

パイパー機 PA-46-350P 事故についての 私的検討

(2015.07.26調布飛行場近辺での
小型飛行機墜落事故)

2017.08.23

菅原 政治郎

1. 序

1.1 背景

最近の小型飛行機の事故に鑑み、その原因を個人的に検討したくなり、以前に検討した Zhukovsky 変換プログラムを基に、簡単な飛行シミュレーションプログラムを作成しました。

プログラムには、エンジン馬力、出力割合、プロペラ効率、機体重量、機首角度、空気密度、主翼迎角、反り角等、飛行シミュレーションに必要な情報を取り込み、運動方程式により機体の X 方向(進行方向)、Y 方向(上下方向)の速度、加速度を求め、飛行シミュレーションとしました。尚、飛行機は左右へは変化しないものとしました。

事故原因の推定には、まず、正常時の飛行特性を入手可能な情報から作成し、その後、原因と考えられている推力不足、重量オーバー等について国土交通省運輸安全委員会の事故調査報告書を参考に、出力割合と重量をパラメータとして飛行特性を検討し、独自に事故原因を推定する様にしました。

1.2 事故の概要

小型航空機の事故の概要

資料3-4-3

① 調布飛行場付近で発生した小型飛行機墜落事故の概要

1. 発生日時／場所 平成27年7月26日 11時00分頃 調布飛行場付近(東京都調布市富士見町)
2. 運航者 個人
3. 航空機 国籍／登録記号:JA4060 型式:パイパー式PA-46-350P型
4. 出発地及び最初の着陸地 調布飛行場 → 大島空港
5. 搭乗者 5名
6. 概要 当該機は、7月26日10時58分調布飛行場を離陸したが、上記場所付近に墜落し、大破した。墜落場所周辺の民家に被害が生じている。
7. 負傷者 死者3名(搭乗者2名、住民1名)、負傷者5名(搭乗者3名、住民2名)
8. 機体の損壊等 大破
9. 備考 本件は、「航空機の墜落」であることから航空事故に該当する。
運輸安全委員会は、3名の航空事故調査官を現地に派遣した。



パイパー式PA-46-350P型主要機元

全幅×全長	13.11 m × 8.72 m
最大離陸重量	1,950 kg
座席数	6名
巡航速度*	最大417 km/h
航続距離*	2,332 km

*巡航速度及び航続距離については、代表的な値



墜落現場



2. 飛行シミュレーションの準備

本飛行シミュレーションプログラムを作成し始めた平成29年6月頃は、国土交通省のホームページを閲覧しても、詳細な事故原因は公表されていませんでした。このため、小生のホームページに掲載してある「バルサ飛行機のあれこれ」の手法を用い、同型パイパー機の諸量等を用いて、飛行軌跡をシミュレーションする様にしました。

2.1 揚力の計算

水平飛行時の揚力Lは、流体密度 ρ 、流体速度U、翼面積Sarea及び循環量 Γ を用いると以下となります。

$$\begin{aligned} L &= \rho \cdot U \cdot \Gamma \cdot l = 4 \cdot \rho \cdot U^2 \cdot R \cdot l \sin(\alpha + \eta) \\ &= 4 \cdot \rho \cdot U^2 \cdot Sarea \cdot \sin(\alpha + \eta) \end{aligned} \quad \dots(2.1)$$

ここに、 R : ジューコフスキー変換用外接円の半径 ($2Sarea = L \times 2\pi R$ の関係が有る)
L : 翼長
 α : 迎角
 η : 翼の反りを示す角度で、 $\eta = \text{ArcCos}[(a-r_0 \cos \delta)/R]$

2.2 飛行機諸量 (Wikipedia及び国交省のホームページより)

- | | | | |
|-----------------|--------------------------------------|--------------|--------------------------------|
| (1) S: 翼面積 | = 16.26 m ² | (2) L: 翼長 | = 13.11 m |
| (3) 最大離陸重量 | = 1,950 kg | (4) 巡航速度 Max | = 407km (= 113.06 m/s) |
| (5) 機体重量 | = 1,200 kg (全備空虚重量= 1,416 kg) | | |
| (6) 燃料重量 | = 280 kg | (7) 人員重量 | = 350 kg (= 5 x (65 kg+荷物5kg)) |
| (8) 機体総重量 | = 1830 kg | | |
| (9) 離陸から事故までの時間 | 20~30秒 | | |
| (10) 推定事故原因 | ホームページの情報に拠れば、エンジン推力の不足と重量超過とされています。 | | |

2.3 その他の諸量

シミュレーションに必要な諸量として以下を設定しました。

- | | | |
|-------------------|---------------------------|--------------------------------|
| (1) α : 迎角 | = 0 度 | (情報が無いので、左記と仮定) |
| (2) 翼厚み | =約 0.15 m | (情報が無いので、左記と仮定) |
| (3) 翼弦 | = 約 1.4 m | (情報が無いので、左記と仮定) |
| (4) 大気温度 | = 30 °C | (情報が無いので、左記と仮定) |
| (5) 大気圧 | = 760 torr | (情報が無いので、左記と仮定) |
| (6) 風向 | = なし | (情報が無いので、左記と仮定) |
| (7) 風速 | = 0 m/s | (情報が無いので、左記と仮定) |
| (8) 流体密度 | =1.1648 kg/m ³ | 以下の1986年版の理科年表の式 (p 437)を用いました |

$$\rho = 1.293 \times 10^{-3} \times \text{torr} / (1 + 0.00367 \times \text{temp}) / 760 \text{ kg/m}^3$$

- (9) 空気の慣性抵抗係数 $c_0 = 0.01$ (情報が無いので、左記と仮定)

3. 飛行機の運動方程式

3-1 運動方程式

$$m \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \mathbf{E} + c_l |\mathbf{v}|^2 \mathbf{n} - m \mathbf{g} - k |\mathbf{v}| \mathbf{v} \quad (3-1)$$

ここに、 \mathbf{r} , \mathbf{E} , \mathbf{g} , \mathbf{v} , \mathbf{n} はそれぞれ、機体の位置、エンジン推力、重力加速度、速さ及び翼上面の単位法線を示すベクトルです。
 m は機体の質量、 c_l は揚力係数、 k は慣性抵抗係数

3-2 (X, Y)座標での運動方程式

式(3-1)を(x,y)座標を用いて表現すると、x方向及びy方向の運動方程式は以下と成ります。

$$x''(t) = E(t)\text{Cos}[\vartheta(t)] - Cd \cdot v(t) \cdot x'(t) - Cl \cdot v(t)^2 \cdot \text{Sin}[\vartheta(t) + \alpha + \eta - \tau(t)] \cdot \text{Sin}[\vartheta(t) + \alpha] \quad (3-2)$$

$$y''(t) = E(t)\text{Sin}[\vartheta(t)] + Cl \cdot v(t)^2 \cdot \text{Sin}[\vartheta(t) + \alpha + \eta - \tau(t)] \cdot \text{Cos}[\vartheta(t) + \alpha] - g - Cd \cdot v(t) \cdot y'(t) \quad (3-3)$$

$$\tau(t) = \text{ArcTan}[y'(t)/x'(t)] \quad (3-4)$$

$$E(t) = \text{Maxpower} \cdot pp(t) \cdot peff / m / v(t) \quad (3-5)$$

$$v(t) = \sqrt{x'(t)^2 + y'(t)^2}, \quad x'(0) = v_0, \quad x(0) = 0, \quad y'(0) = 0, \quad y(0) = 0 \quad (3-6)$$

$$Cd = c_0 \cdot \rho \cdot Sarea / m, \quad Cl = 4 \cdot \rho \cdot Sarea / m \quad (3-7)$$

ここに、	E(t)	: 時刻 t における エンジン推力	
	Maxpower	: 最大出力(馬力*735.5 ⇒ kg m ² / s ³)	
	pp(t)	: 時刻 t における出力割合	Peff: プロペラ効率
	Θ(t)	: 時刻 t における 機体角度	V(t): 時刻 t における 機体速度
	Cd	: 機体抵抗係数、	Cl: 機体の揚力係数
	c0	: 空気の慣性抵抗係数、	ρ: 空気の密度
	α	: 迎角、	η: 翼の反り角
	g	: 重力加速度	v0: 初期速度
	τ	: 巡航角度	

(註: x'(0)=v0と有限の値に設定しているのは、既にエンジンが始動し、空気を後方に押し出している
るので、初期推力を求めるためです。)

3-3 運動方程式の差分化

前項の方程式には、任意に変更可能なエンジン推力や機体角度を含んでいるため、微分方程式を用いて直接解法することは不可能です。このため、運動方程式を差分化して解を得る方法を用いました。

$$x''(t) = \frac{x(i+1) - 2x(i) + x(i-1)}{(\Delta t)^2} = E(t)\text{Cos}[\vartheta(t)] - Cd \cdot v(t) \cdot x'(t) - Cl \cdot v(t)^2 \cdot \text{Sin}[\vartheta(t) + \alpha + \eta - \tau(t)] \cdot \text{Sin}[\vartheta(t) + \alpha] \quad (3-8)$$

$$x'(t) = \frac{x(i) - x(i-1)}{\Delta t}, \quad x'(0) = v_0$$

$$y''(t) = \frac{y(i+1) - 2y(i) + y(i-1)}{(\Delta t)^2} = E(t)\text{Sin}[\vartheta(t)] + Cl \cdot v(t)^2 \cdot \text{Sin}[\vartheta(t) + \alpha + \eta - \tau] \cdot \text{Cos}[\vartheta(t) + \alpha] - g - Cd \cdot v(t) \cdot y'(t) \quad (3-9)$$

$$y'(t) = \frac{y(i) - y(i-1)}{\Delta t}, \quad y'(0) = 0$$

ここに、 Δt : 計算時間幅

(註: $x(i)$ の正確な表示は $x(i \cdot \Delta t)$ ですが、表示を簡略化するため、左記の様に処理しました。)

3-3 運動方程式の差分化 (続き)

式(3-8)から分ります様に、 x 方向の1ステップ次の位置 $x(i+1)$ は、加速度 $x''(t)$ が分れば決定されます。しかし、加速度を求めるには速度が必要です。このため、以下の様に計算を進めます。

- (1) 計算ステップ 0 (ゼロ)における速度 $x'(0)$ は、入力値として与えます。又、 $x(0) = 0$ ですので、1ステップ前の位置 $x(-1)$ は、 $x(-1) = -x'(0)\Delta t$ で与えます。
- (2) 計算ステップ 0 (ゼロ)における速度 $x'(0)$ を用い、加速度 $x''(0)$ を式(3-8)より求めます。
- (3) 計算ステップ 1 における位置 $x(1)$ を、式(3-8)より、 $x(1) = 2x(0) - x(-1) + x''(0)\Delta t^2$ と求めます。
- (4) ステップを1増加し、(2), (3)を計算終了時間まで繰り返します。

3-4 差分化上の注意点

差分方程式を計算する場合、地上の位置に有りながら、 y 方向の加速度がマイナスという非現実的な解が出てきます。そのため、以下の様に処理しました。

- (1) 機体が空中に有り、機体の角度 $\theta(t)$ が $|\theta(t)| < \pi/2$ の場合で $x'(t) < 0$ の場合は、 $x'(t) = 0$ と設定します。
- (2) 機体が地上に有り、 $y''(t) < 0$ の場合、 $y''(t) = 0$ と設定します。

4. 飛行シミュレーション

運行シミュレーションに当り、国土交通省運輸安全委員会の事故調査報告書(平成29年7月)が公表される以前から、検討していました。その時点では、十分な情報が有りませんでしたので、インターネットで調べた情報を基に諸量を設定しました。

このため、

4.1節から4.2節においては筆者(菅原)独自の諸量による平常時の運行シミュレーションを検討し、4.3節において、運輸安全委員会の情報を基に諸量を設定して、平常時の運行シミュレーションを検討することとしました。

4.1 諸量の設定 (事故調査報告書以前の情報)

2.2項及び2.3項以外の諸量として、以下の諸量を設定しました。

- (1) 機体の出力 最大 350馬力 = 257,425 kg m²/s³ (Wikipedia情報)
- (2) 調布飛行場滑走路長 = 800 m (Wikipedia情報)
- (3) 初期速度 v_0 = 40 m/s
- (4) プロペラ効率 (Peff) = 0.7
- (5) 出力及び機体角度 (独断により設定)

経過	出力	機首角度	経過	出力	機首角度
0秒	40%	0度	5秒	80%	0度
9秒	100%	0度	10秒	100%	20度
120秒	100%	20度	125秒	100%	10度
130秒	100%	0度	135秒	80%	0度
140秒	60%	0度	145秒	40%	0度
150秒	30%	0度	155秒	22%	0度
180秒	22%	0度			

4.1.2 離陸及び水平飛行に関する諸量

(1) 離陸時の速度 V_{lift} (m/s)

離陸時の速度を V_{lift} 、機首の角度を θ 、主翼の迎角を α 、反り角を η 、重力加速度を g とすると、式(3-3)の $Y''(t) = 0$ を満たす速度が、 V_{lift} となります。(離陸時は、 $\tau = 0$)

$$\begin{aligned} &Maxpower \cdot pp(t) \cdot peff \cdot Sin[\vartheta] / V_{lift} \\ &+ 4\rho \cdot Sarea \cdot Sin[\vartheta + \alpha + \eta] \cdot V_{lift}^2 \cdot Cos[\vartheta + \alpha] = mg \\ &\quad \downarrow \\ &4\rho \cdot Sarea \cdot Sin[\vartheta + \alpha + \eta] \cdot Cos[\vartheta + \alpha] \cdot V_{lift}^3 \\ &- mg \cdot V_{lift} + Maxpower \cdot pp(t) \cdot peff \cdot Sin[\vartheta] = 0 \end{aligned} \tag{4-1}$$

式(4-1)は、 V_{lift} について3次方程式ですので、必ず実速度が存在します。 V_{lift} を求めるには、ニュートン法等による繰返し計算を用いて求めます。

4.1.2 離陸及び水平飛行に関する諸量 (続き)

