

AA2017-4

航空事故調査報告書

I 個人所属

パイパー式PA-46-350P型 JA4060

墜落

平成29年7月18日

本報告書の調査は、本件航空事故に関し、運輸安全委員会設置法及び国際民間航空条約第13附属書に従い、運輸安全委員会により、航空事故及び事故に伴い発生した被害の原因を究明し、事故の防止及び被害の軽減に寄与することを目的として行われたものであり、事故の責任を問うために行われたものではない。

運輸安全委員会
委員長 中橋 和博

《参 考》

本報告書本文中に用いる分析の結果を表す用語の取扱いについて

本報告書の本文中「3 分 析」に用いる分析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

- ① 断定できる場合
・・・「認められる」
- ② 断定できないが、ほぼ間違いない場合
・・・「推定される」
- ③ 可能性が高い場合
・・・「考えられる」
- ④ 可能性がある場合
・・・「可能性が考えられる」
・・・「可能性があると考えられる」

I 個人所属
パイパー式PA-46-350P型
JA4060
墜落

航空事故調査報告書

所 属 個人
型 式 パイパー式PA-46-350P型
登録記号 JA4060
事故種類 墜落
発生日時 平成27年7月26日 10時58分ごろ
発生場所 東京都調布市

平成29年7月7日

運輸安全委員会（航空部会）議決

委 員 長 中 橋 和 博（部会長）
委 員 宮 下 徹
委 員 石 川 敏 行
委 員 丸 井 祐 一
委 員 田 中 敬 司
委 員 中 西 美 和

要 旨

<概要>

個人所属パイパー式PA-46-350P型JA4060は、平成27年7月26日（日）、調布飛行場滑走路17から離陸した直後、10時58分ごろ、東京都調布市富士見町の住宅に墜落した。

同機には、機長ほか同乗者4名の計5名が搭乗していたが、機長及び同乗者1名が死亡し、同乗者3名が重傷を負った。また、住民1名が死亡し、住民2名が軽傷を負った。

同機は大破し、火災が発生した。また、同機が墜落した住宅が全焼し、周辺の住宅等も火災等による被害を受けた。

<原因>

本事故は、同機が離陸上昇中、速度が低下したため、失速して飛行場周辺の住宅地

に墜落したものと推定される。

速度が低下したことについては、最大離陸重量を超過した状態で飛行したこと、低速で離陸したこと及び過度な機首上げ姿勢を継続したことによるものと推定される。

最大離陸重量を超過した状態で飛行したことについては、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。

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。

過度な機首上げ姿勢を継続したことについては、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。

また、速度が低下したことについては、これらの要因に加えて、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。

<勧告>

本事故では、自家用小型機が住宅地に墜落し、住民及び住宅に被害が発生しているが、同機は最大離陸重量を超過し、飛行規程に規定された性能上の要件を満たさない状態で飛行していたこと、また、過去5年間に、重量及び重心位置が不適切であったことが関与した自家用小型機の死亡事故が2件（①平成28年3月八尾空港内で着陸復行時に墜落したムーニー式M20C型JA3788、②平成24年8月茨城県稲敷郡河内町大利根場外離着陸場で滑走路を逸脱し地上作業者と衝突したセスナ式172Nラム型JA3814）発生していることから、自家用小型機の運航の安全性の向上を図る必要があるため、国土交通大臣に対して、運輸安全委員会設置法第26条第1項の規定に基づき、次の施策を講じるよう勧告する。

- (1) 自家用小型機の操縦士に対し、出発前の確認における最大離陸重量及び重心位置限界を遵守することの重要性に加えて、飛行規程に規定された性能上の要件を満たしていることを確認することの重要性について、特定操縦技能審査、航空安全講習会等の機会を通じて、理解の促進を図ること。

また、飛行規程に規定された速度及び手順を常に遵守するとともに、離陸時に加速不足又は速度の減少等の飛行性能の低下が発生した場合に備えて、飛行規程

の非常操作手順に従うことを含め、常日頃から対処方法を考えておき、出発前の準備時に操縦士自身がセルフブリーフィングを行ってこれらの対処方法を確認するように、自家用小型機の操縦士に対する指導を強化すること。

- (2) 飛行機の離陸時には滑走路長を最大限に利用することによって、離陸滑走中の操縦士の判断に余裕が生まれ、安全性の向上に寄与するものと考えられることから、滑走路長を最大限に利用するために効果的な取付誘導路の滑走路への接続方法等の事例を取りまとめ、空港の設置・管理者に周知すること。

本報告書で用いた主な略語は、次のとおりである。

A E I S	: Aeronautical En-route Information Service
A I P	: Aeronautical Information Publication
A L T	: altitude
A O A	: Angle of Attack
A S I	: Air Safety Investigator
A T S B	: Australian Transport Safety Bureau
B L W R	: blower
C A A	: Civil Aviation Authority
C A S	: Calibrated Air Speed
C H T	: Cylinder Head Temperature
C O N D	: condition
D M E	: Distance Measuring Equipment
d e g	: degree
E A S	: Equivalent Air Speed
E M E R G	: emergency
F A A	: Federal Aviation Administration
F A R	: Federal Aviation Regulations
f p m	: feet per minutes
f t	: feet
g a l	: gallon
G P H	: Gallons Per Hour
G S	: Ground Speed
H P	: Horse Power
H z	: Hertz
I A S	: Indicated Air Speed
I L S	: Instrument Landing System
I M G	: Image
i n	: inch
J A X A	: Japan Aerospace Exploration Agency
J S T	: Japan Standard Time
k t	: knot
K T S	: knots
K I A S	: Knot Indicated Air Speed

l b	: pound
MAX	: Maximum
NTSB	: National Transportation Safety Board
POH	: Pilot's Operating Handbook
PSI	: Pounds per Square Inch
RNAV	: Area Navigation
RPM	: Revolutions/Rotations Per Minute
RWY	: Runway
SMS	: Safety Management System
STC	: Supplemental Type Certificate
TAS	: True Air Speed
TC	: Type Certification
TCA	: Terminal Control Area
TIT	: Turbine Inlet Temperature
VFR	: Visual Flight Rules
VHF	: Very High Frequency
VOR	: VHF Omni-directional radio Range
VRB	: variable
V _s	: stall speed
V _x	: speed for best angle of climb
V _y	: speed for best rate of climb
WDI	: Wind Direction Indicator

单位换算表

1 ft	: 0.3048 m
1 in	: 25.40 mm
1 nm	: 1,852 m
1 lb	: 0.4536 kg
[°C]	: $([°F] - 32) \times 5/9$
1 US gal	: 3.785 ℓ
1 kt	: 1.852 km/h (0.5144 m/s)

目 次

1	航空事故調査の経過	1
1.1	航空事故の概要	1
1.2	航空事故調査の概要	1
1.2.1	調査組織	1
1.2.2	関係国の代表	1
1.2.3	調査の実施時期	1
1.2.4	原因関係者からの意見聴取	2
1.2.5	関係国への意見照会	2
2	事実情報	2
2.1	飛行の経過	2
2.1.1	ビデオ映像及び同機の機内で撮影された写真による飛行の経過	3
2.1.2	同乗者及び目撃者の口述	4
2.2	人の死亡、行方不明及び負傷	7
2.3	航空機の損壊に関する情報	7
2.3.1	損壊の程度	7
2.3.2	航空機各部の損壊の状況	7
2.4	事故現場の状況及び航空機以外の物件の損壊	7
2.4.1	事故現場の状況	7
2.4.2	航空機以外の物件の損壊	9
2.5	航空機乗組員等に関する情報	12
2.6	航空機に関する情報	12
2.6.1	航空機	12
2.6.2	エンジン及びプロペラ	13
2.6.3	整備に関する記録	13
2.6.4	重量及び重心位置	14
2.6.5	燃料及び潤滑油	16
2.7	パイパー式PA-46-350P型の概要	16
2.7.1	概要	16
2.7.2	各システムの機能	19
2.7.3	PA-46-350Pの特性について	21
2.8	重量及び重心位置の確認について	21
2.8.1	航空法における機長の「出発前の確認事項」	21
2.8.2	重量及び重心位置の確認の重要性及び飛行性への影響について	22

2.9	気象に関する情報	24
2.9.1	天気概況等	24
2.9.2	同飛行場の航空気象の観測値	24
2.9.3	滑走路上の気温	25
2.10	同飛行場に関する情報	25
2.11	損壊の細部状況	27
2.12	医学に関する情報	28
2.13	火災、消防及び救急救命救難に関する情報	28
2.13.1	火災及び消防に関する情報	28
2.13.2	救難等に関する情報	28
2.14	同機の飛行規程の記載事項	29
2.14.1	第2章 限界事項（抜粋）	29
2.14.2	第3章 非常操作手順（抜粋）	31
2.14.3	第4章 通常操作手順（抜粋）	33
2.14.4	第5章 性能（抜粋）	40
2.14.5	第6章 重量及びバランス（抜粋）	42
2.15	PA-46-350Pの整備マニュアル等の記載事項	44
2.15.1	エンジン製造者によるTIO-540-AE2A Operator's Manual	44
2.15.2	プロペラ製造者によるPropeller Owner's Manual (Manual No. 115N)	45
2.16	試験及び検証に関する情報	47
2.16.1	エンジンの分解調査	47
2.16.2	プロペラの分解調査	47
2.16.3	マグネトーの分解調査	48
2.16.4	エアコンの分解調査	48
2.16.5	映像等からの飛行経路の検証	48
2.16.6	過去の飛行の解析	57
2.17	同機の運航状況及び整備状況に関する情報	58
2.18	その他必要な事項	59
2.18.1	計算上の離陸地上滑走距離及び離陸距離	59
2.18.2	離陸重量に関する規定等	59
2.18.3	機長に関する口述	62
2.18.4	離陸時の早過ぎる引き出しの状況について	62
2.18.5	バックサイドにおける飛行について	65

