降下計画は、学生訓練実施要領¹⁾ 第6章計器飛行「ENROUTE 及び APPROACH における降下の計画」により、降下角 3° ～ 6° で作成することが求められている。

対気速度 140kts 及び 160kts それぞれの降下において、降下角 3° ～ 6° を設定しようとする場合、特に冬季は、出力を過度に低下させると CHT（シリンダー・ヘッド温度計）が常用範囲外となるため、すべての降下角を設定することが出来ない。

本研究は、CHT 常用範囲内において降下角をより増加させるため、出力の代替手段として通常使用しているプロペラ回転数 2300 RPM を HIGH RPM (2700 RPM) とした場合における降下角の変化を実フライトにより調査し、降下角のコントロールにおける Prop HIGH RPM の有用性を考察するものである。

2. 降下角に影響する要素

2-1 降下する飛行機に作用する力のつり合い

揚力を L、重力を W、降下角を γ 、抗力を D、プロペラが発生する推力を T、機速を V、降下率を ω とすると次の関係がある²⁾。

$$L = W \cdot \cos \gamma \quad (2-1.1)$$

$$D = T + W \cdot \sin \gamma \quad (2-1.2)$$

$$\omega = V \cdot \sin \gamma \quad (2-1.3)$$

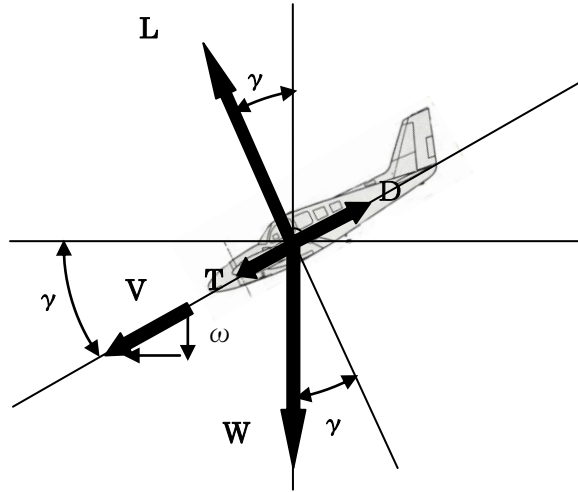


図1 降下する飛行機に作用する力のつり合い (※1)

※1 一般に、機速 V の方向と推力の方向は一致しないが、簡単化のため同一方向と仮定

2-2 降下角と降下率

(2-1.2) により、必要推力を T_r 、利用推力を T_a 、必要馬力を P_r 、利用馬力を P_a とすると次の関係がある²⁾。

$$\sin \gamma = \frac{(D-T)}{W} = \frac{(T_r - T_a)}{W} \quad (2-2.1)$$

式 (2-1.3) の関係より、

$$\omega = \frac{V \cdot (D-T)}{W} = \frac{75 \cdot (P_r - P_a)}{W} \quad (2-2.2)$$

よって、降下角及び降下率は、 T の値により決定される。すなわち、 T の値が D に近くなるほど、 γ は 0° に近づき、 T の値が小さくなるほど、 γ は大きくなる。

2-3 エンジンの出力

- 1) 軸馬力（クランク軸の出力）BHPは、円周率を π 、エンジンの回転数をRPMとすると次の関係がある³⁾。

$$\text{BHP} = \frac{2\pi \cdot (\text{RPM}) \cdot (\text{トルク})}{60 \cdot 75} \quad (2-3.1)$$

- 2) クランク軸のトルクは、吸気圧MAPに比例し⁴⁾、操縦士により操作される変数である。2300RPMにおける軸馬力をBHP(2300 RPM)、HIGH RPMにおける軸馬力をBHP(HIGH RPM)とすれば、BHP(2300 RPM)及びBHP(HIGH RPM)は、MAPを一定とすると(2-3.1)より、次の関係がある。

$$\text{BHP}(2300 \text{ RPM}) : \text{BHP}(\text{HIGH RPM}) = 1.00 : 1.17 \quad (2-3.2)$$