(2) 水平飛行時のエンジンの出力割合

ここで言う水平飛行(水平飛行維持)とは、Y 方向速度及び加速度が 0 で、かつ、機首角度 θ が 0 である場合と定義します。

水平飛行時の速度を V_{hor} 、とすれば、式(4-1)で機首の角度 θ を0にした場合が、 V_{hor} となります。

$$V_{hor} = \left(\frac{mg}{4\rho \cdot S_{area} \cdot \sin[\alpha + \eta] \cdot \cos[\alpha]} \right)^{1/2} \quad (4-2)$$

V_{hor} は、機体重量が大きくなる程、空気密度が小さいほど、翼面積が小さい程、大きくなります。即ち、水平飛行に要するエネルギーが多くなることを意味します。グライダーはこの点、機体重量を軽くし、翼面積を大きくすることにより、 V_{hor} を小さくすることが出来ます。

4.1.2 離陸及び水平飛行に関する諸量 (続き)

水平飛行を維持する場合は、x方向の加速度が0になります。この時、以下の(4-3)式より、エンジンの出力割合ppが得られます。

式(3-2)及び(3-7)を用い、x方向加速度 $x''(t) = 0$ より、以下の式が得られます。

$$\frac{Maxpwr \cdot peff \cdot pp}{(m \cdot Vhor)} = \frac{1}{m} (c0 + 4\sin[\alpha + \eta] \cdot \sin[\alpha]) \cdot \rho \cdot Sarea \cdot Vhor^2 \quad (4-3)$$
$$pp = \left(\frac{c0 + 4\sin[\alpha + \eta] \cdot \sin[\alpha]}{Maxpwr \cdot peff} \right) \cdot \rho \cdot Sarea \cdot Vhor^3$$

ここに、

Maxpower	: 最大出力(馬力*735.5 ⇒ kg m ² / s ³)	
pp	: エンジン出力割合	
Peff	: プロペラ効率	
c0	: 空気の慣性抵抗係数、	ρ : 空気の密度
Sarea	: 翼面積	

式(4-3)及び(4-2)より、出力割合 pp は、機体重量が重いほど大きく、翼面積が大きいほど小さくなります。

4.2 試算 (事故調査報告書以前の情報)

4.2.1 結果の出力 (迎角(α) = 0度, $c0=0.01$)

位置 (m)

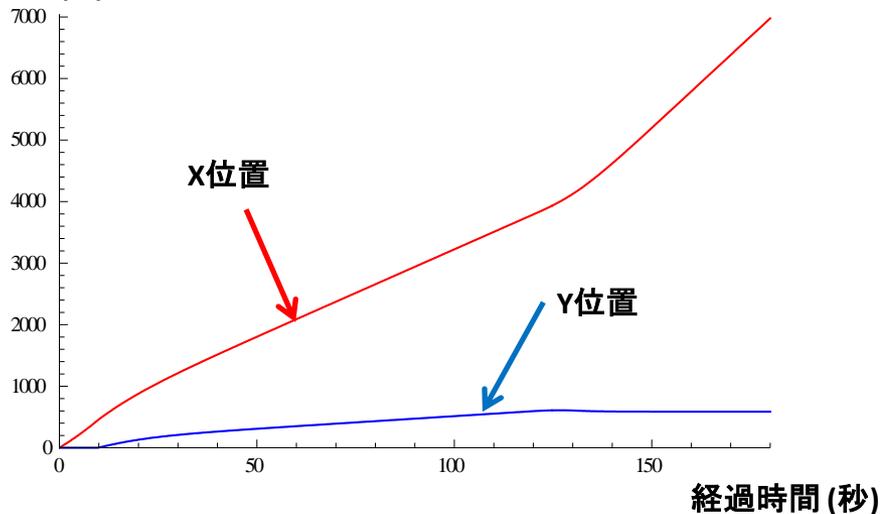


図4-1a 機体の位置($\alpha=0$ 度)

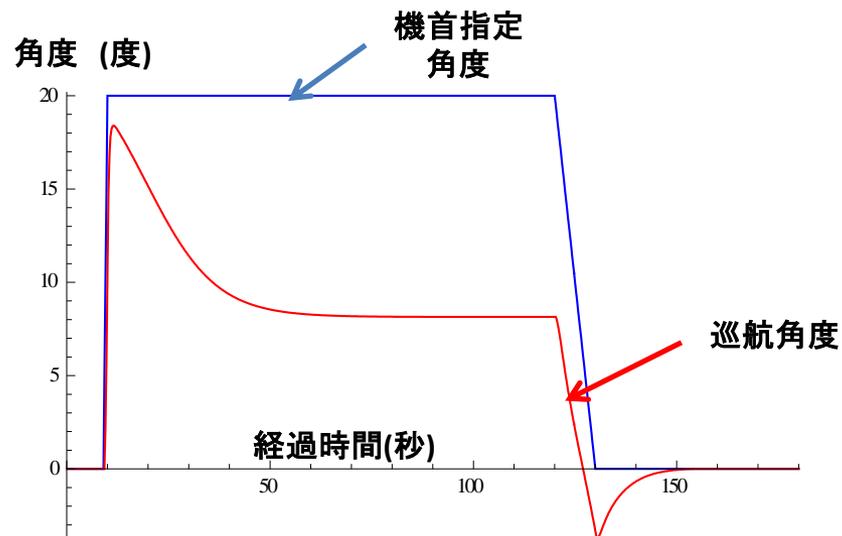


図4-1c 機首角度と巡航角度($\alpha=0$ 度)

相対出力割合及びエンジン推力

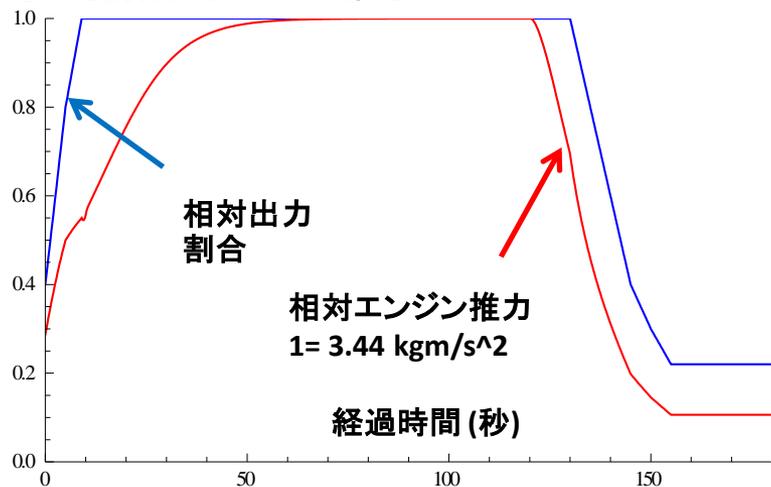


図4-1b 相対出力($\alpha=0$ 度)

(m/s)

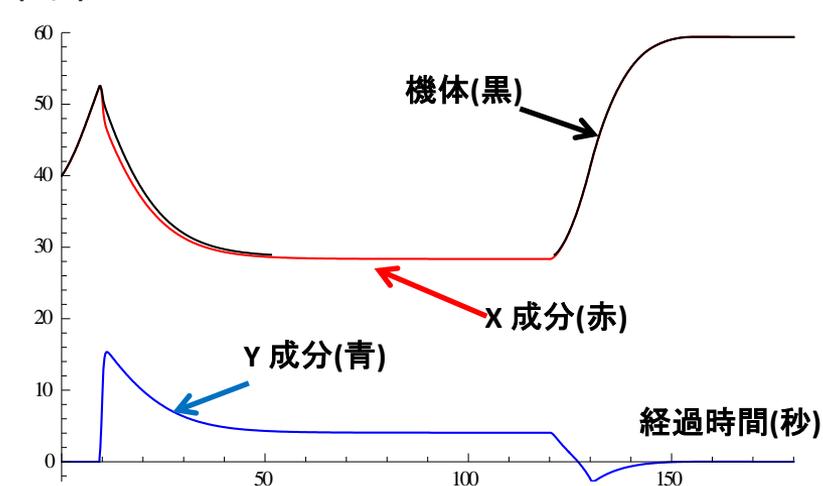


図4-1d 速度 ($\alpha=0$ 度)

4.2.1 結果の出力 (続き) (迎角(α) = 0度, $c_0 = 0.01$)

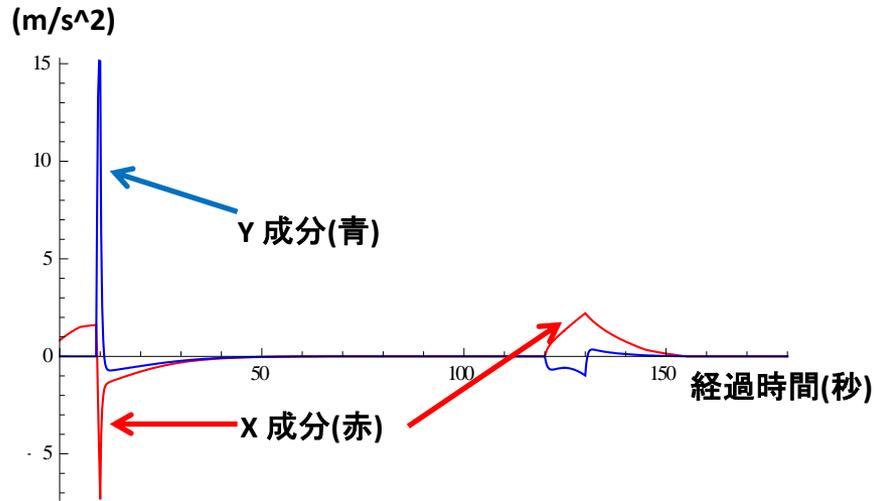


図4-1e 加速度 ($\alpha = 0$ 度)

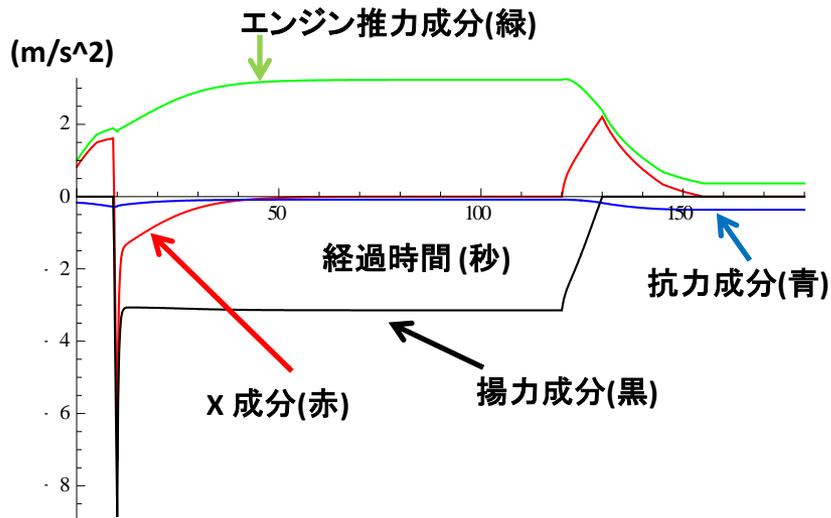


図4-1f X 方向の加速度成分($\alpha = 0$ 度)

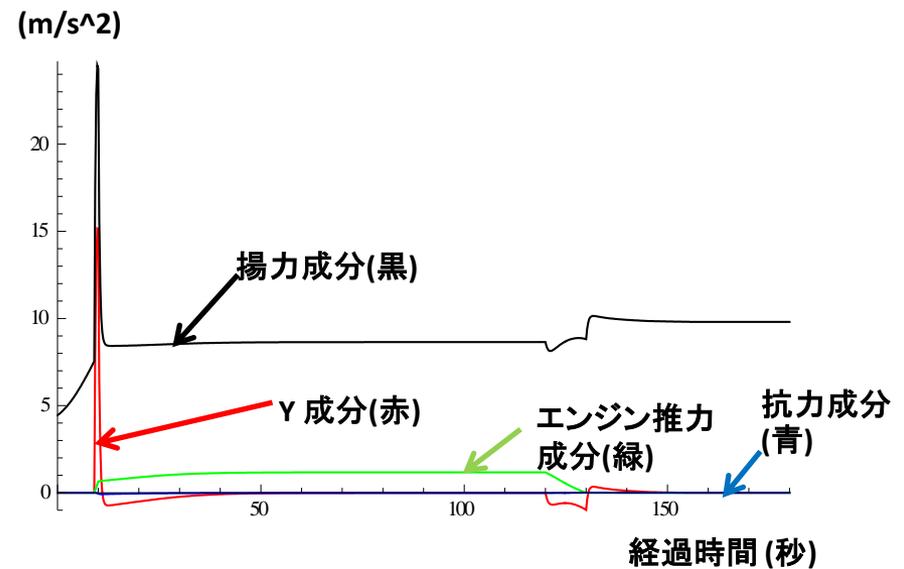


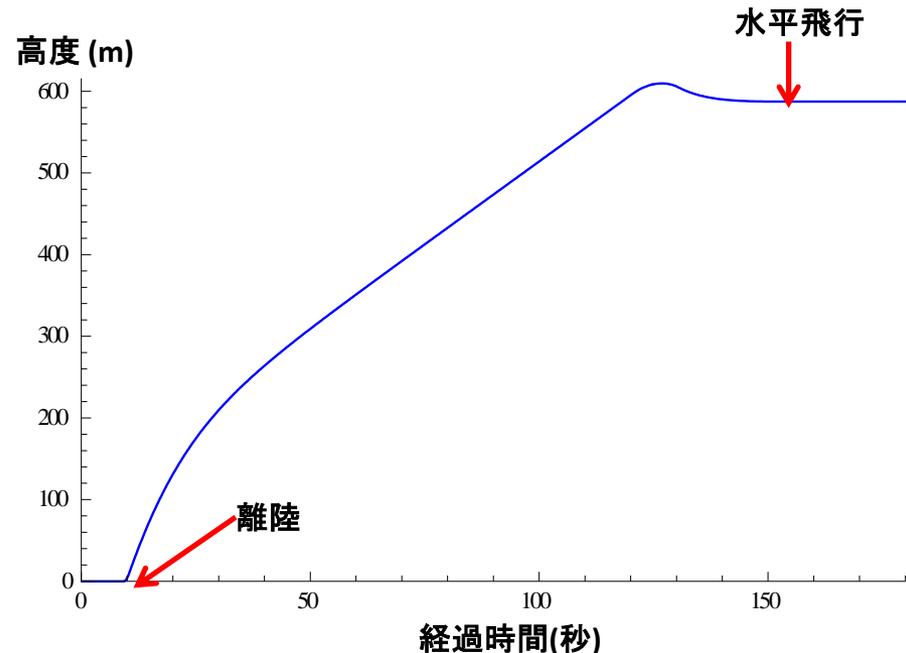
図4-1g Y 方向の加速度成分($\alpha = 0$ 度)