2. 18. 6	空港土木施設における離着陸時の安全上の措置	65
2. 18. 7	同機の整備管理の状況について	68
2. 18. 8	耐空性改善通報の実施状況について	68
2. 18. 9	国際標準、海外における規則及び参考事例	69
2. 18. 10	事故後の国土交通省航空局の対応	79
2. 18. 11	事故後の同飛行場の設置・管理者（東京都）の対応	80
3	分析	82
3. 1	乗組員の資格等	82
3. 2	航空機の耐空証明等	82
3. 3	同機の離陸重量及び重心位置について	82
3. 3. 1	出発前の重量及び重心位置の確認	82
3. 3. 2	離陸重量に対する機長の認識	82
3. 3. 3	同機の重量及び重心位置の影響について	83
3. 3. 4	重量及び重心位置の許容範囲からの逸脱について	83
3. 4	同機の事故時の飛行について	84
3. 4. 1	事故時の同機の形態及び気象状況	84
3. 4. 2	事故時の同機の飛行と飛行規程に基づく飛行の比較	84
3. 4. 3	離陸滑走及び離陸（10時57分13～41秒）について	85
3. 4. 4	引起し時の速度	86
3. 4. 5	離陸直後の上昇中の状態（10時57分42～54秒）	86
3. 4. 6	リフトオフ速度未満での離陸の危険性	87
3. 4. 7	離陸直後の上昇に続く状態（10時57分55秒～10時58分00秒）	87
3. 4. 8	高度低下から墜落に至る状態（10時58分00秒以降）	88
3. 5	数学モデルに基づく分析	88
3. 5. 1	事故時の同機の諸元について	89
3. 5. 2	同機の数学モデル	89
3. 5. 3	離陸地上滑走時の比較	90
3. 5. 4	離陸及び上昇時のシミュレーション	92
3. 5. 5	緩降下時の飛行について	93
3. 6	同機のエンジン出力に関する分析	94
3. 6. 1	操縦操作によるエンジン出力の低下	94
3. 6. 2	外気温の影響	95
3. 6. 3	その他の要因によるエンジン出力の低下の可能性	95
3. 6. 4	エンジン出力の検証結果	97

3.6.5	エンジン出力の低下と回転数の関係について	98
3.6.6	T I T計指示値の継続的な低下	99
3.7	部分的なエンジン出力喪失に対する備え	99
3.8	国土交通省航空局の対応について	100
3.9	同飛行場の設置・管理者（東京都）の対応について	100
3.10	安全性の向上について	101
3.10.1	自家用小型機の安全性の確保	101
3.10.2	飛行場における安全性の向上	102
3.10.3	自家用小型機の整備における安全性向上策	102
4	結 論	103
4.1	分析の要約	103
4.2	原因	106
5	再発防止策	106
5.1	事故後に講じられた再発防止策	106
5.1.1	国土交通省航空局により講じられた措置	106
5.1.2	同飛行場の設置・管理者（東京都）により講じられた措置	108
5.2	国土交通省航空局に必要とされる再発防止策	109
6	勸 告	109

添 付 資 料

付図1	パイパー式PA-46-350P型三面図	111
付図2	配席図	112
別添1-1	同機の機内から撮影された写真（右主翼、フラップ等）①	113
別添1-2	同機の機内から撮影された写真（右主翼、フラップ等）②	114
別添2	同機の機内で撮影された写真（計器板等）	115
別添3-1	性能表（0°フラップ離陸－離陸地上滑走距離）	116
別添3-2	性能表（0°フラップ離陸－離陸距離）	117
別添3-3	性能表（短距離離陸－離陸地上滑走距離）	118
別添3-4	性能表（短距離離陸－離陸距離）	119
別添4	事故関連時間帯の風のデータ	120
別添5	飛行試験の記録（抜粋）	121
別添6	エンジン及びプロペラ等の分解調査	122

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

個人所属パイパー式PA-46-350P型JA4060は、平成27年7月26日（日）、調布飛行場滑走路17から離陸した直後、10時58分ごろ、東京都調布市富士見町の住宅に墜落した。

同機には、機長ほか同乗者4名の計5名が搭乗していたが、機長及び同乗者1名が死亡し、同乗者3名が重傷を負った。また、住民1名が死亡し、住民2名が軽傷を負った。

同機は大破し、火災が発生した。また、同機が墜落した住宅が全焼し、周辺の住宅等も火災等による被害を受けた。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 調査組織

- (1) 運輸安全委員会は、平成27年7月26日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか2名の航空事故調査官を指名した。また、平成28年9月26日、6名の航空事故調査官を追加指名した。
- (2) 本事故に関し、次の専門的事項の調査のため、専門委員が任命された。
飛行解析に関する調査

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構（JAXA）

航空技術部門 飛行技術研究ユニット

船引 浩平

（平成28年4月18日任命）

1.2.2 関係国の代表

本調査には、事故機の設計・製造国である米国の代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成27年 7月26日	現場調査及び機体調査
同年 7月27日	機体調査、現場調査及び口述聴取
同年 7月28日	機体調査、書類調査及び口述聴取
同年 7月29日	機体調査及び口述聴取
同年 8月3日	機体調査及び口述聴取
平成28年 1月12日及び13日	エンジン及びプロペラ分解調査 (エンジン製造者の工場において実施)

平成28年4月18日 ～平成29年1月5日	飛行解析
平成28年10月7日 同年12月13日及び14日	同型式機を使用した飛行試験 飛行解析、故障モード等に関する関係国との会議（航空機製造者の工場において実施）

1.2.4 原因関係者からの意見聴取

原因関係者からの意見聴取は、機長が本事故で死亡したため行わなかった。

1.2.5 関係国への意見照会

関係国に対し、意見照会を行った。

2 事実情報

2.1 飛行の経過

個人所属パイパー式PA-46-350P型JA4060（以下「同機」という。）は、平成27年7月26日、機長が左操縦席に、同乗者4名が客室に搭乗（付図2配席図 参照）し、調布飛行場（以下「同飛行場」という。）を離陸した。

同機の飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：有視界飛行方式、出発地：調布飛行場、
 移動開始時刻：10時45分、巡航速度：140kt、巡航高度：VFR、
 経路：横須賀、目的地：大島空港、所要時間：1時間00分、
 持久時間で表された燃料搭載量：5時間00分、搭乗者数：5名、
 飛行目的：その他^{*1}

本事故に至るまでの飛行の経過は、同飛行場周辺で撮影された複数の映像（ビデオ映像及び同機の機内で撮影された写真）並びに客室の後席左側に着座していた同乗者（以下「同乗者A」という。）、後席右側に着座していた同乗者（以下「同乗者B」という。）、中席右側に着座していた同乗者（以下「同乗者C」という。）、調布フライトサービスの通信等担当者及び目撃者の口述によれば、概略次のとおりであった。

*1 「その他」とは、航空運送事業及び航空機使用事業以外の飛行であって、かつ、試験飛行、空輸及び公用に該当しない飛行のことをいう。

2.1.1 ビデオ映像及び同機の機内で撮影された写真による飛行の経過

事故当日、同飛行場周辺で撮影された複数の映像に同機の飛行の状況が記録されていた。これらの映像を使用して検証された飛行の経過の概略を以下に示す。

- 10時50分ごろ 同機は、スポット20N番で飛行前点検を実施した。
- 同54分ごろ 離陸に向けて地上走行を開始した。
- 同57分12秒ごろ 滑走路17進入端付近から離陸滑走を開始した。
- 同57分35秒 滑走路17進入端から400m地点の滑走路中央を速度約59ktで通過した。この付近において、ピッチ姿勢角の上下変化が見られた。
- 同57分38秒 滑走路17進入端から500m地点において、速度約65ktで前輪が浮揚する動きが見られた。
- 同57分41秒 同機は、滑走路17進入端から約630mの地点で、速度約73ktで離陸した。同機は、離陸前後から緩やかな左偏向を継続した。
- 同57分52秒 対地高度（以下「高度」という。）約70～80ftで脚上げを行った。この時の同機の姿勢は機首上げで、上昇角は約4°であった。
- 同57分55秒 速度約67ktで高度約90ftに到達し、上昇から緩やかな降下に移行した。

この時の同機の姿勢は機首上げを継続していた。

- 同57分55秒～
- 同58分00秒

緩やかに降下しながら機首の上げ下げを3回程度繰り返すとともに速



図2.1.1 推定飛行経路

度も増減しながら約6.2ktまで減少した。

10時58分00秒 高度約84ftにおいて、左バンクとなり左下に滑るように降下を開始した。この時の速度は約6.2kt、同機の姿勢は機首上げのままであった。

同58分07秒 調布市の住宅に墜落した。

2.1.2 同乗者及び目撃者の口述

(1) 同乗者A

今回のフライトは自分が知人を誘い、大島に行くプランを立てた。エンジンの試運転は、駐機場で実施された。エアコンはエンジン始動後にオンとなった。離陸方法は、滑走路上に一旦停止しエンジンの回転を十分に上げてから滑走を始めるスタンディング・テイクオフだった。離陸滑走に特に異常は感じなかった。離陸時は前脚が浮いた後に主脚が浮く順番だった。