2-4 プロペラの推力

作用を受けた空気は、プロペラに、その反作用を返す（ニュートンの第2法則）。

- 1) プロペラが発生する推力Tは、軸馬力BHP、機速V、プロペラ効率（プロペラが行った有効仕事とプロペラがエンジンから受け取った全入力との比）を η とすると次の関係がある⁵⁾。

$$T = \frac{\text{BHP} \cdot \eta}{V} \quad (2-4.1)$$

- 2) 2300 RPMにおける推力、軸馬力及びプロペラ効率をT(2300 RPM)、BHP(2300 RPM)及び η (2300 RPM)、HIGH RPMにおける推力、軸馬力及びプロペラ効率をT(HIGH RPM)、BHP(HIGH RPM)及び η (HIGH RPM)とすれば、T(2300 RPM)、T(HIGH RPM)、BHP(2300 RPM)、BHP(HIGH RPM)、 η (2300 RPM)及び η (HIGH RPM)は、Vを一定とすると(2-4.1)より、次の関係がある。

$$\begin{aligned} T(2300 \text{ RPM}) : T(\text{HIGH RPM}) &= \text{BHP}(2300 \text{ RPM}) \cdot \eta(2300 \text{ RPM}) \\ & : \text{BHP}(\text{HIGH RPM}) \cdot \eta(\text{HIGH RPM}) \end{aligned} \quad (2-4.2)$$

η (2300 RPM)及び η (HIGH RPM)は、変数であるため、T(2300 RPM)及びT(HIGH RPM)の関係を数値化することは困難である。

(2-2.1)より、降下角はTの値により決定されることから、実フライ

トにより降下角を計測して、T (2300 RPM)及びT (HIGH RPM) の関係を導き出すことは可能である。

3. 計測

3-1 飛行条件

実科教官の職員訓練を利用して3名で実施した。

3-1-1 気象条件

飛行計測を実施するにあたり、気象条件は以下のような基準とした。

- 1) VMCであること
- 2) 気流が安定していること
- 3) 降水現象が観測されていないこと
- 4) 雷雲（特に対流雲）等が観測されていないこと

3-1-2 飛行形態

本研究では、

- 1) 140kts、Gear DOWN、Prop 2300 RPM、MAP15.0in. Hg 及び 160kts、Gear UP、Prop 2300 RPM、MAP15.0in. Hg における降下データを求める。
- 2) 1) の Prop を HIGH RPM にした場合の降下データを求め、降下角（降下率）等の相違を考察する。

3-2 飛行の方法

降下データの収集は、気圧高度 10,000 フィート～1,000 フィートへ降下する間において計測を実施した。

- 1) 飛行環境を可能な限り一定とするため、飛行実験は、計測開始点を概ね同一地点とした。
- 2) データの信頼性を高めるため、自動操縦装置を用い機速一定のモードで計測を実施した。
- 3) MAP15.0in. Hg の状態で、プロペラ回転数を 2300 RPM から HIGH RPM にすると、MAP が低下し約 13.5in. Hg 前後になるが、本研究では、その低下した MAP を 15.0in. Hg に Reset して計測を実施した。
- 4) 気圧高度 11,500ft から降下を開始し、計測開始時には、機体を安定させるようにした。

- 5) 離陸直後から 4,800Lbs まで重量を平均して実施したことから、重量の変化は考慮しなかった。
- 6) 空気密度については、概ね一定の外気温度で実施し(1月～3月)、データーに大きくばらつきが出ないように考慮した。

3-3 記録

搭乗者 3 名(※2)で飛行計測を実施した。著者は、自動操縦装置で操縦を行い、1名の教官はスロットル(MAP15.0in. Hg)操作を行った。1名の教官は、ビデオカメラで飛行データーの撮影及び記録用紙への飛行データーの記録を行った。

機体重量は、搭乗者 3 名(※2)の体重及び測定開始時の燃料計から 10ポンド単位で概算として求めた。

※2 著者及び教官 2 名

4. 計測結果

4-1 計測結果

計測結果を表 1～表 4 に示す。計測を行った HOP (飛行回数)は、合計 4 HOP、個々の降下データーはそれぞれの飛行形態別(3-1-2)に 4 個(個々の降下データーは、16 個)つつあるが、このうち信頼できるデーター 3 個のみを以下の基準(※3)で選定して表記した。

※3 姿勢が安定した状態で降下率計 (Vertical Speed Pointer) の指示が、時間計測により求めた平均降下率 (以下、「計算した降下率」という。)と比較し、5%以内の差である場合

表 1 140kts、Gear DOWN、Prop 2300 RPM、MAP15.0in. Hg

No	DATE (2012)	機番	重量 (Lbs)	Prop RPM	IOAT (°C)	QNH (In)	TAS (Kts)	V/S (ft/min)	TIME (min+sec)	計算した 降下率 (ft/min)
1	1.24	09	5,140	2300	-16	2993	156	1180	7+20	1227
2	3.28	07	5,120	2300	-14	3000	159	1160	7+30	1200
3	"	"	4,980	2300	-14	3000	160	1220	7+10	1256
	平均		5,080	2300	-14.7		158.3	1187	7+20	1227.6