4.2.2 結果の説明 (事故調査報告書以前の情報)

- (1) 図4-1aに機体の位置を示します。赤はX位置(進行距離)を示します。初期はX方向にのみエンジン出力が寄与しますので、距離は線形的に増加します。9~10秒で機首上げ操作が行われ、9.5秒で機体は離陸します。このときの離陸距離は、約440mです。調布飛行場の滑走路長は800mですので、丁度良い操縦と考えられます。(ちなみに離陸距離の目安は、約400m ~ 530mと考えられます。)

この後、180秒まで、X方向の距離は順調に伸びて行きます。

- (2) 青はY位置(上下位置)を示します。約9.5秒まで機体は離陸しませんので、Y位置は0mです。この後、機体速度の上昇に伴い、大きな揚力が発生しますので、Y位置が次第に大きくなります。約125秒近辺で高度約610mに達します。これ以後、機首角度が20度から0度に変更になるため、揚力が若干低下して高度も低下します。その後機体速度が持ち直し、本機の場合、水平飛行を維持する速度59m/sに出力を絞っています(約22%)ので、右図に示す様に水平飛行します。



- (3) 図4-1bにエンジンの相対出力(青)と相対推力(赤)を示します。離陸挙動を妥当なものとするため、色々、出力と機体角度を調整しました。離陸前に全出力に近い推力を出さないと機体が上昇しないことが分かりました。その後、水平飛行に移行した場合は、全出力の22%程度で水平飛行を維持することが可能であることが分かりました。

4.2.2 結果の説明 (事故調査報告書以前の情報) (続き)

- (4) 図4-1cに機首角度(青)と巡航角度(赤)を示します。ここでの巡航角度とは、Y方向速度とX方向速度のなす角度 (= $\text{ArcTan} [V_y / V_x]$)と定義しました。9秒で操縦桿操作による機首起しが開始されると、図4-1fに示す様に、揚力によるX方向の抗力が発生し、機首を上げることとなります。一方、実際に巡航角度が発生するのは離陸後の9.5秒以降となります。定義により、巡航角度はY方向速度の挙動と同様の挙動を示します。10秒で機首角度を20度に設定すると、120秒まで機体を上昇させるために20度を保持します。120～130秒で機首を水平方向に保持します。
- (5) 図4-1dに機体(黒)、X方向(赤)及びY方向(青)の速度を示します。初期はX方向にのみエンジン出力が寄与しますので、機体速度はX方向成分とほぼ等しくなります。約9.5秒で機体が離陸すると、Y方向速度が上昇しますが、揚力のX成分の増加に伴い、機体速度が低下し、約120秒まで平衡する速度(約30 m/s)に落ち着きます。約120秒でY方向速度が低下するのは機首角度の変更により揚力が小さくなるためです。150秒以降は、エンジン出力の絞込みの影響により、水平飛行が可能となる59 m/sに近づいて行きます。
- (6) 上記図で機体が浮上するには、式(4-1)で示す離陸可能速度 V_{lift} 以上に速度を保つ必要があります。式から分ります様に、機首角度が大きければ、機体速度は小さくて済みます。20度の場合には約53 m/sで上昇し、大きな揚力のためにX方向の揚力成分が進行方向にブレーキとして作用します。このためにX方向の速度は小さくなります。機体が十分に上昇した120秒後は、機首角度を減少させるため、揚力が小さくなり、機体は降下しますが、X方向の速度が徐々に増加し、水平飛行維持速度に近づきます。この様に、大きな機首角度を採用する場合は、水平飛行に移行する場合の速度制御が難しくなります。
- (7) 図4-1eにX(赤)及びY方向(青)の加速度成分を示します。9秒まではエンジン出力が増加するため、X方向加速度が大きく変化します。10秒頃に大きく低下しているのは、操縦桿操作により、X方向の抗力が一気に増加するためです。一方、Y方向加速度は、9.5秒の離陸により正の数値が現れます。一旦離陸後は、Y方向に対しての大きな加速度は必要とされません。120～130秒で負の値となっているのは、揚力低下による機体の落下を示しています。

4.2.2 結果の説明 (事故調査報告書以前の情報) (続き)

- (8) 図4-1fにX方向の加速度成分を示します。0～9秒までは操縦桿による機体角度の操作が無いので、X方向の加速度(赤)は、エンジン推力(緑)と抗力(青)の大小により決まります。10～120秒まで操縦桿により、機体角度が20度(機首起し)に設定されたため、揚力成分が負の加速度として作用します。再び機体が水平に維持されるとエンジン推力(緑)と揚力成分(黒)が釣り合い、X方向加速度は低下し(0)、機体速度は定常速度になります。(上記(5))
- (9) 図4-1gにY方向の加速度成分を示します。Y方向の加速度(赤)は、圧倒的に揚力成分(黒)に支配されます。揚力が重力加速度 (9.8m/s^2) 以上になって初めて機体が浮上します。Y方向のエンジン推力(緑)や、抗力成分(青)はそれ程浮上に影響を及ぼさないことが分ります。
- (10) 以上の様に、4.1節で設定した諸量を用いることにより、小型飛行機は順調に飛行することが分りました。又、離陸後水平飛行に移行するまでは、全出力で飛行することが必要で、それ以降の水平飛行では、本機の場合、約22%の出力で飛行可能であることが分りました。

4.3 正常飛行時の飛行シミュレーション (事故調査報告書(平成29年7月)の情報)

4.3.1 正常飛行時の諸量の設定 (事故調査報告書の情報)

- (1) 機体の出力 最大 350馬力 = 257,425 kg m²/s³ (Wikipedia情報)
- (2) 調布飛行場滑走路長 = 800 m (Wikipedia情報)
- (3) 初期速度 v0 = 30 m/s (変更)
- (4) 出力及び機体角度 (独断により設定)

経過	出力	機首角度	経過	出力	機首角度
0秒	40%	0度	5秒	80%	0度
9秒	100%	0度	12秒	100%	0度
15秒	100%	2度	20秒	100%	4度
120秒	100%	4度	125秒	100%	0度
130秒	100%	0度	135秒	80%	0度
140秒	60%	0度	145秒	40%	0度
150秒	30%	0度	155秒	22%	0度
180秒	22%	0度			

(朱記部分、従来からの変更部分)

4.3.2 試算 (事故調査報告書の情報)

結果の出力 (迎角(α) = 0度, $c0=0.01$)

位置 (m)

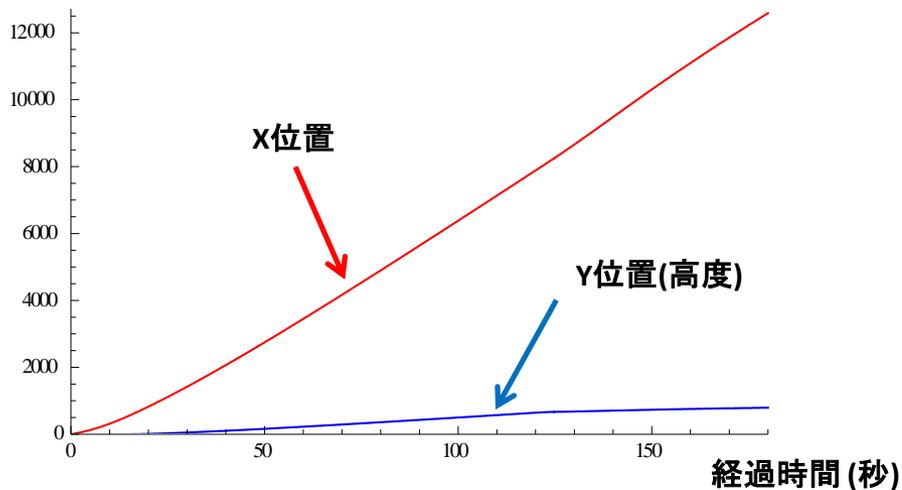


図4-3a 機体の位置($\alpha=0$ 度)

角度 (度)

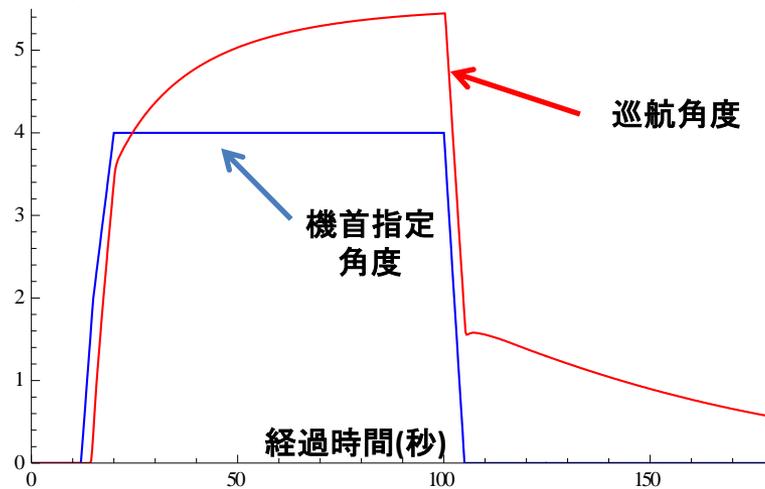


図4-3c 機首角度と巡航角度($\alpha=0$ 度)

相対出力割合及びエンジン推力

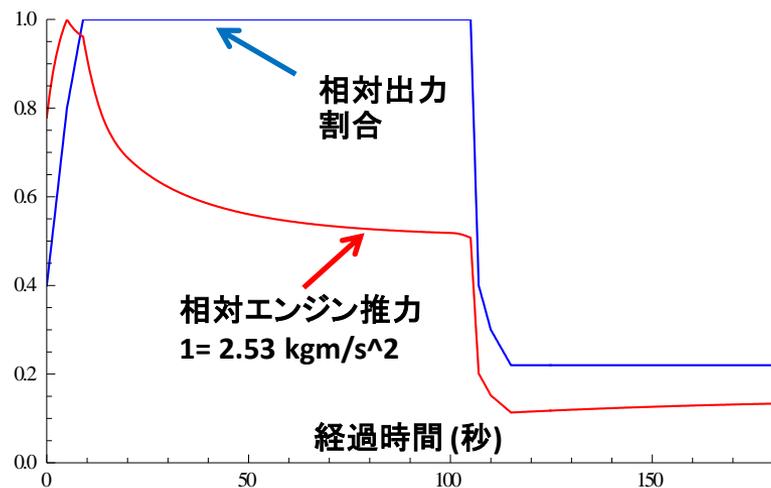


図4-3b 相対出力($\alpha=0$ 度)

(m/s)

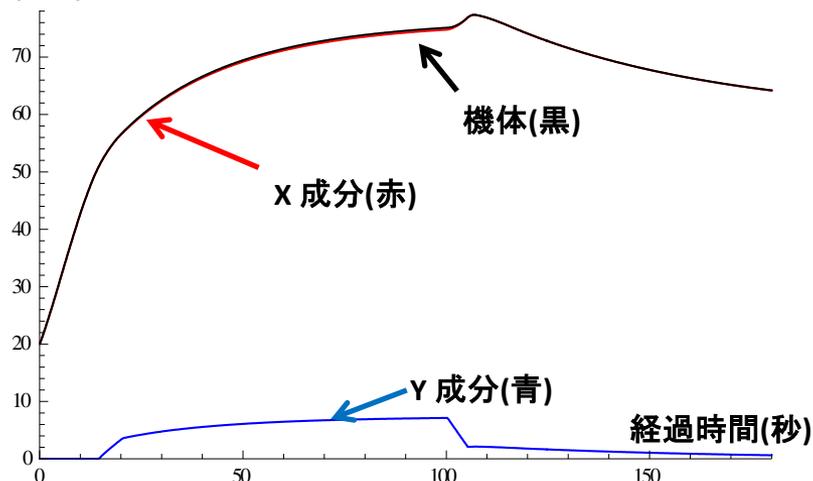


図4-3d 速度 ($\alpha=0$ 度)

結果の出力 (続き) (迎角(α) = 0度, $c_0 = 0.01$)

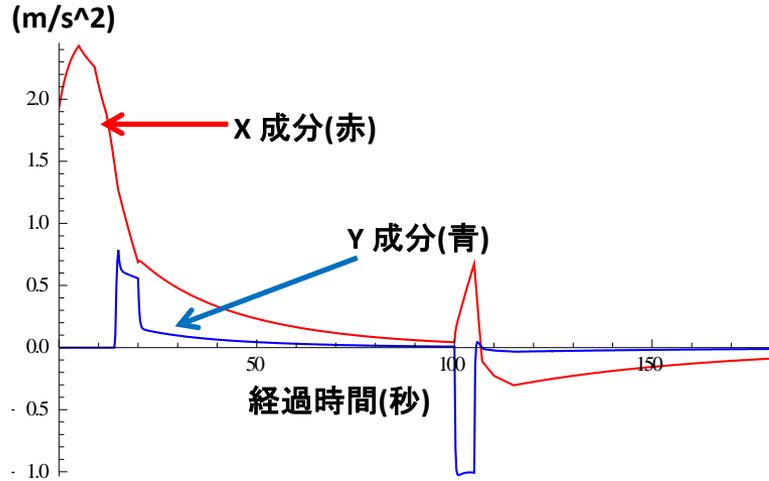


図4-3e 加速度 ($\alpha = 0$ 度)