離陸後、機体が左右に振れたので風が強いのかなと思った。パワーがある同機にしては緩やかに上昇しているなど思ったが、以前セスナ機に乗った時も緩やかに上昇したので違和感はなかった。

その後、機体が左右に揺れて安定しなかったが風の影響だろうと思い、危ないとは思わなかった。機長もパニックになっているような感じではなかった。左方向へ旋回するように飛行したがチェックポイントを通過するためだと思っていた。失速警報音のようなものが聞こえたので嫌だなと思った。

住宅への接触及び墜落時の詳細は記憶にない。危ないと思っていたし、誰も危ないと言わなかったので、身構えもしなかった。どのくらい意識を失っていたのか分からないが、気が付いた時は、逆さになった機内で、シートベルトで宙づりになっていた。誰かが「火だ」と叫んだ。なかなかシートベルトが外れなかったが、何とか外し、機外に這い出た。周りはずごく熱かった。横には屋根瓦のようなものが見えた。そこでしばらく動けないで横たわっていた。他の同乗者が下に転げ落ちるのが見えた。

(2) 同乗者B

同機に搭乗することになったのは、以前から知り合いであった同乗者Aから小型飛行機を借りて遊びに行かないかと誘われたことがきっかけだった。

同乗者C及び死亡した同乗者（以下「同乗者D」という。）とは学生時代からの友人で、同乗者Aからの誘いの後、3人で小型飛行機を借りてどこかに行ってみようという話になった。伊豆大島まで行くことを同乗者Aから提案され、小型飛行機に乗ることが目的だったので、行き先はどこでもよいと思いを承した。

事前に名前や生年月日は伝えた気がするが、事故の飛行までに同乗者A又は機長に体重等を聞かれた記憶はない。

同機での同乗者Bの着座位置は、後席右側であった。機長は左操縦席で、同乗者Cが中席右側に座り、同乗者Dは中席左側に座った。後席左側には同乗者Aが座った。誰がどこということもなく、その場の流れで座った。全員シートベルトをしていた。右操縦席は空いていた。機体に乗り込んでから出発までの間、エンジンの暖機などはあったと思う。離陸後かエンジン始動後にエアコンの冷たい空気が出てきた。

離陸してから姿勢の変化はすぐにあった。離陸後すぐ右か左に傾き、大丈夫かなと思ったらまた反対側に傾いてすぐに墜落した。「ガガガ」とすさまじい音だった。墜落した時は強い衝撃を受けしばらく意識を失っていた。どれくらい意識を失っていたか分からないが腹部が痛くて目が覚めた。

目が覚めた時、火が燃えているのが見えた。発火した瞬間は分からなかった。同乗者Aが最初に機外に脱出した。座席ごと飛ばされていた同乗者Cを発見し、同乗者Cを引き連れて脱出した。もう1人の同乗者Dを探したが見つけれなかった。脱出した場所は住宅の2階だった。

住民が「火だ」と叫んでいた。

機体の下にあった車を伝って地面に降りた。爆発するかもしれないと思い、およそ30m離れた住宅の前に避難した。倒れ込んでいたら住民が水を掛けてくれた。機体が動き出して墜落するまでの間、電子音「ビー、プー、ピンポン」などはなかったと思う。

(3) 同乗者C

飛行前に、同乗者Dが同乗者Aに重さは大丈夫か聞いていたが、同乗者Aは定員6名の機体で機長を含めて5名なので大丈夫と答えていた。事故の飛行までに同乗者A又は機長に体重等を聞かれた記憶はない。

同機では、同乗者Cは中席右側に座った。同乗者Dが中席左側で、同乗者Aと同乗者Bは後席に座った。座る位置はその場の流れで決まった。

機長は、離陸前のチェック項目について呼唱しながら点検していた。機体は、滑走路へ進入後、一旦停止した後に滑走を始めた。

離陸後、飛行機が「ガクン」と下がって驚いた。バランスが崩れたような感じで機長が何か言いながら立て直そうとしている感じだった。この時、ブザー音が聞こえたかどうかは記憶にない。

墜落時に衝撃を受けたのは覚えているがその後の記憶はない。気が付いた時には墜落していて早く脱出しなければと思った。航空燃料の臭いがした。

(4) 調布フライトサービスの通信等担当者

同機の無線通信は機長が行っていた。離陸滑走は特に異常はなかったが、機体の浮揚は遅いように感じた。離陸後はなかなか高度が上がらず、左の方向へ飛行し、その後、黒い煙と火柱が上がる様子を確認した。

(5) 目撃者A（同飛行場内で、同機に続き離陸しようとしていた航空機の操縦士）

離陸地上滑走距離は長かったと思う。離陸後、高度が上がらず、このままでは墜落すると思った。その後、黒煙が上がるのが見えて墜落したと思った。

(6) 目撃者B（同飛行場内駐機場で、出発準備をしていた操縦士）

同機の離陸滑走に異常はなかったように感じた。離陸後はほとんど高度が上がらなかつた。エンジン音は正常だった。上昇は喘いでいる感じで、これはおかしいとすぐに分かった。同機は上がろうとして上がりきれず「フワフワ」した感じだった。高空を飛行しているとエンジンのレスポンスが「スカスカ」になってくるが、そんな感じではなかったかと思う。

(7) 目撃者C（事故現場の近隣住民）

自宅のリビングにいたところ、飛行機の音が聞こえてきた。いつも聞いている音とは違う音だった。そのうち「ドン」という音をした。

揺れは感じなかった。飛行機が墜落したことははっきり分かった。その音を聞いてすぐ窓際に行って外の様子を見た。

機体全体は見えなかったが、機体の尾部の一部が見えていた。機体の方から黒煙とオレンジ色の火柱がすぐに上がった。搭乗者が逃げるところは見えない。燃料が降ってくるようなこともなかった。慌てて玄関に行き、ドアを開けようとしたが開かなかった。体を押し当ててやっと開けて逃げた。熱風がすごく、プランターが溶けていた。逃げる途中「パチパチ」という音や爆発音が何度も聞こえた。

(8) 目撃者D（事故現場の近隣住民）

現場に南側から駆け付けたところ、近所の人と同機から脱出した搭乗者に水道水を掛けていた。火勢が強かった。水を掛けられていた搭乗者はひどいやけどを負っていた。現場からは爆竹のような音をした。すぐに消防車が到着した。現場は、機体が上下逆さまになっており、主翼は道路にはみ出していたが、尾翼部分は少し斜めに立っていた。

本事故の発生場所は、東京都調布市富士見町（北緯35度39分44秒、東経139度32分1秒）で、発生日時は、平成27年7月26日10時58分ごろであった。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

機長、同乗者1名及び住民1名が死亡した。同乗者3名が重傷を負った。また、住民2名が軽傷を負った。

2.3 航空機の損壊に関する情報

2.3.1 損壊の程度

大 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

- (1) 胴 体 尾部を除き焼損
- (2) 主 翼 左主翼は破断及び焼損、右主翼は損傷
- (3) エンジン 焼損
- (4) プロペラ 湾曲及び焼損
- (5) 着陸装置 前脚及び主脚損傷

2.4 事故現場の状況及び航空機以外の物件の損壊

2.4.1 事故現場の状況

事故現場は、同飛行場の滑走路35進入端から148°（南南東）方向約770mにある住宅地である。同機によりテレビアンテナを破損された住宅を「住宅A」とし、住宅Aから南東側の住宅を順に「住宅B」、「住宅C」及び「住宅D」とした。また、住宅Dの北東側に隣接する住宅を「住宅E」とした。（図2.4.1-1 参照）

同機は、南西側を幅員約4mの公道に面する住宅Dの敷地内に、機首部を北、尾翼部を南にして、上下逆さまの状態で墜落していた。

墜落後に同機から発生した火災により、同機及び住宅Dは全焼した。

また、住宅Eは、同機から発生した火災により半焼した。その他の住宅Dに隣接する住宅も延焼あるいは^{ふくしゃねつ}輻射熱による損傷を受けた。同機は、尾翼部を除き、胴体部のほとんどは焼失して原形をとどめていなかった。右側の水平尾翼は公道にはみ出していた。焼損した主翼の一部が、住宅Dの前の公道上及び住宅Dの焼け残った西側の壁際で見えられた。