表2 140kts、Gear DOWN、Prop HIGH RPM、MAP15.0in.Hg

No	DATE (2012)	機番	重量 (Lbs)	Prop RPM	IOAT (°C)	QNH (In)	TAS (Kts)	V/S (ft/min)	TIME (min+sec)	計算した 降下率 (ft/min)
1	3.28	07	5,040	2690	-13	3000	160	1240	6+55	1301
2	"	"	4,800	2710	-12	3000	158	1400	6+45	1333
3	3.30	01	4870	2710	-6	3010	161	1329	6+35	1367
	平均		4,903	2703	-10.3		159.7	1323	6+44	1333.7

表3 160kts、Gear UP、Prop 2300 RPM、MAP15.0in.Hg

No	DATE (2012)	機番	重量 (Lbs)	Prop RPM	IOAT (°C)	QNH (In)	TAS (Kts)	V/S (ft/min)	TIME (min+sec)	計算した 降下率 (ft/min)
1	3.29	07	5,130	2300	-8	3029	184	744	11+40	771
2	3.29	"	4,880	2300	-8	3029	184	756	11+35	777
3	3.30	01	5,050	2300	-4	3010	185	825	10+55	824
	平均		5,020	2300	-6.7		184.3	775	10+43	790.7

表4 160kts、Gear UP、Prop HIGH RPM、MAP15.0in.Hg

No	DATE (2012)	機番	重量 (Lbs)	Prop RPM	IOAT (°C)	QNH (In)	TAS (Kts)	V/S (ft/min)	TIME (min+sec)	計算した 降下率 (ft/min)
1	3.29	07	5,150	2710	-8	3029	184	810	10+40	844
2	3.29	"	4,980	2690	-8	3029	183	850	11+00	818
3	3.30	01	4,950	2710	-4	3010	184	872	10+10	885
	平均		5,027	2703	-6.7		183.7	844	10+37	849

備考 1 表1～表4の重量⁶⁾、IOAT及びTASは、計測開始時の値

2 IOAT及びTASは、PFD(Primary Flight Display)の表示値

3 Prop及びV/Sは、平均値

4-2 降下角の算出

それぞれの飛行形態別(表1～表4)に真対気速度(TAS)及び計算した降下率の平均からそれぞれ「斜辺」、「高さ」を求め、その \sin^{-1} (「高さ」/「斜辺」)から、降下角を求めた⁷⁾(表5及び表6)。

表5 降下角の比較 (140kts、Gear DOWN、MAP15.0in.Hg)

Prop 2300 RPM				Prop HIGH RPM				降下角の差
TAS	V/S	降下角 α	降下姿勢	TAS	V/S	降下角 β	降下姿勢	$\alpha - \beta$
158.3	1187	4.2°	3.2°	159.7	1323	4.7°	3.6°	-0.5°

表6 降下角の比較 (160kts、Gear UP、MAP15.0in.Hg)

Prop 2300 RPM				Prop HIGH RPM				降下角の差
TAS	V/S	降下角 α'	降下姿勢	TAS	V/S	降下角 β'	降下姿勢	$\alpha' - \beta'$
184.3	775	2.4°	2.0°	183.7	844	2.6°	2.2°	-0.2°

5. 考察

5-1 プロペラ回転数の違いによる推力差

推力は、140Kts 定速降下及び160Kts 定速降下ともに Prop 2300 RPM よりも Prop HIGH RPM の方が、少ないことが分かった。

- 1) (2-1.2)、表1及び表2の平均重量、計測によって得られた表5 (140kts、Gear DOWN、MAP15.0in.Hg) の降下角 α 及び降下角 β より、140kts, 2300 RPM における推力及び平均重量を $T_{140kts}(2300\text{ rpm})$ 及び W_1 、140kts, HIGH RPM における推力及び平均重量を $T_{140kts}(\text{HIGH rpm})$ 及び W_2 とすれば、飛行形態 (140kts、Gear DOWN) は同一であることから、抗力 D は等しいとして、

$$T_{140kts}(2300\text{ rpm}) + W_1 \cdot \sin 4.2^\circ = T_{140kts}(\text{HIGH RPM}) + W_2 \cdot \sin 4.7^\circ$$

$$T_{140kts}(2300\text{ rpm}) - T_{140kts}(\text{HIGH RPM}) = 29.7(\text{Lbs}) \quad (5-1.1)$$

$$(5-1.1) \text{ より、} T_{140kts}(\text{HIGH RPM}) < T_{140kts}(2300\text{ rpm}) \quad (5-1.2)$$