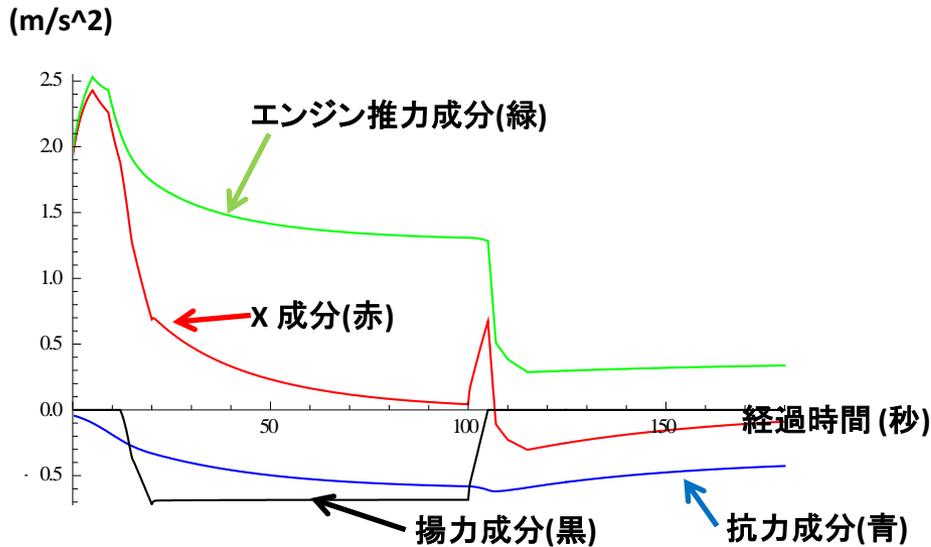


図4-3f X 方向の加速度成分($\alpha = 0$ 度)

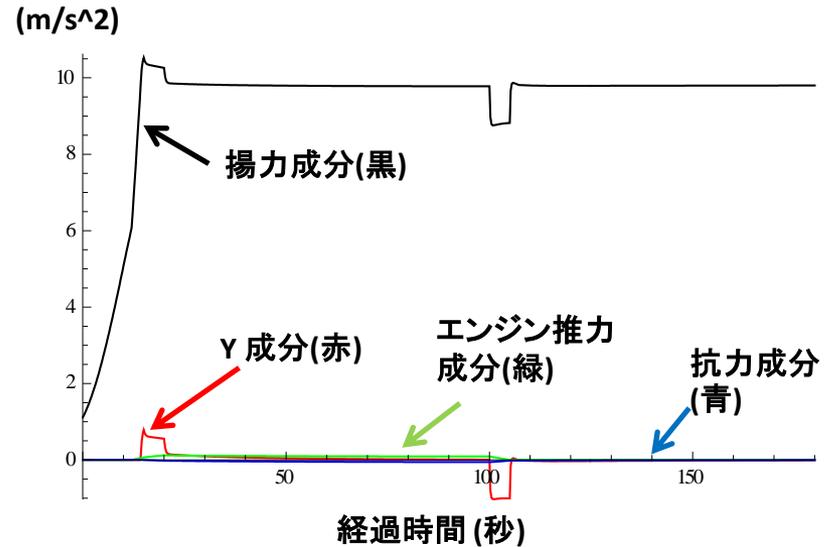


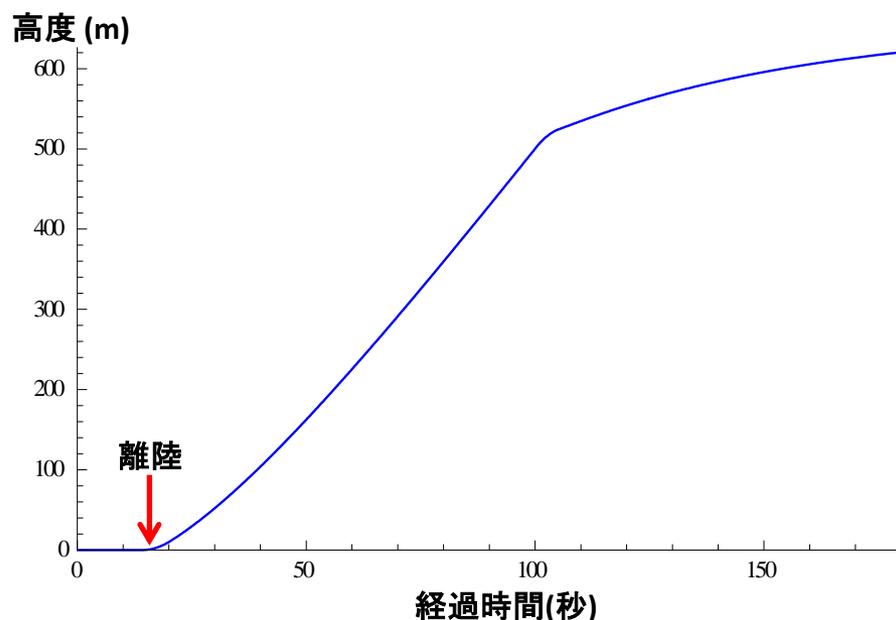
図4-3g Y 方向の加速度成分($\alpha = 0$ 度)

4.3.3 結果の説明 (事故調査報告書の情報)

(1) 図4-3aに機体の位置を示します。赤はX位置(進行距離)を示します。初期はX方向にのみエンジン出力が寄与しますので、距離は線形的に増加します。12~20秒間で機首上げ操作が行われ、14.5秒で機体は離陸します。このときの離陸距離は、約530mです。調布飛行場の滑走路長は800mですので、2/3の位置で離陸しています。(ちなみに離陸距離の目安は、約400m~530mと考えられます。)

この後、180秒まで、X方向の距離は順調に伸びて行きます。

(2) 青はY位置(上下位置)を示します。約14.5秒まで機体は離陸しませんので、Y位置は0mです。この後、機体速度の上昇に伴い、大きな揚力が発生しますので、Y位置が次第に大きくなります。20~100秒間、機首角度が4度で機体上昇します。100~105秒間で機首を0度に戻しますが、角度の変化による揚力の低下は少なく、又、出力を徐々に22%まで絞り込んでも、緩やかに上昇続けます。180秒の時点で機体速度は約64m/sですので、水平飛行維持速度59m/sになるにはもう少し時間が掛かります。180秒時点の高度は約620mです。又、滑走路端である800mでの機体高度は、約8.4mです。



(3) 図4-3bにエンジンの相対出力(青)と相対推力(赤)を示します。離陸挙動を妥当なものとするため、色々、出力と機体角度を調整しました。離陸前に全出力に近い推力を出さないと機体上昇しないことは、図4-1bと同じです。

4.3.3 結果の説明 (事故調査報告書の情報) (続き)

- (4) 図4-3cに機首角度(青)と巡航角度(赤)を示します。12秒で操縦桿操作による機首起しが開始されると、図4-3fに示す様に、揚力によるX方向の抗力が発生し、機首を上げることとなります。一方、実際に巡航角度が発生するのは、機首操作に若干遅れて、離陸後の14.5秒以降となります。
- (5) 図4-3dに機体(黒)、X方向(赤)及びY方向(青)の速度を示します。初期はX方向にのみエンジン出力が寄与しますので、機体速度はX方向成分とほぼ等しくなります。約14.5秒で機体が離陸すると、Y方向速度が上昇しますが、機首角度が小さいため、Y方向の速度はそれ程大きくありません。105秒で機体速度が瞬間的に上昇しているのは、この間に機首を4度から水平に戻しているため、X方向の揚力抵抗成分が減少して、X方向の加速度が上昇したためです。110秒以降は、エンジン出力の絞込みの影響により、水平飛行維持が可能となる59 m/s に近づいて行きます。
- (6) 上記図と図4-1dを比較すると、機体速度挙動が大きく異なっています。これは機首角度の設定に有ります。上記(5)で簡単に説明しましたが、機首が4度と小さいため、式(4-1)に示した様に、離陸速度 V_{lift} は水平飛行維持速度 V_{hor} に近い値となります。このため、機首が4度から水平飛行に移行しても、極端な速度低下が生ぜず、スムーズな飛行制御が可能となります。
- (7) 図4-3eにX(赤)及びY方向(青)の加速度成分を示します。5～6秒まではエンジン出力が増加し、それに伴い抗力成分も増加します。12秒頃から大きく低下し始めるのは、操縦桿操作により、揚力のX方向成分が一気に増加するためです。一方、Y方向加速度は、14.5秒の離陸により正の数値が現れます。一旦離陸後は、Y方向に対しての大きな加速度は必要とされません。100秒で負の値となっているのは、揚力低下による機体の降下を示しています。

4.3.3 結果の説明 (事故調査報告書の情報) (続き)

- (8) 図4-3fにX方向の加速度成分を示します。0～12秒までは操縦桿による機体角度の操作が無いので、X方向の加速度(赤)は、エンジン推力(緑)と抗力(青)の大小により決まります。12～100秒まで操縦桿により、機体角度が4度(機首起し)に設定されたため、揚力成分が負の加速度として作用します。再び機体が水平に維持されるとエンジン推力(緑)と抗力成分(青)が釣り合い、X方向加速度は低下し(0)、機体速度は定常速度になります。(上記(5))
- (9) 図4-3gにY方向の加速度成分を示します。Y方向の加速度(赤)は、圧倒的に揚力成分(黒)に支配されます。揚力が重力加速度 (9.8m/s^2) 以上になって初めて機体が浮上します。Y方向のエンジン推力(緑)や、抗力成分(青)はそれ程浮上に影響を及ぼさないことが分ります。
- (10) 以上の様に、4.3.1項で設定した諸量を用いることにより、小型飛行機は順調に飛行することが分りました。又、4.2節の場合と同様、離陸後水平飛行に移行するまでは、全出力で飛行することが必要で、それ以降の水平飛行では、本機の場合、約22%の出力で飛行可能であることが分りました。

5. 事故原因の推定

国土交通省の運輸安全委員会が当該事故の調査報告書を、「東京都調布市における小型機墜落航空事故」として公表しています(平成29年7月)。その中で、事故原因と推定されているものが、①機体重量オーバー、②低速での離陸、③過度な機首上げ姿勢の継続です。

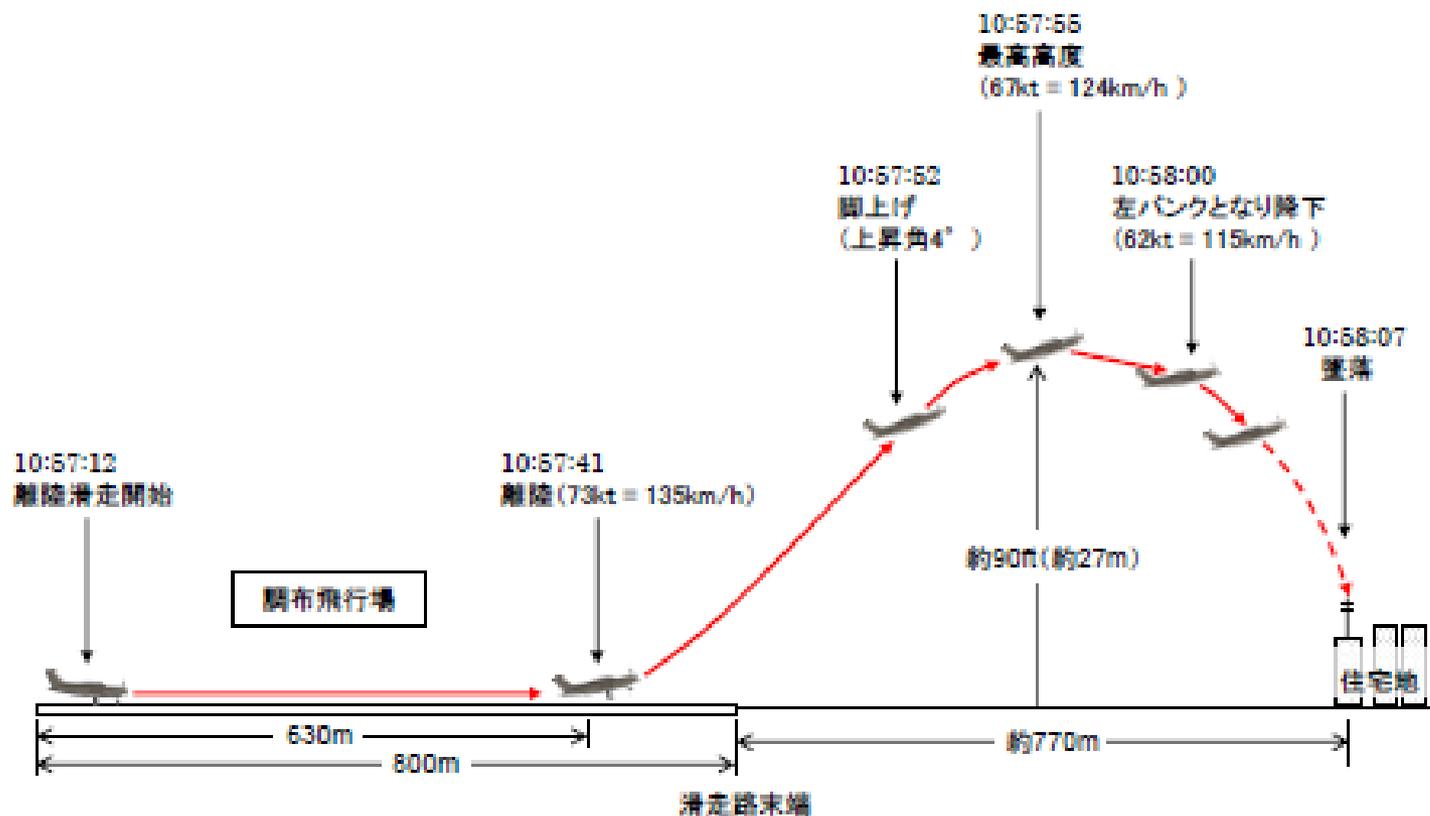
上記推定に対して、調査報告書は以下の様に述べています。(赤字部分は筆者(菅原)の独断に拠るマーキングです)