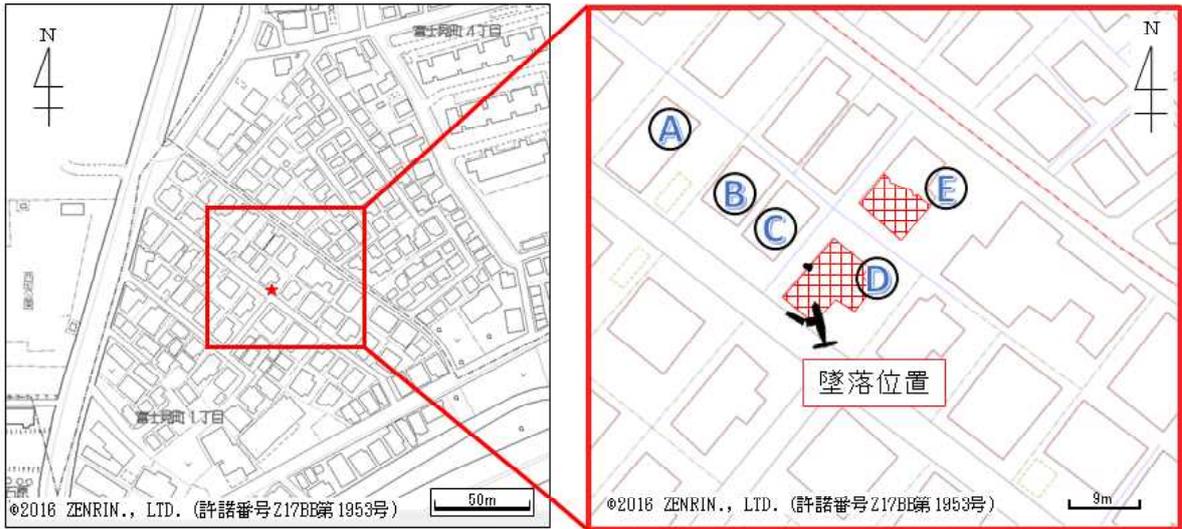


図2.4.1-1 事故現場周辺図



写真2.4.1-1 事故現場及び同機①



写真2.4.1-2 事故現場及び同機②

2.4.2 航空機以外の物件の損壊

住宅Dは南西側が公道に面した2階建てであったが、西側付近の壁を残してほとんどが焼失し、炭化した柱のみが残存していた。住宅Dの庭に駐車してあった自動車及びバイクも同機の下敷きとなり焼損していた。全焼した住宅Dに隣接する住宅C及びEも被害の程度は異なるが、延焼又は輻射熱による損傷を受けた。

住宅Aは、地上高約6.5mの屋上にあったテレビアンテナが長さ約3.8mの支柱ごと倒壊していた。支柱は、屋上から約2mの高さにあるアンテナ支線の取付部付近で約13°曲がっていた。屋上から約3mの高さに取り付けられていたUHF用八木アンテナは下方に約75°折れ曲がり、VHF用八木アンテナはアンテナ素子の一部が脱落して屋上に落下し、アンテナ本体は支柱から外れてケーブル1本で屋上の端からぶら下がっていた。

住宅Bの公道に面した側の屋根材が、隣接する住宅Cの屋根の上に散乱していた。



写真2.4.2-1 住宅A～D



写真2.4.2-2 住宅Aの倒壊したテレビアンテナ



写真2.4.2-3 住宅Bの破損した屋根及びその屋根材が散乱した住宅C

住宅Cは、破損した住宅Bの屋根材が屋根の上に散乱していたが同機が接触した痕跡は認められなかった。また、1階及び2階の南東面の窓が割れ、外壁の南側に焼け跡が確認された。庭に駐車してあった自動車及び自転車が全焼していた。住宅Eは、1階の納戸及び2階の外壁、屋根等が焼損していた。



写真2.4.2-4 住宅Cの焼損状況

その他、住宅Dの近隣の住宅にも輻射熱等による外壁、玄関ドア等の焼損及び雨どい、エアコン室外機、換気扇、電気配線の被覆等の熔融並びに窓ガラスの破損やひび割れなどが認められた。



写真2.4.2-5 住宅Cの自動車の焼損状況



写真2.4.2-6 住宅Eの焼損状況

2.5 航空機乗組員等に関する情報

機長 男性 36歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）

限定事項 陸上単発機

陸上多発機

計器飛行証明（飛行機）

操縦教育証明（飛行機）

第1種航空身体検査証明書

有効期限

特定操縦技能 操縦等可能期間満了日

総飛行時間

最近30日間の飛行時間

同型式機による飛行時間

最近30日間の飛行時間

平成18年8月16日

平成17年5月16日

平成17年12月22日

平成18年5月10日

平成25年2月1日

平成28年2月23日

平成28年3月31日

約1,300時間

約19時間

約120時間

0時間29分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式

パイパー式PA-46-350P型

製造番号

第4622011号

製造年月日

1989年2月14日

耐空証明書

第東-27-058号

有効期限

平成28年5月1日

耐空類別

飛行機 普通N

総飛行時間 2,284時間50分
定期点検(100時間点検、平成27年4月17日実施)後の飛行時間 23時間51分
(付図1 パイパー式PA-46-350P型三面図 参照)



写真2.6.1 同機(同飛行場管理事務所 提供)

2.6.2 エンジン及びプロペラ

(1) エンジン

型 式	ライカミング式TIO-540-AE2A型
製造番号	RL-9350-61A
製造年月日	2003年3月22日
総飛行時間	1,001時間32分

(2) プロペラ

型 式	ハーツェル式 HC-I2YR-1BF/F8074K型
製造番号	HA 6
製造年月日	1988年6月6日
総飛行時間	1,541時間01分

2.6.3 整備に関する記録

平成27年4月8日～17日の間、耐空証明検査(更新)受検準備作業が実施され、同年5月1日に耐空証明検査に合格していた。その後、定期整備の実施(記録)はなかった。

過去の定期整備に伴う飛行試験記録には、失速速度、失速警報速度、TIT(タービン入口温度)及びエンジン性能等のデータが記録されていた。

(別添5 飛行試験の記録(抜粋) 参照)

(1) 機体

定例整備以外の主な整備としては、平成17年1月24日～6月14日までの間、平成16年10月27日に発生した航空事故により損傷した機体の修理が実施されていた。また、平成20年6月23日～平成22年11月1日までの間、整備マニュアルによる1,000時間点検が実施されていた。

(2) エンジン

同機のエンジンは、平成16年6月18日に交換された。その後、同年10月27日に発生した航空事故による機体の損傷修理に併せて、プロペラストライクに関連するエンジンの点検が実施された。その他の主な点検として、機体の1,000時間点検に併せてエンジンの400時間点検が実施されていた。

(3) プロペラ

同機のプロペラは、平成16年10月27日に発生した航空事故による機体の損傷修理に併せて、平成17年6月14日に交換された。

交換後の整備記録には、低ピッチストップの設定を調整した記録はなかった。

2.6.4 重量及び重心位置

同機の推定離陸重量については、機体自重（直近の耐空証明検査の記録）、搭乗者5名の体重、搭乗者の着衣等、搭乗者所持品、搭載物（車輪止め、予備オイル、係留ロープ、ウエス、脚立、消火器、救命胴衣、靴、航空日誌、航空機用救命無線機、救急箱等）、推定燃料量、地上試運転及び地上走行で消費した燃料量から、以下のとおり推定した。

- (1) 機体自重 : 約1,358kg (約2,994lb)
- (2) 体重 (機長) : 約58.5kg (約129.0lb)
- (3) 体重 (同乗者) : 約280kg (約617.3lb) (同乗者4名推定体重の合計)
- (4) 搭乗者の着衣等 : 約7kg (約15.4lb)
- (5) 搭乗者所持品及び搭載物 : 約27kg (約59.5lb)
- (6) 推定燃料量 : 約286kg (約105gal=約630.5lb)
- (7) 地上試運転及び地上走行で消費した燃料 : 約8.2kg (約3gal=約18lb)
- 合計 : 約2,008kg (約4,427lb)

以上により、事故当時の同機の重量は約2,008kgと推定される。燃料量については、事故直近の飛行として、平成27年7月22日に同機は機長の操縦により約30分間の飛行をしており、その飛行の直前にほぼ満タンとなる燃料が給油され

ていた。これらを飛行規程の燃料消費量から算出して重量を求めた。

同機の飛行規程に限界事項として規定された最大離陸重量（以下「最大離陸重量」という。）は1,950kg（4,300lb）であり、同機はこれを約58kg超過していたものと推定される。

事故当時の同機の重心位置については、前方又は後方貨物室のどちらに搭載されていたか特定できない搭載物があったことから、基準線後方+146.0～+146.5 inの間であったと推定される。この重心位置は、同機の重量が最大離陸重量を超過していると推定されていることから、あくまでも参考ではあるが、最大離陸重量に対応する許容範囲（重心範囲143.3～+147.1 in）の後方限界近く（以下、本報告書における重心位置の許容範囲は最大離陸重量に対応するものとする。）と推定される。（表2.6.4及び図2.6.4 参照）

なお、事故後の確認において、機長が出発前に重量及び重心位置を計算した計算書等は見つかっていない。

表2.6.4 同機の重量及び重心位置（事故時）

	重量 (kg)	重量 (lb)	アーム (in)	モーメント (in・lb)
自重	1,358	2,994	134.94	404,010
前席	66.4	146.4	133.50	19,544
中央席	150.5	331.8	177.00	58,729
後席	134.5	296.5	218.75	64,859
前方貨物室 ※	14.7	32.4	88.60	2,871
	6.8	15.0		1,329
後方貨物室 ※	6.8	15.0	248.23	3,723
	14.7	32.4		8,043
燃料	286	630.5	150.31	94,770
地上試運転及び地上走行で消費した燃料	-8.2	-18	150.31	-2,706
合計	2,008	4,427	146.00	645,800
			146.50	648,578