の関係があると言える。

- 2) (2-1.2)、表3及び表4の平均重量、計測によって得られた表6 (160kts、Gear Up、MAP15.0in.Hg) の降下角 α' 及び降下角 β' より、160kts, 2300 RPM における推力及び平均重量を $T_{160kts}(2300\text{ rpm})$ 及び W_3 、160kts, HIGH RPM における推力及び平均重量を $T_{160kts}(\text{HIGH rpm})$ 及び W_4 とすれば、飛行形態 (160kts、Gear UP) は同一であることから、抗力 D は等しいとして、

$$T_{160\text{kts}}(2300 \text{ rpm}) + W_3 \cdot \sin 2.4^\circ = T_{160\text{kts}}(\text{HIGH RPM}) + W_4 \cdot \sin 2.6^\circ$$

$$T_{160\text{kts}}(2300 \text{ rpm}) - T_{160\text{kts}}(\text{HIGH RPM}) = 17.8 (\text{Lbs}) \quad (5-2.1)$$

$$(5-2.1) \text{ より、} T_{160\text{kts}}(\text{HIGH RPM}) < T_{160\text{kts}}(2300 \text{ rpm}) \quad (5-2.2)$$

の関係があると言える。

- 3) プロペラの推力は、2-4のとおり、「作用を受けた空気は、プロペラに、その反作用を返す」。このことから、プロペラの推力差は、プロペラの回転数が違うだけで生じることが分かった。

5-2 プロペラ回転数の違いによる降下角の差

降下角は、140kts 定速降下及び 160kts 定速降下ともに Prop 2300 RPM よりも Prop HIGH RPM の方が、大きくなることが分かった。

- 1) 吸気圧とプロペラ回転数を一定 (Prop 2300 RPM または Prop HIGH RPM) にして定速降下 (140kts または 160kts) した。
- 2) プロペラ回転数を変える (プロペラピッチ角を変化) と降下角も変わることが分かった。降下角の差は、表 5 (140kts 定速降下) 及び表 6 (160kts 定速降下) のとおり、「 $\alpha - \beta = -0.5^\circ$ 」及び「 $\alpha' - \beta' = -0.2^\circ$ 」であった。
- 3) 当初、回転数が高い分プロペラ抵抗が大きくなり⁸⁾ 降下角の差は、前述 2) の値よりも大きい値になると思われた。

明らかな違いが見られなかったのは、両者 (Prop 2300 RPM 及び Prop HIGH RPM) 吸気圧を一定 (3-2 飛行の方法 3)) としたこと、(2-3.2) のとおり、Prop HIGH RPM の軸馬力の方が、Prop 2300 RPM の軸馬力より、約 1.17 倍の出力差が生じ、両者プロペラの推力差が、わずかになったためと推察される。

6. まとめ

- 1) CHT の常用範囲内で、出力の代替手段として、降下角のコントロールにおける Prop HIGH RPM の有用性については、明確に現れなかった。
- 2) プロペラの推力は、HIGH RPM の方が、2,300 RPM よりも小さくなることが分かった。
- 3) プロペラの回転数を変えると降下角が変わることが分かった。

謝辞：この研究をまとめるに当たって助言を頂いた伊藤次席、松吉教官、宗村教官、橋本教官、縄田教官、そして貴重な飛行訓練時間を提供し、かつデータ収集に協力して下さった仙台分校教官の皆さんに心から謝意を表します。

参考文献

- 1) 「独立行政法人航空大学校多発計器課程学生訓練実施要領」、平成 24 年 6 月 29 日、第 6 章 6-24～29
- 2) 大屋昭男著「独立行政法人航空大学校テキスト 航空力学」、平成 21 年 12 月、P159～P160
- 3) 比良二郎著「飛行の理論」、昭和 47 年 4 月 20 日、P95～P101、廣川書店
- 4) 江守 康一「航空用ピストン・エンジン」、平成 3 年 3 月 10 日、日本航空技術協会、P41
- 5) 「プロペラ」平成 3 年 4 月 10 日、日本航空技術協会、P10
- 6) 国土交通省航空局承認「ホーカー・ビーチクラフト式 G58 型飛行規程」、平成 20 年 9 月 30 日、P6～P10
- 7) 山下勝：ビーチクラフト式 A36 型機を用いた出力アイドル状態での降下角について、航空大学校研究報告 R-(57) pp. 11-14
- 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 R-(49)、pp. 17-32