- ①機体重量オーバー⇒「機長が事故時の飛行前に同重量の超過を認識していたかどうかは機長が死亡しているため明らかにすることができなかった。しかしながらそのような状態で飛行することの危険性について機長の認識が不足していたとともに、法令や規定を遵守することについての安全意識が十分でなかった可能性が考えられる。」としています。
- ②低速での離陸⇒「低速で離陸したことについては、機長がそのような速度で離陸する手順を行った、又は機体の位置が滑走路末端に近づいてきたため機長が反応して離陸したことによる可能性が考えられる。」としています。
- ③過度な機首上げ姿勢の継続⇒「重心位置が後方限界近くにあったことにより機首上げが発生しやすい状態において、機長が速度よりも上昇を優先させて機首上げ姿勢を維持したことによる可能性が考えられる。」としています。
- ④また、当初考えられていた「エンジン出力不足」については、⇒「数学モデルを使用した分析の結果から、同機のエンジン出力が低下していたことによる可能性も考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。」としています。

本章においては、4.3節で設定した運行シミュレーションの情報を基本として、運輸安全委員会の調査報告書の情報で詳細点を修正しつつ、委員会とは独立に、上記4項目に着いて検討します。

5.1 飛行の概要

飛行の経過(概要)



5.2 諸量の設定 (事故調査報告書(平成29年7月)の情報)

4.3節で設定したものの以外で、事故シミュレーションに必要な変更情報を以下に示します。

- (1) 機体総重量 = 2,008 kg (機体=1,358kg, 乗員= 372.5kg, 燃料=277.5kg)
(註:これ以降の機体重量は、2008 kg を基本とします。従って、水平飛行速度 V_{hor} も出力割合 pp も4.3節で説明した値から、若干変化します。)
- (2) 気温 = 34 °C
- (3) 風速 = 無風

5.3 重量オーバーについて

重量オーバーについては、調査報告書が指摘している①最大離陸重量を58kg オーバーした場合とパラメータサーベイとして、②最大離陸重量を158kg オーバーした場合、③最大離陸重量を258kg オーバーした場合の3ケースに着いて、検討します。

5.3.1 重量オーバー (ケース1 : 58kgオーバー)

エンジンは正常で、機体総重量のみが最大離陸重量を58kg オーバーした場合の飛行状態を図5-3.1aに示します。又、高度変化を図5-3.1bに示します。

—離陸は滑走開始後15.75秒で、離陸距離は約575mです。

—図4-3aに比べると、重量増加のため、

①離陸時刻は約1.25秒、離陸距離も45m伸びています。

②飛行高度は、180秒時点で513 mと基本ケースに比べ約100m低いですが、飛行に支障を来たす程のものであるとは考えられません。

③滑走路端である800mでの機体高度は、約5.5mです。

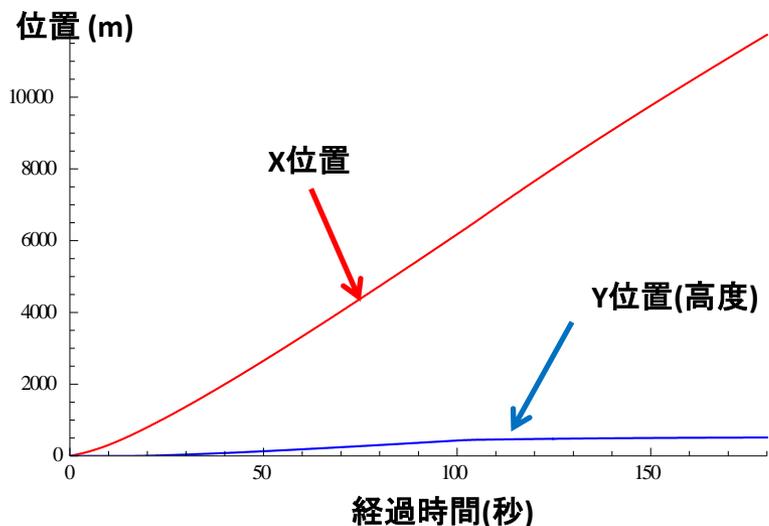


図5-3.1a 機体の位置 (重量58kgオーバー)

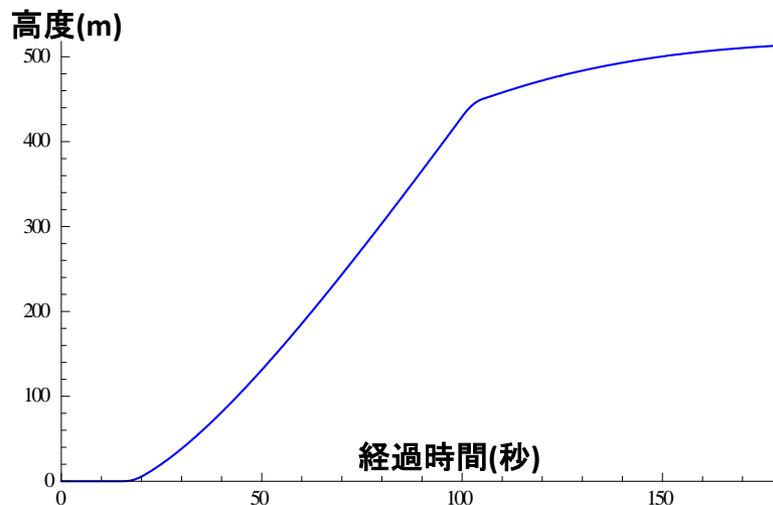


図5-3.1b 機体高度 (重量58kgオーバー)

5.3.2 重量オーバー (ケース2 :158kgオーバー)

エンジンは正常で、機体総重量のみが最大離陸重量を158kgオーバーした場合の飛行状態を図5-3.2aに示します。又、高度変化を図5-3.2bに示します。

—離陸は滑走開始後16.5秒で、離陸距離は約604mです。

—図4-3aに比べると、重量増加のため、

- ①離陸時刻は約2秒、離陸距離も74m伸びています。
- ②飛行高度は、180秒時点で454mと基本ケースに比べ約160m低いですが、飛行に支障を来たす程のものであるとは考えられません。
- ③滑走路端である800mでの機体高度は、約4.1mです。

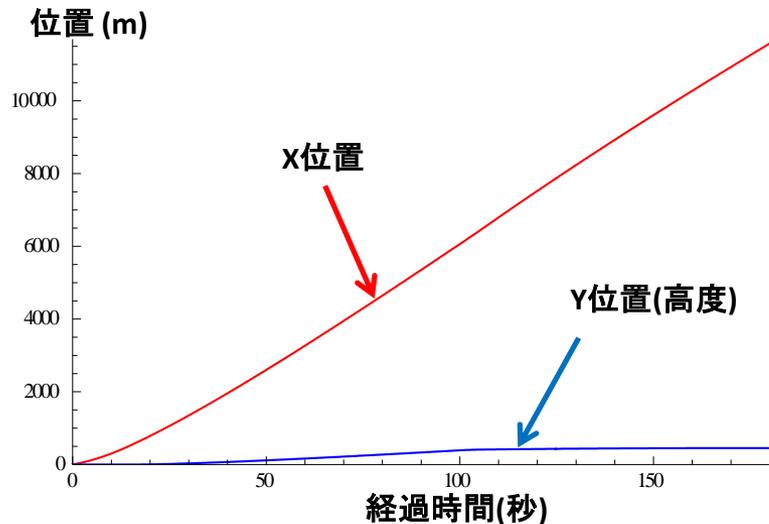


図5-3.2a 機体の位置 (重量158kgオーバー)

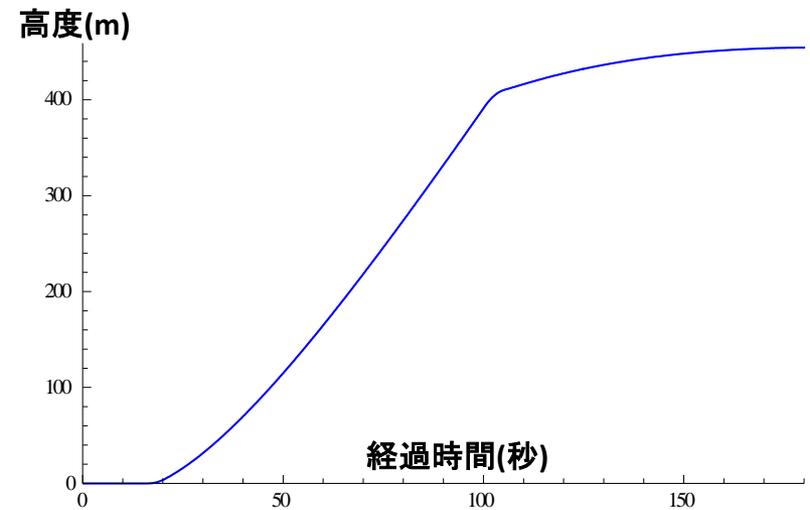


図5-3.2b 機体高度 (重量158kgオーバー)

5.3.3 重量オーバー (ケース2 : 258kgオーバー)

エンジンは正常で、機体総重量のみが最大離陸重量を258kgオーバーした場合の飛行状態を図5-3.3aに示します。又、高度変化を図5-3.3bに示します。

—離陸は滑走開始後17.25秒で、離陸距離は約633mです。

—図4-3aに比べると、重量増加のため、

- ①離陸時刻は約2.75秒、離陸距離も約100m伸びています。
- ②飛行高度は、180秒時点で397mと基本ケースに比べ約160m低いですが、墜落事故に結びつくものではないと考えられません。
- ③滑走路端である800mでの機体高度は、約2.9mです。

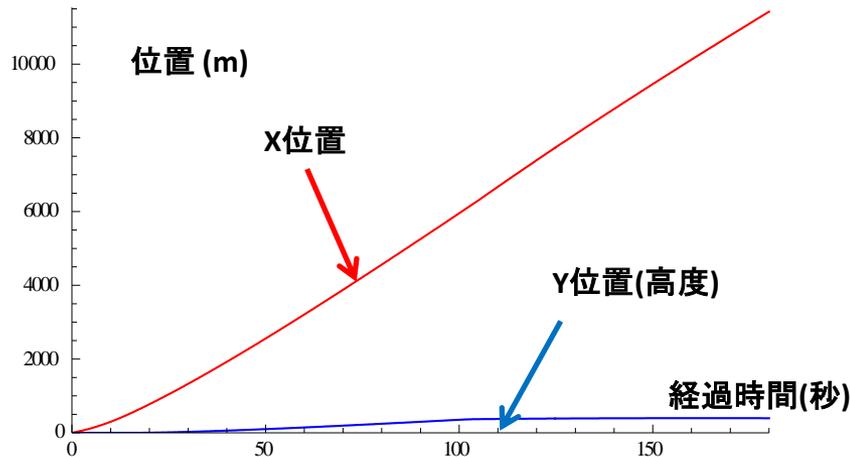


図5-3.2a 機体の位置 (重量258kgオーバー)

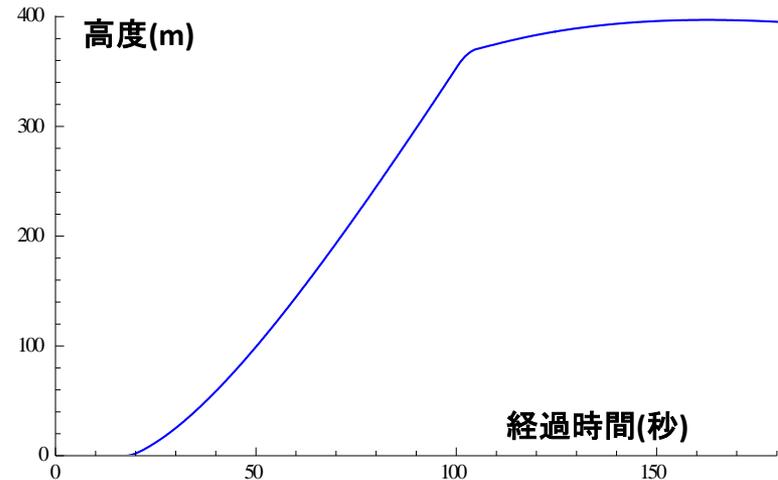


図5-3.2b 機体高度 (重量 258kgオーバー)

5.3.4 重量オーバーについての推定結果

以上の検討結果より、エンジンが正常作動していれば、機体総重量が最大離陸重量を258kgオーバーした場合でも機体は上昇し、飛行継続が可能ですので、**重量オーバーが墜落の直接原因とは考えられないと思います。**

5.4 低速での離陸について

低速での離陸については、5.1の「飛行概要」に示す様に、滑走開始してから離陸までに29秒掛かっています。又、離陸距離 = 630m、離陸速度 = 135 km/h (= 37.5 m/s) です。**この離陸時間は、基本ケースで示した離陸時間 14.5秒に比べて、かなり遅いものと判断されます。**

このため、離陸前の状態に近づけるように、出力を調整します。その後、上昇に必要な出力を増加させる方法でシミュレーションをし、「低速での離陸」のみが原因なのか推定します。

5.4.1 出力等の諸量の設定

出力及び機体角度 (離陸距離、離陸速度及び離陸時刻が事故時の状態に近くなる様に設定)

経過	出力	機首角度	経過	出力	機首角度
0秒	25%	0度	17秒	30%	0度
19秒	40%	0度	20秒	50%	2度
21秒	60%	4度	23秒	90%	6度
29秒	90%	6度	100秒	100%	6度
105秒	100%	0度	107秒	40%	0度
110秒	30%	0度	115秒	22%	0度
180秒	22%	0度			

5.4.2 その他の諸量の設定

機体総重量は、調査報告書に示す様に、**2,008 kg** として解析しました。

5.4.3 結果の出力 (低速離陸について)