※ 前方及び後方貨物室の搭載物については、推定可能な二通りの数値を示したものである。

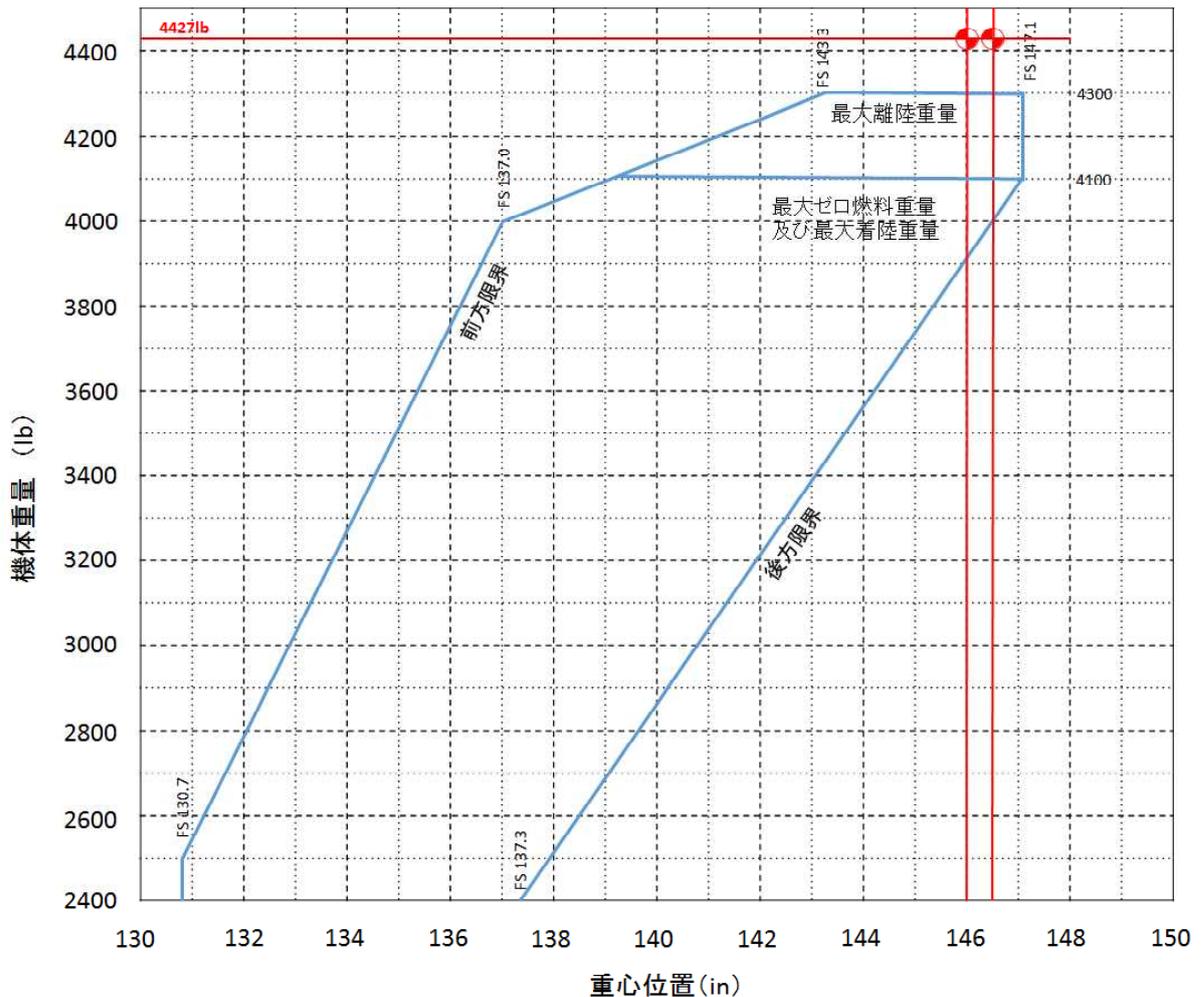


図2.6.4 同機の重量及び重心位置 (事故時)

2.6.5 燃料及び潤滑油

同機の燃料は航空用ガソリン100L、潤滑油はフィリップスX/C MIL-L-22851であった。

2.7 パイパー式PA-46-350P型の概要

2.7.1 概要

パイパー式PA-46-350P型 (以下「PA-46-350P」という。) は、レシプロエンジンの単発機である。エンジンは、最大出力350HPを発生するターボチャージャー付き水平対向6シリンダーのレシプロエンジンを装備する。プロペラは、金属製、可変プロペラ・ピッチ、回転直径が80inの2枚ブレードのプロペラを装備する。また、同機は全金属製で、低翼、引込み脚、座席数6 (機長、副操縦士を含む。)、与圧された客室と客室の前方及び後方に分かれた二つの荷物室を有している。主操縦系統として、補助翼 (エルロン)、昇降舵 (エレベータ) 及び方向舵 (ラダー) を装備する。

PA-46-350Pの特徴としては、巡航速度が205kt (380km/h) とレシプロエンジン単発機としては高速であること、客室は与圧されており25,000ftまで上昇することができることなどが挙げられる。

なお、PA-46-350Pは、パイパー式PA-46-310型をベースとして開発されており、最大出力を増加させるなど、飛行性能を向上させた同系列型である。

(1) 基本情報

最大離陸重量	1,950kg (4,300lb)
最大回転数	2,500rpm
最大出力	350HP
失速速度	フラップ36° 58kt (脚下げ状態) フラップ0° 69kt (脚上げ状態)
燃料総容量	122gal (333kg)

(2) 航空機の構造

胴体は、全金属製でセミモノコック構造となっており、前方荷物室、客室及び尾部の三つで構成される。

座席配置は、前列が2席（左側が機長、右側が副操縦士）、中央が2席（後向き着座姿勢）、後方が2席（前向き着座姿勢）の合計6席となっている。また、機内への搭乗は、胴体後方左側に配置されているドアから行う。

主翼は低翼で、翼内部は構造を利用したインテグラルタンクとなっており、両翼合計で122gal（使用不能燃料を2gal含む）の燃料を搭載することができる。また、翼の下面には、ピトー管、引込み可能な主脚が取り付けられている。主翼後部の一部に全金属製の高揚力装置（以下「フラップ」という。）を装備する。フラップは、電気モーター・アクチュエーターを使用して、プッシュ・ロッドを介して作動する。また、フラップアップ（0°）、フラップ10°、20°及びフラップフルダウン（36°）の四つの位置があり、計器板に配置されたフラップコントロールレバーによりフラップ位置を選択する。エルロンは、全金属製で、操縦桿そうじゅうかんにつながるコントロールケーブルで操作される。

尾翼は全金属製で、垂直尾翼にラダー及びラダー・トリム並びに水平尾翼にエレベータ及びエレベータ・トリムを有する。ラダーは、操縦席足元にあるラダーペダルの入力によりトルクチューブを介して操作される。エレベータは、操縦桿の入力によりケーブル及びロッドを介して操作される。

(3) エンジン

エンジンは、ライカミング式TIO-540-AE2A型で、350HPを

発生するターボチャージャー付き空冷水平対向6シリンダーの単発レシプロエンジンである。最大定格出力は、350HP、2,500rpm、吸気圧力42.0inHgである。また、100又は100LLオクタン価の航空燃料を使用する。

補機として、スターター一つ、マグネトー二つ、プロペラガバナー一つ、交流発電機二つ、真空ポンプ二つ、空調用圧縮機一つ、ターボチャージャー二つを装備する。

ターボチャージャーは、エンジンの左右に一つずつ装備されている。ターボチャージャーは、エンジンの排気ガスのエネルギーを利用し、シリンダーに供給する空気を圧縮する（最大吸気圧力42.0inHg、20,600ftまで）。そのため、高高度においても定格吸気圧力を維持することができる。エンジンへ導かれる空気がターボチャージャーで圧縮されると、空気温度は上昇する。上昇した空気温度は、エンジンの左右に一つずつある空気冷却装置で下げられる。これが、エンジン内部の冷却を助け、エンジンの出力と効率を改善する。

エンジンは、噴射式の燃料装置を装備する。同装置は、エンジン駆動式燃料ポンプで加圧した燃料を燃料噴射レギュレーターで調圧し、分流器を介して個々のシリンダーに燃料を圧送する。燃料がシリンダー内で燃焼した後、排気ガスは排気マニホールドを経由して、ターボチャージャーのタービンを駆動する。

油温と油圧の情報は、計器板で確認できる。

(4) プロペラ

プロペラはハーツェル式HC-I2YR-1BF/F8074K型で、金属製、可変プロペラ・ピッチ、回転直径が80inの2枚ブレードのプロペラである。エンジンの左前方に取り付けられたプロペラガバナーは、プロペラシャフトを流れるエンジンオイルの圧力を調節してプロペラ・ピッチ角を変化させる。パイロットが選択したエンジン回転数を維持するよう、プロペラ・ピッチ角をプロペラガバナーが自動的に変える。プロペラ・コントロール・レバーはケーブルでプロペラガバナーに連結されており、同レバーの入力がプロペラガバナーを操作し、パイロットが選択したエンジン回転数が得られる。

本調査において、当該プロペラ用のプロペラ性能表がプロペラ製造者から提供された。このプロペラ性能表を用いることで、エンジン出力、プロペラ・ピッチ角及び推力の相互の値を計算により求めることができる。

(5) エンジンコントロール

計器板の中央下部にあるスロットル・レバー、プロペラ・コントロール・レバー及びミクスチャー・コントロール・レバーで、エンジンをコントロールする。

スロットル・レバーは、エンジン出力を制御する。また、スロットル・レバーには、脚上げ警報音スイッチが組み込まれており、脚が降りて固定状態となる前にスロットル・レバーが低い出力位置にある場合は、パイロットへの警告として警報音が鳴動し継続する。