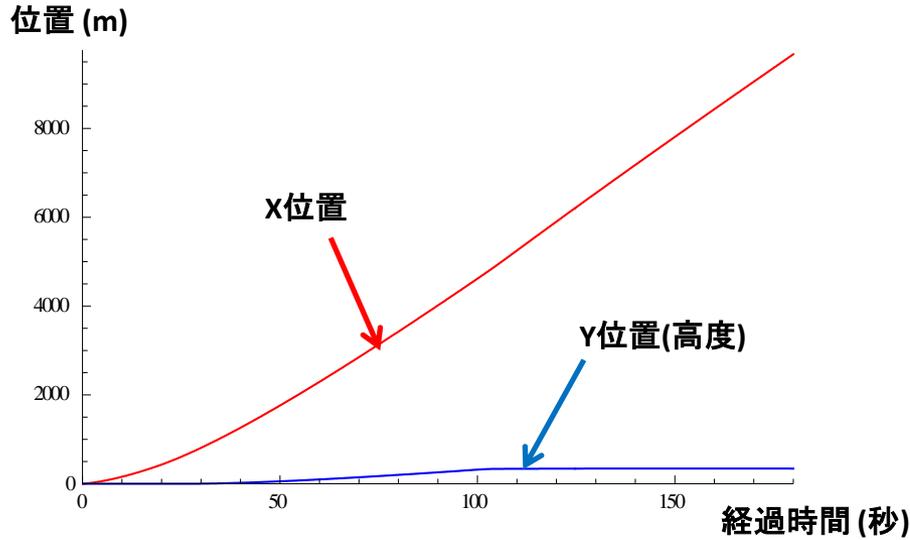


図5-4a 機体の位置(低速離陸)

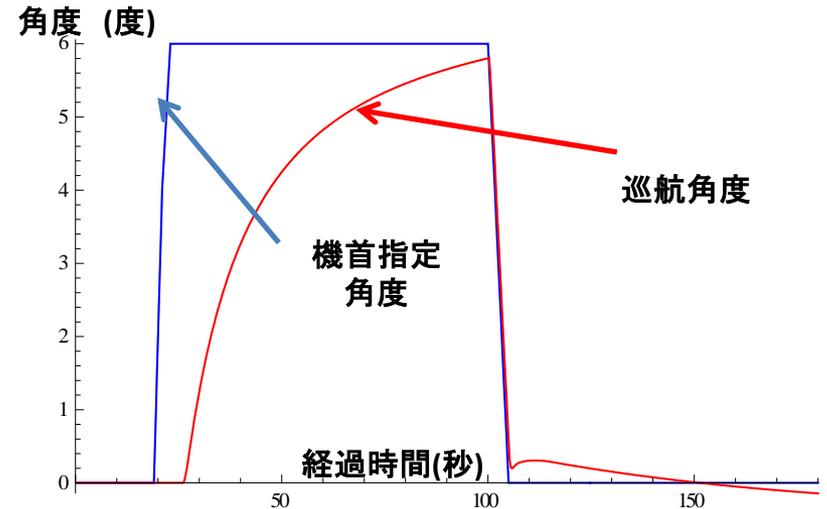


図5-4c 機首角度と巡航角度(低速離陸)

相対出力割合及びエンジン推力

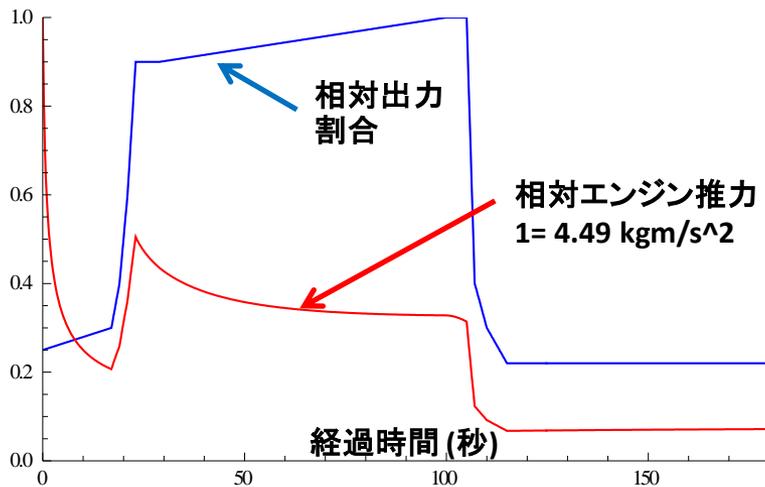


図5-4b 相対出力(低速離陸)

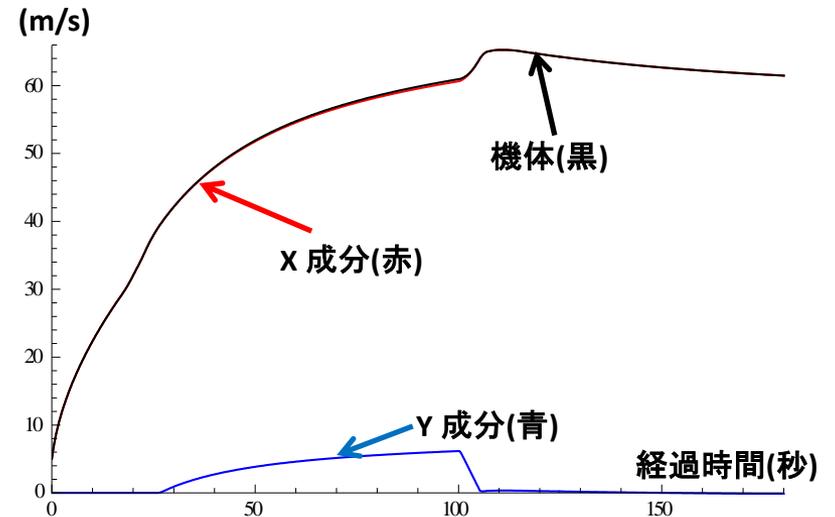


図5-4d 速度 (低速離陸)

5.4.4 結果の説明 (低速離陸について)

(1) 図5-4aに機体の位置を示します。本解析では、離陸時刻= 26.25秒、離陸距離= 655 m、離陸速度 = 39.2 m/s、機首角度= 6度、出力割合= 90 % でした。

離陸後は、出力が105秒まで100%に設定していますので、順調に高度を上げ、飛行しています。

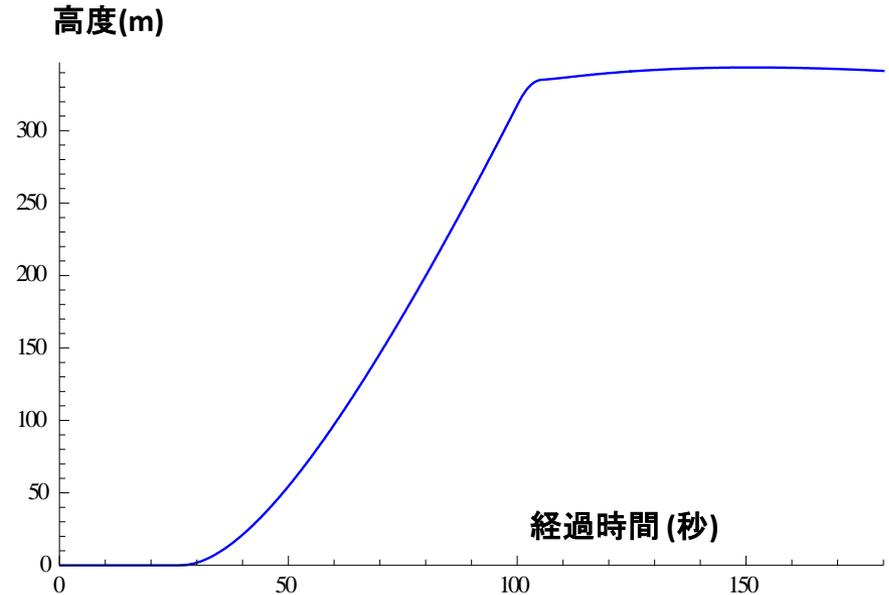
(2) 右図は高度の時間変化を示したものです。初期の出力が小さかったため、高度はそれ程伸びません。105秒以降、出力を制限していますので高度は約344mですが、この制限を除けば、機体は更に上昇可能です。

尚、滑走路端である800mでの機体高度は、約1.5mです。

(3) 図5-4bは、その時の相対出力とエンジン推力を示すものです。エンジン推力は、機体速度に反比例して、低下していきます。

(4) 図5-4cは、機首角度と巡航角度を示します。操縦桿による機首上げ操作は、5.4.1に示す様に19秒から始まりますが、巡航角度は機体が浮上した後に機首角度に追いつく様に挙動します。

(5) 図5-4dは、各方向の速度を示します。図4-3dと同様の挙動を示しています。



5.4.4 低速離陸についての推定結果

以上の検討結果より、エンジンが正常作動していれば、滑走初期にエンジン出力が上がらなかったとしても、離陸前後で出力の90%程度の出力が維持出来れば、機体は上昇し、飛行継続が可能ですので、低速離陸が墜落の直接原因とは考えられないと思います。

恐らく、初期段階で出力が上がらなかったことによる、精神的焦り、人的過誤(操縦ミス)による事故原因が考えられます。

5.5 過度な機首上げ姿勢の継続について

揚力を得ようとするれば、式(3-3)及び(3-9)に示す様に、機首角度 θ を大きく設定することですが、大きくすることにより、抗力及び揚力のx方向成分がマイナスの加速度として作用しますので、それ程大きくは出来ません。

又、機首角度 θ を大きく設定した場合に水平飛行に移行する場合は、ゆっくりと機首角度を戻さないと失速する可能性がありますので、慎重な操作が求められます。

今回のシミュレーションにおいては、5.4.1で用いた出力等の情報を基に、小型飛行機の機首角度としてインターネットに掲載の20度と、過度と考えられる35度について、角度をパラメータとしてその影響を検討したいと思います。

5.5.1 機首角度20度の場合

5.5.1.1 出力等の諸量の設定

出力及び機体角度 (離陸距離、離陸速度が事故時の状態に近くなる様に設定)

経過	出力	機首角度	経過	出力	機首角度
0秒	25%	0度	17秒	30%	0度
19秒	40%	0度	20秒	50%	2度
21秒	60%	4度	23秒	90%	6度
27秒	90%	6度	28秒	90%	20度
29秒	90%	20度	30秒	100%	20度
120秒	100%	20度	125秒	100%	15度
130秒	100%	10度	135秒	100%	5度
140秒	100%	0度	145秒	80%	0度
150秒	70%	0度	155秒	60%	0度
160秒	50%	0度	165秒	40%	0度
170秒	30%	0度	180秒	22%	0度

(赤字部分:5.4.1からの変更部分)

5.5.1.2 結果の出力 (機首角度20度)

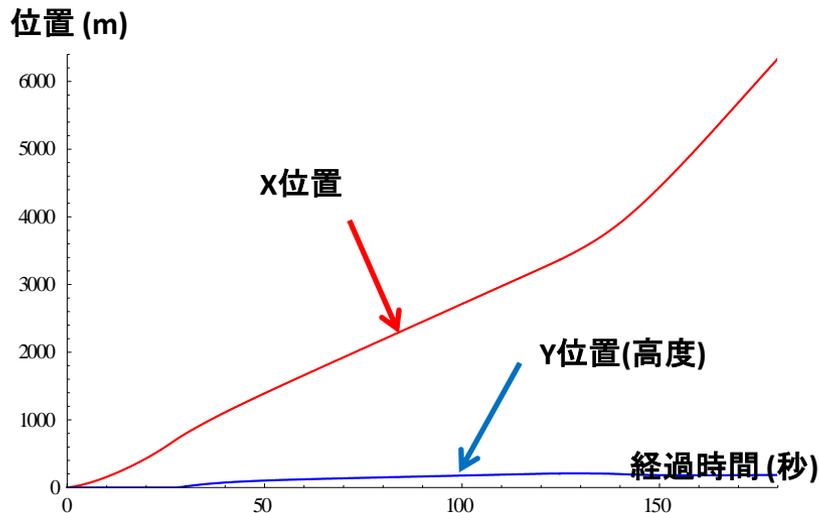


図5-5.1a 機体の位置(機首角度20度)

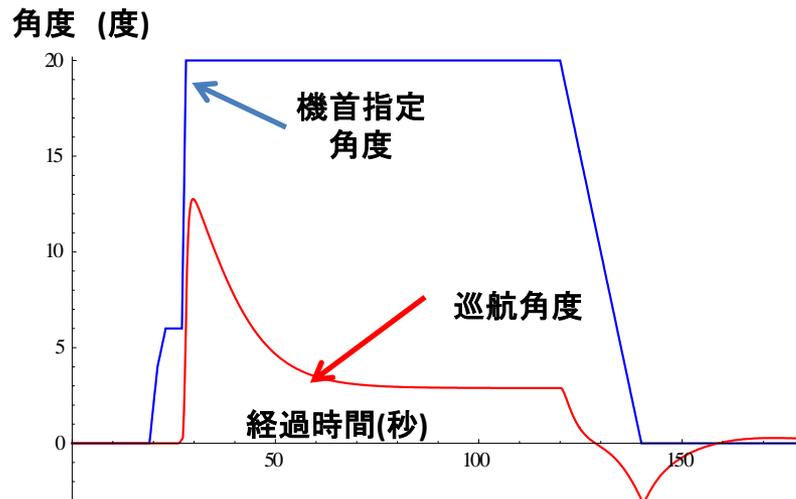


図5-5.1c 機首角度と巡航角度(機首角度20度)

相対出力割合及びエンジン推力

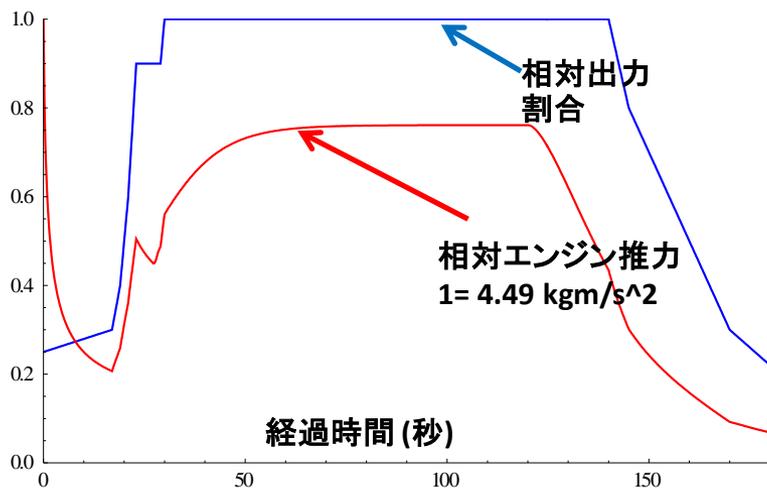


図5-5.1b 相対出力(機首角度20度)