プロペラ・コントロール・レバーは、エンジン回転数を調整する。最前方位置に動かすと最大回転数（最低プロペラ・ピッチ角）となり、最後方位置（手前方向）に動かすと最小回転数（最高プロペラ・ピッチ角）になる。プロペラ・ピッチ角をプロペラガバナーが自動的に変えることにより、パイロットが選択したエンジン回転数は維持される。

ミクスチャー・コントロール・レバーは、燃料と空気の比率を調整する。前方側へ一杯に動かすと濃い混合比となり、後方側（手前方向）一杯に動かすと燃料の供給が止まりエンジンが停止する。

2.7.2 各システムの機能

(1) 引込み脚

脚が降ろされて、固定状態となると、計器板上のギアライトが点灯する。脚を格納している最中は、ギアライトが消灯しアナンシエター・パネルの脚警報が点灯する。格納が終了すると脚警報が消灯する。

(2) アナンシエター・パネル

計器板中央に警報灯がまとめられたアナンシエター・パネルが装備されている。

ALTERNATOR NO. 1 INOP	BOOST PUMP	FUEL PRESS	LOW BUS VOLTAGE	CABIN ALTITUDE	STALL WARN FAIL
ALTERNATOR NO. 2 INOP	GEAR WARN	DOOR AJAR	FLAPS	STARTER ENGAGE	WINDSHIELD HEAT FAIL
OXYGEN	—————*	OIL PRESS	HYDRAULIC PUMP	SURFACE DE-ICE	ANNUNCIATOR INOP

図2.7.2(2) アナンシエター・パネル

(3) マグネトー

マグネトーの健全性は、離陸前点検において確認される。PA-46-350Pにおける確認方法は、プロペラ・コントロール・レバーを最前方とし、スロットル・レバーを進めて2,000rpmになるように設定する。この

とき、低ピッチストップがプロペラ・ピッチ角の制限をしている状態であり、片方のマグネトーをオフにすることで出力が低下すると、エンジンの回転数が維持できなくなり同回転数が低下することを、両方のマグネトーを切り替えながら確認する。

(4) エアコン

同機は、ベーパーサイクル^{*2}を利用したエアコンを装備している。また、三つのスイッチ位置で、エアコン／オフ／ブロワーの作動を切り替えることができる。エアコン作動中は、6箇所アイボールと呼ばれる小さな半円球の穴から冷気が出る。スイッチ位置とエアコンの作動状態については次のとおりである。

エアコン位置：エンジン左側に装備されているコンプレッサーとブロワー（換気用ファン）を同時に作動することで冷却空気を作り出して客室内に送風する。

オフ位置：エアコン及びブロワーの作動を停止する。

ブロワー位置：ブロワー（換気用ファン）のみ作動する。

(5) 低ピッチストップ

低ピッチストップは、可変ピッチプロペラにおいて、最低プロペラ・ピッチ角（Most Fine Pitch）の物理的な制限を与える機構である。飛行中のほとんどのフェーズでは、プロペラ・ピッチ角はプロペラガバナーによって一定の回転数を保つように変化して制御されるが、低ピッチストップによって設定した最低プロペラ・ピッチ角に達するとプロペラ・ピッチ角が制限された状態になるため、その状態でスロットル・レバーによってエンジン出力を減じると、それ以上プロペラ・ピッチ角を減じて回転数を保つことができず、回転数が低下する。

低ピッチストップの規定値は、 17.6° である。

(6) T I T計の概要

同機に装備されるT I T計の概要は次のとおりである。

T I T計は、シリンダーからの排気ガスの温度を、ターボチャージャー入口で監視するために利用する。また、ターボチャージャー入口温度を監視しながら空気と燃料の比率をミクスチャー・レバーで調整することで、最良経済巡航又は最高出力巡航することが可能となる。

*2 「ベーパーサイクル」とは、コンプレッサーで圧縮した冷媒ガスをコンデンサーで冷却することで冷媒ガスが液化する。液化した冷媒ガスをエバポレータ内に噴射することで、冷媒ガスは気化する。気化する際、周囲の熱を奪うことでエバポレータが冷却される。冷却された周辺の空気をブロワーを使用して客室内に送付することで冷気が出るエアコンの仕組みのことをいう。

2.7.3 PA-46-350Pの特性について

(1) PA-46-350Pの操縦経験を有する操縦者の口述

PA-46-350Pの操縦経験を有する操縦者によると、PA-46-350Pの特性及び同飛行場での運用に関して以下のように述べている。

同飛行場からの離陸では、通常、フラップ10°での離陸を行っている。フラップ10°での離陸であっても、78ktより低い速度で引き起こすことはない。離陸後の上昇において、緩やかにしか高度が上がらないため、特に離陸重量には慎重な配慮が必要である。

一般的に、乗り慣れた機体の重量については、残燃料及び搭乗する人数等の状況が分かれば、最大離陸重量を超過するか、又は超過しそうであるかは正確な計算をするまでもなく経験から推測することができる。

(2) PA-46-350Pの整備作業経験を有する整備士の口述

PA-46-350Pの整備作業経験を有する整備士によると、PA-46-350Pのプロペラの整備作業について以下のように述べている。

国内における整備作業では、低ピッチストップの調整は行われていない。回転数の調整は、スロットル・レバーとプロペラガバナーのリンケージを調整することで行うことが、一般的である。

2.8 重量及び重心位置の確認について

2.8.1 航空法における機長の「出発前の確認事項」

航空法（昭和27年法律第231号）には、機長の「出発前の確認事項」として、次のように規定されている。（抜粋）

（出発前の確認）

第73条の2 機長は、国土交通省令で定めるところにより、航空機が航行に支障がないことその他運航に必要な準備が整っていることを確認した後でなければ、航空機を出発させてはならない。

また、航空法施行規則（昭和27年運輸省令第56号）には、次のように規定されている。（抜粋）

（出発前の確認）

第164条の14 法第73条の2の規定により機長が確認しなければならない事項は、次に掲げるものとする。

一 当該航空機及びこれに装備すべきものの整備状況

二 離陸重量、着陸重量、重心位置及び重量分布

（略）

2 機長は前項第一号に掲げる事項を確認する場合において、航空日誌その他の整備に関する記録の点検、航空機の外部点検及び発動機の地上試運転その他航空機の作動点検を行わなければならない。

2.8.2 重量及び重心位置の確認の重要性及び飛行性への影響について

(1) 国土交通省航空局監修「飛行機操縦教本」（一般財団法人航空振興財団、平成21年、p. 56）には以下の記載がある。（抜粋）

「訓練機には、飛行規程があり、フライトマニュアルの中には、必ず重量重心計算表がある。実際に飛行する場合には、これらの表を用いて計算を行い、重量、重心が規定の範囲内にあつて飛行に合致することを確認しなければならない。計算手順は、機体自重、搭乗者、搭載物（物品、燃料、滑油）等の重量を求め、その各々についてのモーメント（ $\text{kg} \times \text{m}$ 又は $\text{lbs} \times \text{inch}$ ）を計算する。このモーメントの合計が飛行目的に合った許容重量重心包囲線で囲まれる範囲内にあるかどうかを判定して決定する。もし重心位置が範囲内にないまま飛行したりすると重大な危険を引き起こす結果になる。」

(2) 重量及び重心位置並びに失速に関し、「航空力学 I プロペラ機編（改訂第2版）」（公益社団法人日本航空技術協会、平成18年、p. 186、pp. 193-194、pp. 196-197）には、次の記載がある。（抜粋）

第14章 重量と重心位置

重量及び重心位置の許容範囲は、機体強度や操縦性などの観点から厳しく制限され、これらを耐空性上の運用限界として示しているため、飛行準備段階において、全ての飛行状態でこれらが許容範囲内に入ることを確認する必要がある。

14.4 搭載限界

搭載の仕方により、限界を超えることがある。このような場合は、搭載重量を限界内に制限し、重心位置が許容範囲内に入るよう、重量を減らす、あるいは搭載位置を変更する必要がある。

a. 制限重量

小型機では満席かつ燃料満載では離陸重量が制限重量を超過する例が多いので注意が必要である。

(略)

c. 重心位置が最後方位置となる場合

満席状態では、重量だけでなく重心位置の後方限界を超す危険性が極めて高くなるので、後部座席の搭乗者を1人降機させる。

あるいは、搭乗者の重量を厳密に測定して後部座席には軽量な人を着席させる、などにより許容範囲内に納めるような工夫が必要となる。重心位置が後方限界に近い場合、注意深い操縦をしている限り安定性や操縦性は確保されるものの機首が軽くなるので、地上走行が不安定となる・離陸時に過度の引き起こしをする傾向がある・低速飛行時に安定性が低下する・失速を起こしやすくなる・スピンに入りやすく回復も困難となる、などの傾向が強くなるので好ましくない。

(略)

小型機における搭載に関しての重要な注意事項を以下にまとめる。

- (a) 燃料を満載したときには、装備されている座席の満席搭乗、及び、荷物の制限重量までの搭載はできない。
- (b) 満席搭乗を行うと、燃料満載量が制限され、飛行距離・飛行時間が短くなる。
- (c) 重心位置は飛行中の燃料消費を含めたすべての領域で許容範囲内に入っていること。
- (d) 飛行中には、操縦している飛行機の重心位置がどのような位置関係にあるかを確認し、重心位置が前方限界あるいは後方限界に近い場合の操縦特性の違いをきちんと認識し、対応すること。

第15章 失速の種類と最大飛行運動

15.1 失速の種類

失速は本質的には翼に対する迎え角が失速角を超過したときに発生すること、エルロンは3舵の内最も早く効きを失うが、ラダーの効きは最後まで残ること、エンジンが高出力のときほど失速速度は小さくなるが失速時の姿勢及び高度の変化は大きくなること、重心位置が後方にある場合には失速に入りやすく、かつ、回復が難しくなること、などは共通の特性として理解しておかなければならない。

(略)

高出力時のパワー・オン失速 (Power-on Stall) は、失速速度はパワー・オフの場合よりも小さいが、離陸直後の上昇段階で上昇中に上昇角を大きくとろうとして機首を上げ過ぎたような場合に起きやすい。この段階でエンジンを急激に絞る、あるいはエンジンが突

然故障を起こすと、急に回復が困難な完全失速 (Complete Stall)、あるいはスピンを起こす危険性がある。

さらに、重心位置が後方限界に近い場合には失速に近づいても機首下げモーメントの発生は少なく、初期失速の時点での操作遅れは回復が困難なフラット・スピンを起こす危険性がある。

フラット・スピン (Flat Spin) とは、水平きりもみともいい、機体はほぼ水平のまま回転しながら急激な高度低下を起こすタイプのスピンである。このスピンは水平尾翼や垂直尾翼も失速状態となるため、昇降舵やラダーの効きも全く失い、操縦による回復ができなくなるもので、重心位置が後方にある場合や、多発機での片エンジン故障時の飛行などで起こしやすいので、特に注意が必要である。

2.9 気象に関する情報

2.9.1 天気概況等

事故当日の10時44分に気象庁予報部が発表した東京地方の天気概況は、次のとおりであった。

東日本は、日本の南の海上に中心を持つ高気圧に覆われています。関東甲信地方は、おおむね晴れています。26日は、高気圧に覆われておおむね晴れますが、日中の気温の上昇と湿った空気の影響で、午後は山沿いで雨や雷雨となる所がある見込みです。

東京地方では、26日は晴れで夜には曇りとなるでしょう。

2.9.2 同飛行場の航空気象の観測値

(1) 飛行場実況気象観測値

同飛行場の事故関連時間帯の定時及び特別飛行場実況気象観測値は、次のとおりであった。

10時00分 風向 VRB、風速 1kt、卓越視程 1.5km、
雲 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、
気温 3.3℃、露点温度 2.2℃、
高度計規制値 (QNH) 29.86 inHg

11時00分 風向 VRB、風速 2kt、卓越視程 1.5km、
雲 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、
気温 3.4℃、露点温度 2.2℃、
高度計規制値 (QNH) 29.84 inHg

11時03分 風向 VRB、風速 3kt、卓越視程 1.5km、

雲 雲量 1 / 8 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000 ft、
気温 34℃、露点温度 21℃、
高度計規制値 (QNH) 29.84 inHg

(2) 離陸時の風向風速観測値

同飛行場の空港気象観測システムには、3秒ごとの瞬間風向風速が自動的に記録されており、同機が滑走路17進入端付近から離陸を開始した10時57分12秒から事故発生直後の同58分09秒の間の観測値は、瞬間風向139°～243°、瞬間風速0～1ktであった。

(別添4 事故関連時間帯の風のデータ 参照)

2.9.3 滑走路上の気温

事故当時の滑走路上の気温は、観測されていなかった。

平成27年8月11日14時ごろ、同飛行場の滑走路上の気温を測定した結果は次のとおりであった。

滑走路中心線上のA2誘導路付近 (同機の推定離陸地点) : 38.1℃

(地上高約1.5m)

また、この時の定時飛行場実況気象観測値は、次のとおりであった。

14時00分 風向 010°、風速 5kt、天気 雲 雲量 1 / 8～2 / 8
雲形 積雲 雲底の高さ 3,000 ft、気温 34℃

2.10 同飛行場に関する情報

同飛行場は東京駅から西方約2.2kmに位置しており、大部分が調布市にあって、一部が三鷹市及び府中市にまたがっている。同飛行場の周囲は、運動場や公園に囲まれているが、それらの周辺には多くの住宅が存在している。正式名称は東京都調布飛行場であり、東京都が設置・管理する空港である。



図2.10-1 同飛行場の所在地

同飛行場の標高は139ft、滑走路は磁方位170.20° / 350.20°、長さ

800m、幅30mであり、滑走路の両末端には60m、幅30mの過走帯がある。

滑走路及び過走帯に係る灯火・標識については、進入角指示灯及び滑走路末端識別灯が設置されている。

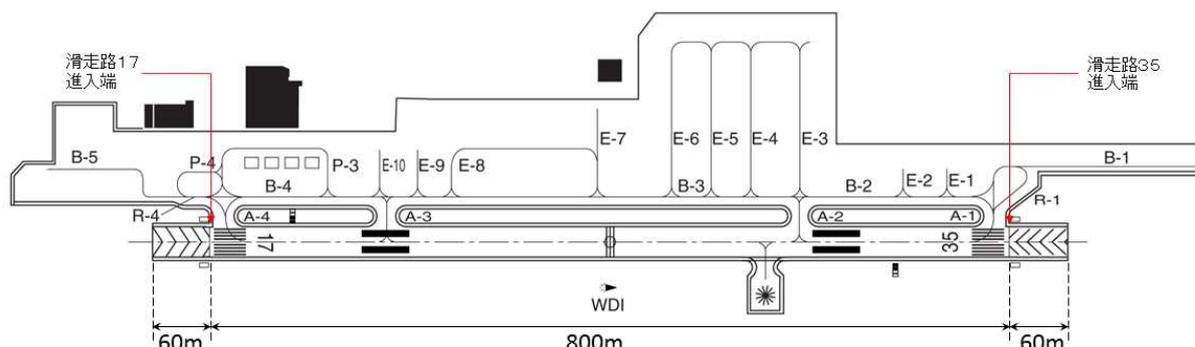


図 2. 1 0-2 同飛行場平面図

(1) 同飛行場の沿革

昭和 4 8 年 3 月	米軍から国へ飛行場地区が全面返還
昭和 5 4 年 3 月	調布～新島間運航開始
昭和 5 9 年 1 2 月	調布～大島間運航開始
平成 4 年 7 月	国から東京都へ管理者変更 調布～神津島間運航開始
平成 1 0 年 1 2 月 2 5 日	国が東京都へ飛行場設置許可
平成 1 3 年 3 月 3 1 日	都営コピューター飛行場として供用開始
平成 1 8 年 4 月 1 日	東京都による情報提供業務を開始
平成 2 5 年 4 月 2 日	新旅客ターミナルビル供用開始
平成 2 5 年 6 月 1 8 日	離島航空路線に計器飛行方式導入
平成 2 6 年 4 月 2 日	調布～三宅島間運航開始

(2) 同飛行場の運用

同飛行場の設置・管理者（東京都）は、同飛行場の施設を適切かつ安全に管理・運営するため、東京都営空港条例（昭和 3 7 条例 5 3）及び航空法第 4 7 条の 2 の規定に基づく東京都調布飛行場保安管理規程（セイフティ編）（平成 2 1 港島調第 4 3 号）（以下「飛行場保安規程」という。）を定めている。

飛行場の安全の確保及び地域の生活環境の保全を図るため、同飛行場の設置・管理者（東京都）は、東京都営空港条例及び同条例に基づく運営要綱等により、飛行場の運用時間、離着陸回数、使用目的等の制限を定めるとともに、飛行場保安規程により、空港の運用手順、空港制限区域への立入り、飛行場緊急時対応計画、同飛行場周辺の障害物の管理に関する手順等を定め、運用している。

(3) 同飛行場周辺の状況

航空機の離着陸の安全を確保するため、航空法第49条第1項の規定に基づき、同飛行場の進入表面、転移表面及び水平表面（以下「制限表面」という。）より高い建造物、植物その他の物件を設置、植栽又は留置することが制限されており、同飛行場の設置・管理者（東京都）は、建築確認、随時の見回り・点検等を通じて、制限表面より高い建造物等が設置されないよう、管理している。