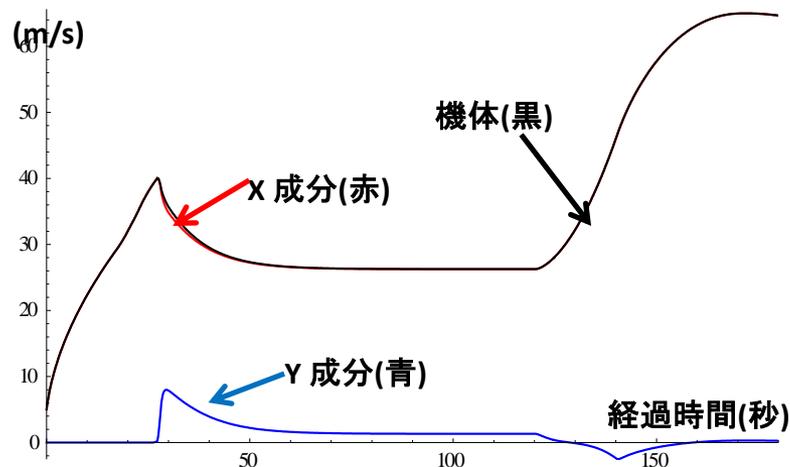
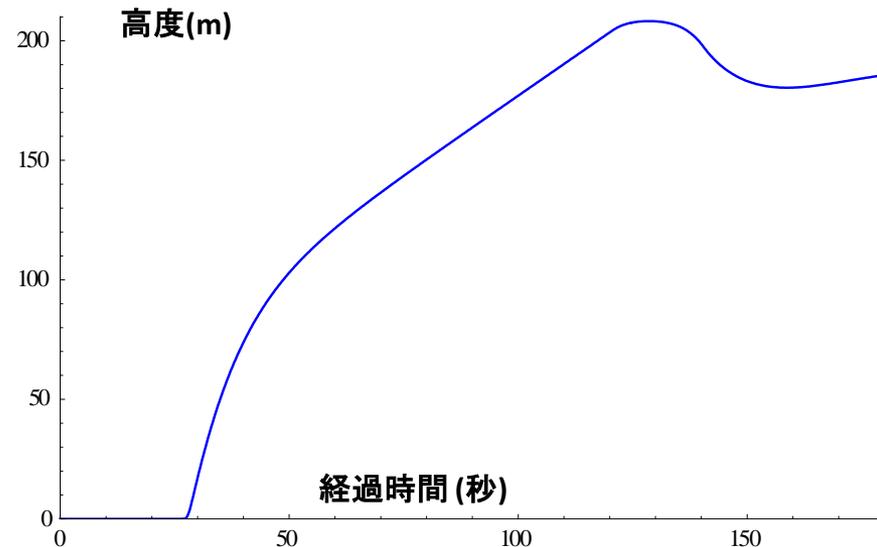


図5-5.1d 速度 (機首角度20度)

5.5.1.3 結果の説明 (機首角度20度)

(1) 図5-5.1aに機体の位置を示します。本解析では、離陸時刻= 26.25秒、離陸距離= 655 m、離陸速度 = 39.2 m/s、機首角度= 6度、出力割合= 90 % でした。離陸後、27秒より機首上げ操作(20度)がなされ、又、出力が29秒から140秒まで100%に設定していますので、順調に高度を上げ、飛行しています。その後は時間を掛けてゆっくり機首角度を水平角度に戻す操作が行われます。

(2) 右図は高度の時間変化を示したものです。初期の出力が小さかったため、高度はそれ程伸びません。140秒まで100%出力ですので高度は210m 位ありますが、この時の機体速度は約27 m/sで(図5-5.1d)、水平飛行維持速度(約63 m/s)に達していません。このため、機体速度が水平飛行維持速度に達するまで、時間を掛けて機首角度をゆっくり水平まで戻します。



(3) 図5-5.1bは、その時の相対出力とエンジン推力を示すものです。機体を適切な高度まで維持するため、全出力に近い出力をかなり長い時間に亘って維持することが必要であることが分ります。

5.5.1.3 結果の説明 (機首角度20度) (続き)

(4) 図5-5.1cは、機首角度と巡航角度を示します。操縦桿による機首上げ操作は、5.5.1に示す様に19秒から始まりますが、27秒以降急激な機首上げを行うため、揚力は機首角度に負うところが大きくなります。このため、機首角度への巡航角度の追従が悪くなります。機首角度の小さい図4-3cの場合は、揚力は機体速度に依存することが大きいので、機首角度への巡航角度の追従が見られます。両図を比べると挙動が大分異なることが分ります。130秒以降、巡航角度がマイナスになっているのは、機体が降下しているためです。

(5) 図5-5.1dは、各方向の速度を示します。図4-1dに示した挙動と同様、初期はX方向にのみエンジン出力が寄与しますので、機体速度はX方向成分とほぼ等しくなります。約26.25秒で機体が離陸すると、Y方向速度が上昇しますが、揚力のX成分の増加に伴い、機体速度が低下し、約120秒まで平衡する速度(約27m/s)に落ち着きます。約120秒でY方向速度が低下するのは機首角度の変更により揚力が小さくなるためです。図4-1dの場合は、幸い高度が約600m以上あったので、水平飛行に移行する速度63 m/s に近づいて行きました。

一方、本ケースの場合は、高度が約210m ですので、ゆっくり機首角度を0度に操作しています。この場合、もし操縦ミスで、強引に機首角度を0度にする場合は、急激な揚力の低下により、墜落する可能性が有ります。

5.5.1.4 機首角度20度についての推定結果

以上の検討結果より、エンジンが正常作動していれば(即ち、離陸前後で100%の出力が持続可能であれば)、機首が20度まで引き揚げても十分に飛行は可能です。

5.5.2 機首角度35度の場合

5.5.2.1 出力等の諸量の設定

出力及び機体角度 (離陸距離、離陸速度が事故時の状態に近くなる様に設定)

経過	出力	機首角度	経過	出力	機首角度
0秒	25%	0度	17秒	30%	0度
19秒	40%	0度	20秒	50%	2度
21秒	60%	4度	23秒	90%	6度
27秒	90%	6度	28秒	90%	20度
29秒	90%	20度	30秒	100%	30度
35秒	100%	35度	180秒	100%	35度

(赤字部分:5.5.1.1からの変更部分)

5.5.2.2 結果の出力 (機首角度35度)

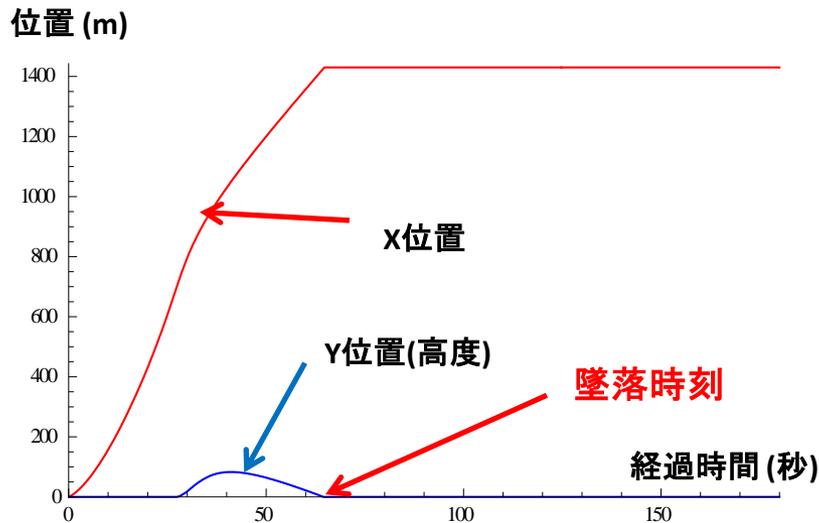


図5-5.2a 機体の位置(機首角度35度)

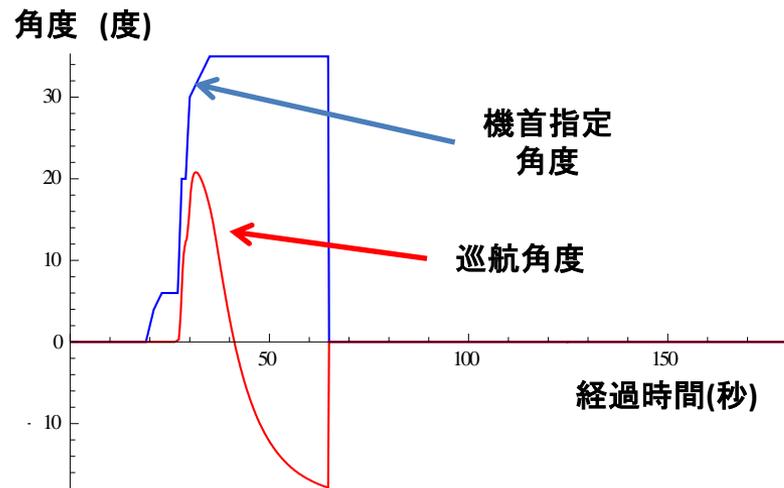


図5-5.2c 機首角度と巡航角度(機首角度35度)

相対出力割合及びエンジン推力

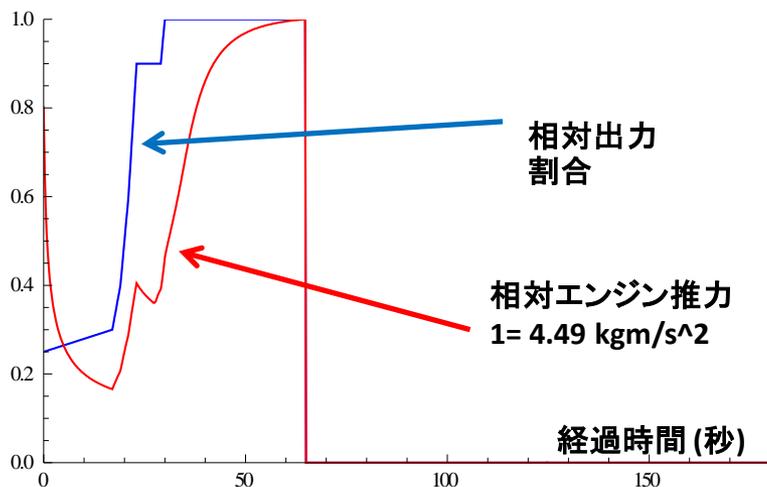


図5-5.2b 相対出力(機首角度35度)

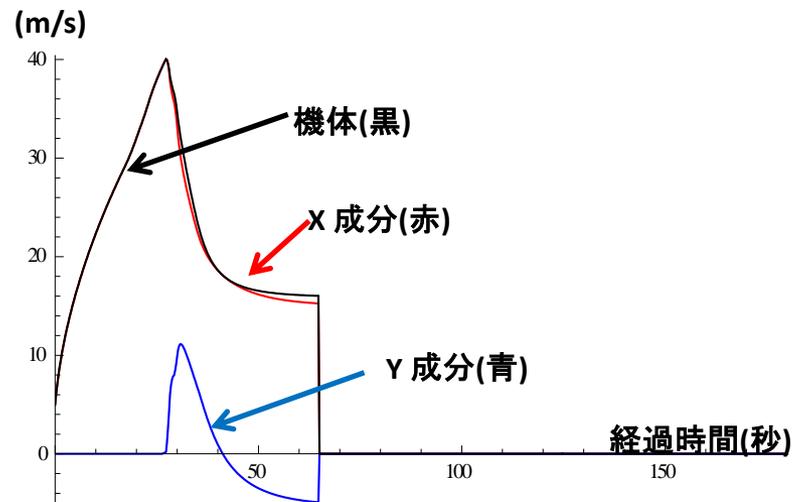


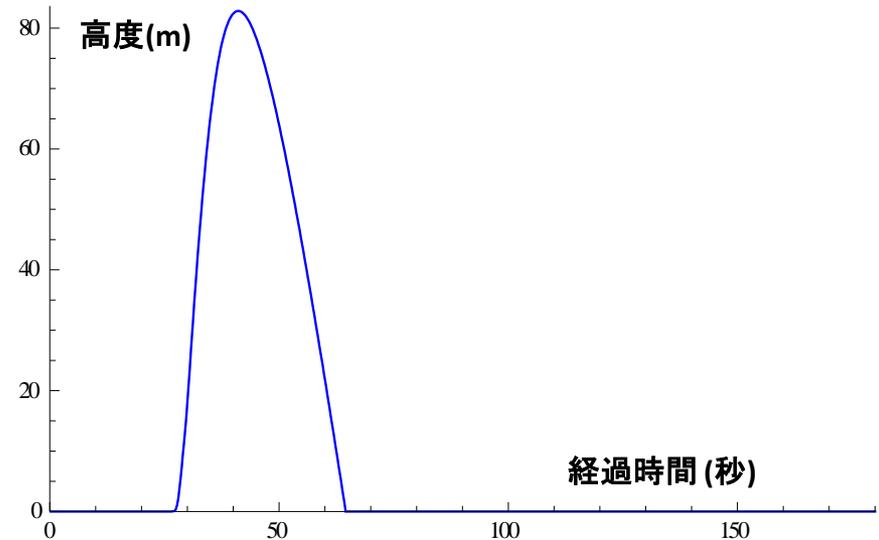
図5-5.2d 速度 (機首角度35度)

5.5.2.3 結果の説明 (機首角度35度)

(1) 図5-5.2aに機体の位置を示します。本解析では、離陸時刻= 26.25秒、離陸距離= 655 m、離陸速度 = 39.2 m/s、機首角度= 6度、出力割合= 90 % でした。離陸後、27秒より機首上げ操作(20度)がなされ、更に29秒から35度に引き上げています。又、出力が29秒から140秒まで100%に設定しています。

29秒以降の過度な機首上げ操作により、揚力のx方向成分の増加により、機体速度が低下し、エンジン出力の増加以上に揚力の低下が大きく、41秒での高度82.8 mを頂点として機体は降下し始め、64.75秒で墜落しました。この間の距離は1430mでした。

(2) 右図は高度の時間変化を示したものです。初期の出力が小さかったため、高度はそれ程伸びません。140秒まで100%出力ですので高度は83m位ありますが、この時の機体速度は約18 m/sで(図5-5.2d)、水平飛行維持速度(約63 m/s)とは程遠いものでした。この様な状態では手の施しようがありません。大きな角度の機首上げ操作は慎重であるべきです。



(3) 図5-5.2bは、その時の相対出力とエンジン推力を示すものです。機体を適切な高度まで維持するため、全出力に近い出力がかなり長い時間に亘って維持することが必要ですが、それだけでは不十分であると言うことを本図は示しています。

5.5.2.3 結果の説明 (機首角度35度) (続き)

- (4) 図5-5.2cは、機首角度と巡航角度を示します。操縦桿による機首上げ操作は、5.5.1に示す様に19秒から始まりますが、27秒以降急激な機首上げを行うため、揚力は機首角度に負うところが大きくなります。このため、機首角度への巡航角度の追従が悪くなります。機首角度の小さい図4-3cの場合は、揚力は機体速度に依存することが大きいので、機首角度への巡航角度の追従が見られます。両図を比べると挙動が大分異なることが分ります。40秒以降、巡航角度がマイナスになっているのは、機体が降下しているためです。
- (5) 図5-5.2dは、各方向の速度を示します。図5-5.1dに示した挙動と同様、初期はX方向にのみエンジン出力が寄与しますので、機体速度はX方向成分とほぼ等しくなります。約26.25秒で機体が離陸すると、Y方向速度が上昇しますが、揚力のX成分の増加に伴い、機体速度が低下し、約50秒頃に平衡する速度(約18m/s)に落ち着きますが、機体の揚力を得るには不十分な速度でした。

5.5.2.4 機首角度35度についての推定結果

以上の検討結果より、エンジンが正常作動でも、滑走初期速度が低い状態で、離陸後に機首が過度に35度まで引き揚げられた状態では、墜落してしまいます。事故調査報告書では、操縦桿の引き具合がどのくらいであったかの情報は公開されていませんので、解析に反映は出来ませんでした。35度と言う機首角度は一般的な角度としては大きかったものと考えられます。

5.6 エンジンの一時的出力低下について

5.3節～5.5節まで考えられる原因に着いて検討してきましたが、それらの何れも墜落についての的を射た結論には至りませんでした。このため、考えられる可能性があるエンジンの一時的低下について考えてみました。

5.6.1 出力等の諸量の設定

出力及び機体角度 (離陸距離、離陸速度及び離陸時刻が事故時の状態に近くなる様に設定)

経過	出力	機首角度	経過	出力	機首角度
0秒	25%	0度	23秒	25%	0度
24秒	40%	0度	25秒	70%	2度
26秒	70%	4度	27秒	80%	10度
29秒	80%	10度	30秒	70%	10度
35秒	60%	15度	43秒	60%	15度
45秒	60%	15度	50秒	60%	15度
60秒	60%	15度	70秒	60%	15度

(赤字部分:5.4.1からの変更部分)

5.6.2 結果の出力 (エンジンの一時的出力低下について)

位置 (m)

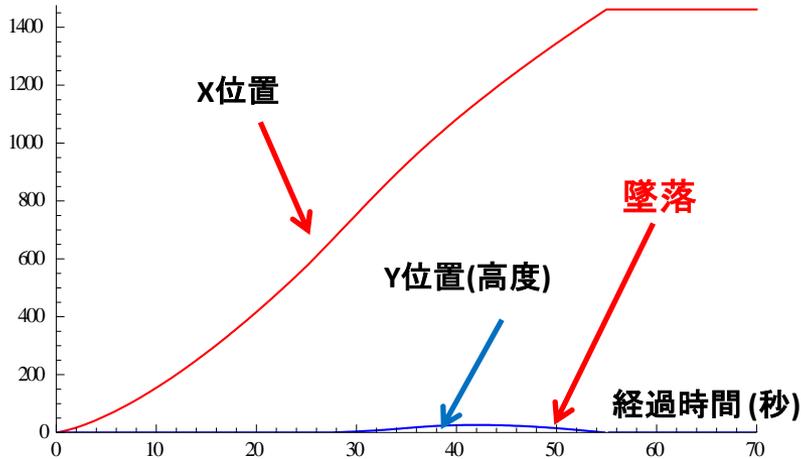


図5-6a 機体の位置(出力低下)

角度 (度)

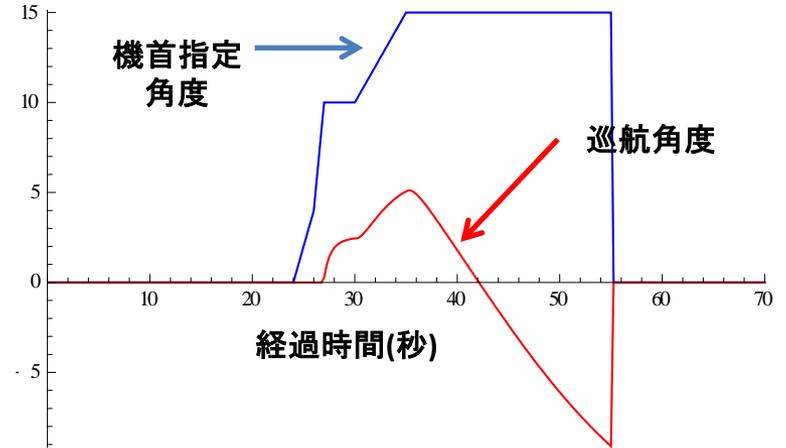


図5-6c 機首角度と巡航角度(出力低下)

相対出力割合及びエンジン推力

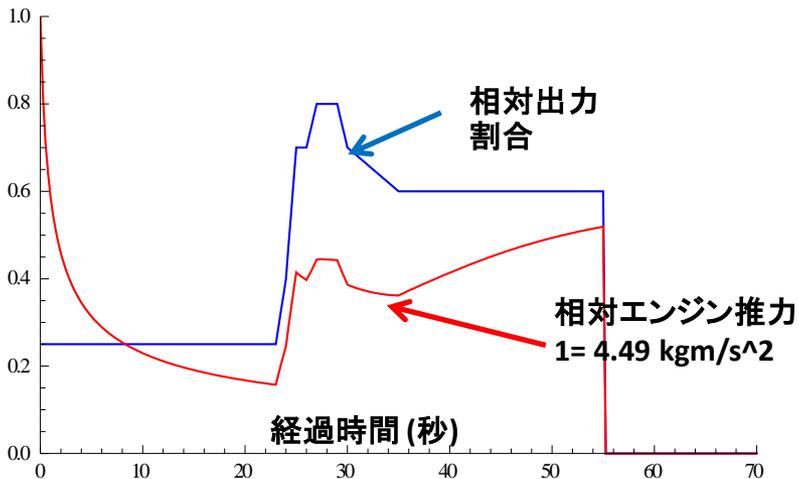


図5-6b 相対出力(出力低下)

(m/s)

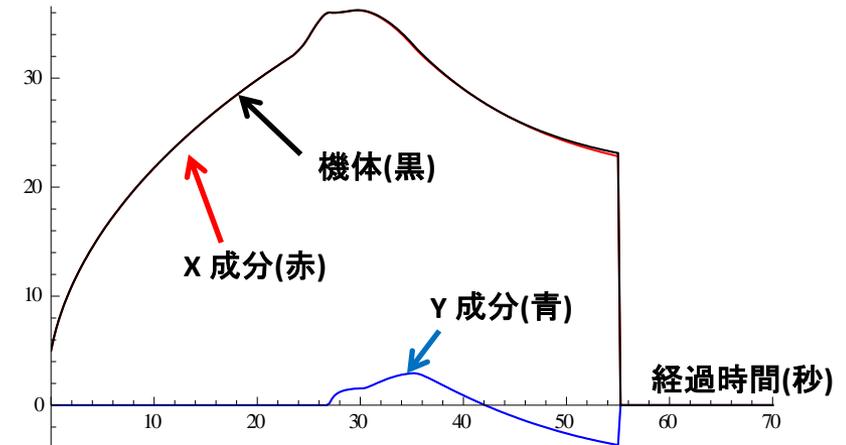


図5-6d 速度 (出力低下)

5.6.3 結果の説明 (エンジンの一時的出力低下について)

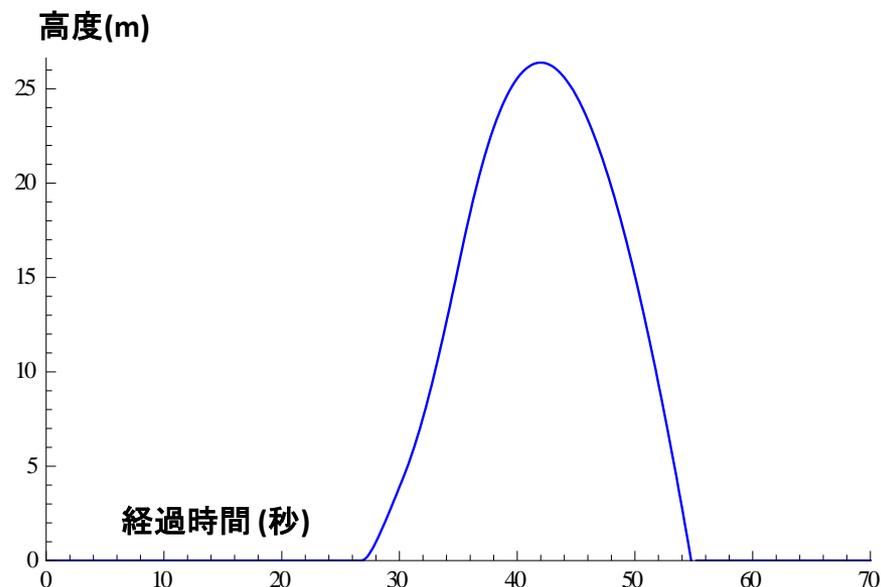
- (1) 図5-6a に機体の位置を示します。本ケースでは、離陸時刻= 27秒、離陸距離= 645 m、離陸速度 = 36.0 m/s、機首角度= 10度、出力割合= 80 % でした。離陸後、29秒までは出力が80% でしたが、何らかの原因で30秒までに出力が70%に低下しました。更に35秒までに60%に低下し、それ以降出力が60%に維持して飛行します。この間、出力が低下したため、機長が更なる揚力を得るために30秒から機首角度を15度に上げる操作をしました。しかしながら出力が60% 留まりなので揚力が低下し、55秒で墜落しました。

計算上の最高高度は26.4 m (42秒)、墜落時の距離は1461m です。以下に事故と計算上の数値を示します。

		事故データ	計算(本解析)
離陸	時刻	29秒	27秒
	距離	630 m	645.3m
	速度	135 km/h (37.5 m/s)	130 km/h (36.0 m/s)
	機首角度		10度
最高点	時刻	43秒	42秒
	高度	約27m	26.4 m
	速度	124 km/h (34.4 m/s)	99.7 km/h (27.7 m/s)
	機首角度		15度
墜落	時刻	55秒	55秒
	距離	約1570 m	1461.9 m

5.6.3 結果の説明 (エンジンの一時的出力低下について) (続き)

(2) 右図は高度の時間変化を示したものです。初期の出力が小さかったため、離陸までに27秒掛かっています。離陸までの距離は前表の様に645mですので、平均時速は86 km/h です。これは離陸するための平均時速としては遅く感じます。この様な状態では、機長は離陸を取り止める判断をすべきだったと思います。



しかし、計算に示す様に、離陸時の出力80%、速度は36 m/s (時速 130 km/h)でしたので機長は離陸可能と決断したのだと思います。エンジンがこの後、正常動作をすれば、順調な飛行が可能であることは、5.4節の解析結果が示す通りです。

不運な事に、その後、(1)に示した様に、離陸直後から何らかの原因で出力が60%までしか出なくなったため、機長は揚力を得るために機首を更に引き上げる動作をし、それを維持しましたが、出力が水平維持飛行速度まで達せずに墜落しました。

(3) 図5-6bは、その時の相対出力とエンジン推力を示すものです。離陸後適切な高度を得るためには、出力60%では不可能であることを示しています。

5.6.3 結果の説明 (エンジンの一時的出力低下について) (続き)

- (4) 図5-6cは、機首角度と巡航角度を示します。操縦桿による機首上げ操作は、5.6.1に示す様に24秒から始まりますが、26秒までに急激な機首上げ(10度)を行うため、揚力は機首角度に負うところが大きくなります。このため、機首角度への巡航角度の追従が悪くなります。36秒以降、巡航角度が低下し続けるのは、Y方向速度の低下によるものです。
- (5) 図5-6dは、各方向の速度を示します。初期のエンジン出力が小さかったため、機体速度は離陸までの27秒までに、徐々に上昇します。機体が離陸すると、Y方向速度が上昇しますが、エンジン出力の低下に伴い、次第に低下していきます。

5.6.4 エンジンの一時的出力低下についての推定結果

以上の検討結果より、エンジンの一時的出力低下が一番事故時データを再現していると考えられます。

事故調査報告書では、「**同機のエンジン出力が低下していたことによる可能性も考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。**」としています。再現性の無い原因で出力低下が起こることは十分に考えられることです。今後の事故予防のためにも、更なる調査が必要と考えられます。

6. 結果の考察

試算を通じ、以下の知見を得ました。

- (1) 妥当な離陸挙動を持たせるための時間、機体角度及び出力の調整が非常に微妙であると言ったことが分りました。
- (2) 飛行機の離陸には、滑走時に**全出力に近い出力が必要ですが**、機体が浮上し、安定な水平飛行に移行した後は、本機(2008kg)の場合**25%程度の出力で水平飛行が可能**であることが分りました。
- (3) 国土交通省運輸安全委員会の事故調査報告書(平成29年7月)で推定されていた原因①機体重量オーバー、②低速での離陸、③過度な機首上げ姿勢の継続、及び個人的推定の④エンジンの一時的推力不足に着いて検討した結果、**過度な機首上げ姿勢の継続の場合、飛行機が墜落することが分りましたが、エンジンの一時的出力低下が一番事故時データを再現していると考えられます。**