同飛行場の制限表面より高い物件は存在しない。

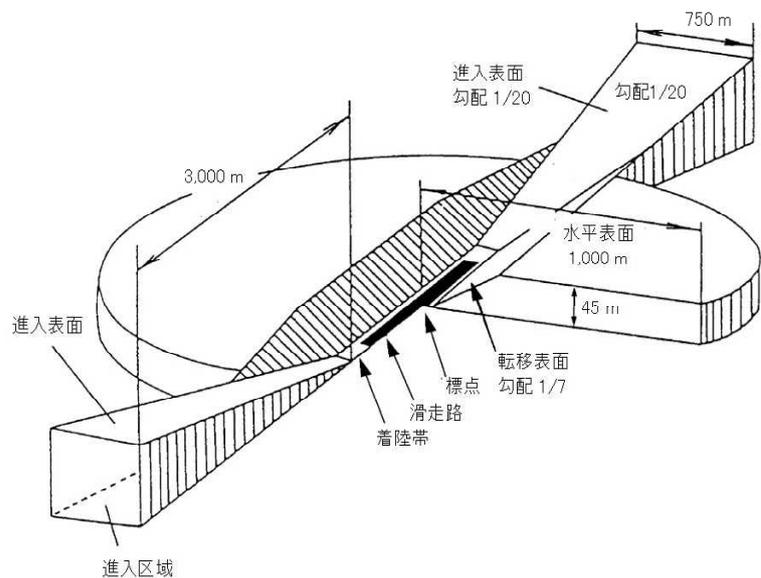


図 2.10-3 同飛行場制限表面図

2.1.1 損壊の細部状況

(1) 胴体

操縦席及び客室は原形をとどめておらず、激しく焼損していた。胴体後部は損傷が認められるものの、ほぼ元の形を保っており尾翼はほぼ無傷であった。

(2) 主翼

左主翼は胴体との結合部分から破断して焼損し、原形をとどめていなかった。右主翼はほぼ元の形を保っていたが、焼損や損傷が激しかった。

エルロンについては、左側は完全に焼損しており、右側は元の形は保っていたが、焼損や損傷が激しかった。

フラップについては、左側は完全に焼損しており、右側は元の形は保っていたが、焼損や損傷が激しかった。同機のフ



写真 2.11 フラップ前縁部とフラップ・トラック

ラップ前縁部とフラップ・トラック重量軽減孔の位置関係は、フラップ10°位置であった。

また、フラップアクチュエーターは、フラップ0°位置となっていた。

(3) エンジン

ほぼ元の形を保っていたが、多くの非金属部は焼損していた。

ターボチャージャーは、左側のターボチャージャーは遠心式コンプレッサーが溶解していたが、右側のターボチャージャーは元の形をとどめていた。

エンジン補機類は元の形を保っていたが、焼損や損傷が激しかった。

(4) プロペラ

一方のブレードは折損して焼損しており、他方は先端部が後方に湾曲し焼損していた。プロペラガバナーはエンジンに取り付いていたものの、先端部が損傷していた。

(5) 着陸装置

左主脚は機体から脱落し、その他の脚は格納された状態で、墜落現場から発見された。全ての脚が損傷及び焼損していた。

2.1.2 医学に関する情報

警視庁が平成27年7月26日に行った司法解剖の結果によれば次のとおりであった。

- (1) 機長からアルコールや薬物の反応は認められなかった。
- (2) 機長、同乗者D及び住宅Dの住民の死因は、焼死であった。

2.1.3 火災、消防及び救急救命救難に関する情報

調布消防署の火災調査書によれば次のとおりであった。

2.13.1 火災及び消防に関する情報

事故当日、11時02分、事故現場付近の住民から119番に車がぶつかるような音が聞こえ、外を見たら火炎が上がっていたとの通報があった。消防・救急車両は同08分に現場に到着し、同09分に消火活動を開始した。火災は18時56分に鎮火（完全消火を確認）された。この火災により、消防・救急車両等が合計102台出動した。

2.13.2 救難等に関する情報

同機から脱出した同乗者A、B及びCは、現場から約30m離れた住宅の前まで避難した。その後、付近の住民が、応急処置として3名に水を掛けていた。調布消

防署の消防隊員が現場に到着後、救急車で病院に搬送された。消防隊員は、消火活動を実施しつつ、11時24分から27分ごろ、同機の客室付近から2名、住宅Dの庭から1名の要救助者を発見し、救急車で現場から搬出した。

搬出された3名は、機長及び同乗者D並びに同機が墜落した住宅Dの住民で、いずれも病院で死亡が確認された。また、住宅C及び住宅Dの住民計2名が負傷した。

2.1.4 同機の飛行規程の記載事項

同機の飛行規程の記載事項を以下に示す。

2.14.1 第2章 限界事項 (抜粋)

(1) 3. 動力装置限界

(d) エンジン運転限界

(1) 最大回転数	2 5 0 0 RPM
(2) 最大滑油温度	2 4 5 °F
(3) 最大シリンダー・ヘッド温度	5 0 0 °F
(4) 最大タービン入口温度	1 7 5 0 °F
(5) 最大吸気圧力	
2 0, 6 0 0 ft. まで	4 2 in. Hg.
2 0, 6 0 0 ~ 2 5, 0 0 0 ft.	1, 0 0 0 ft. 高くなる ^{ごと} 毎に、 4 2 in. Hg. から 1. 6 in. Hg. ずつ減じる
(6) 最小吸気圧力	
2 3, 0 0 0 ft. を超える場合	2 3 in. Hg.
(7) 最小プロペラ回転数	
2 3, 0 0 0 ft. を超える場合	2 4 0 0 RPM
(j) プロペラの直径	
最 小	7 9 in.
最 大	8 0 in.
(k) ブレード・アングル限界	
ロー・ピッチ・ストップ	1 7. 6 ° ± 0. 2 °
ハイ・ピッチ・ストップ	4 0. 5 ° ± 0. 5 °
(2) 6. 最大重量	
最大ランプ重量	4 3 1 8 LBS.
最大離陸重量	4 3 0 0 LBS.
最大着陸重量	4 1 0 0 LBS.

最大ゼロ燃料重量

4 1 0 0 LBS.

注 記

運用上制限される最大重量は、第5章「性能」を参照のこと。

(3) 8. 許容重心位置範囲

重量 (LBS)	前方限界 (in)	後方限界 (in)
4 3 0 0	1 4 3 . 3	1 4 7 . 1
4 1 0 0	1 3 9 . 1	1 4 7 . 1
4 0 0 0	1 3 7 . 0	1 4 6 . 5
2 4 5 0 以下	1 3 0 . 7	1 3 7 . 6
2 4 0 0		1 3 7 . 3

注 記

与えられた各点の間は、直線で結ばれる。(図2-1参照)

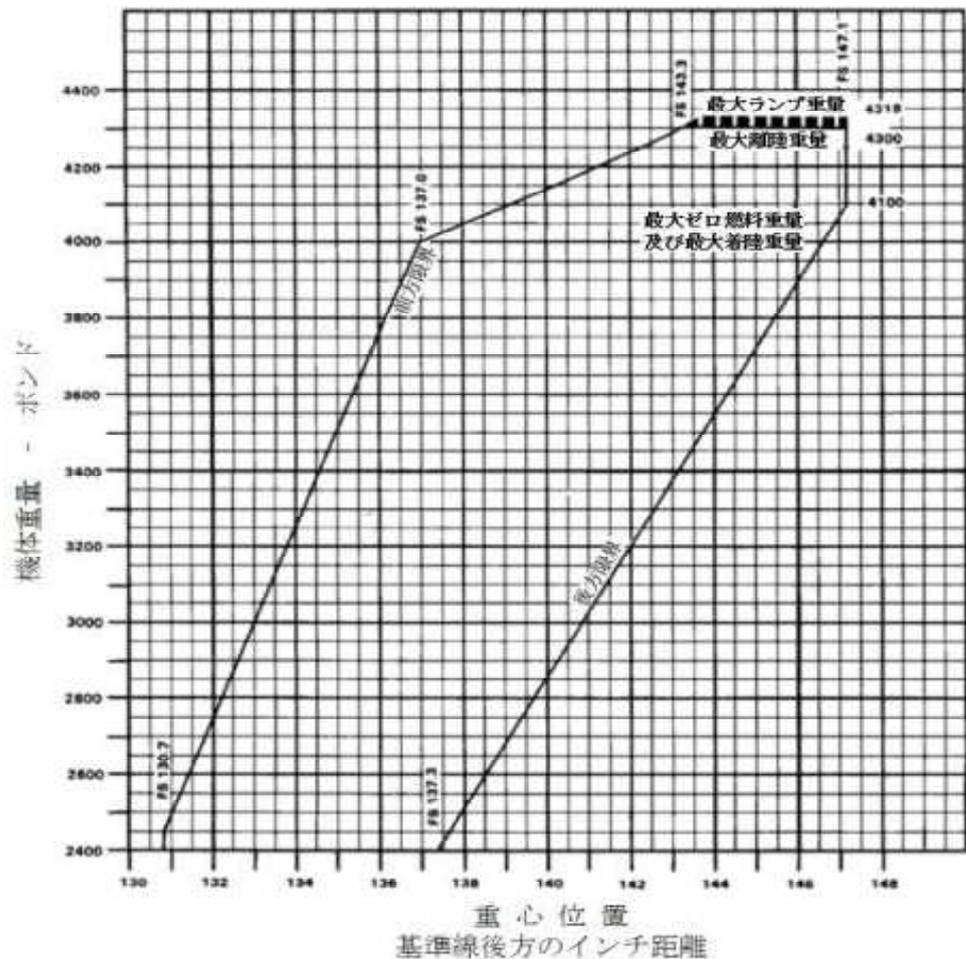


図2-1 重量及び重心位置範囲

基準点は前方与圧隔壁より前方100 in. の位置である。

機体の正しい荷重状態を確認することは、機体所有者及びパイロットの責任である。正しい積載方法に関しては、第6章「重量及びバランス」及び別添2「航空機の自重及び重心位置」を参照のこと。

(4) 15. エア・コンディショニングシステムの運用限界

離陸及び着陸に際して、“AIR COND BLWR”スイッチは“OFF”又は“BLWR”位置でなければならない。

注 記

“REC BLWR”スイッチは“HIGH”又は“LOW”位置であっても構わない。

(5) 17. 搭乗者限界

- (a) 最大 6名 (パイロット1名、乗客5名)
- (b) 最小 1名 (パイロット1名)

2.14.2 第3章 非常操作手順 (抜粋)

(1) 3c. 離陸中のエンジン出力低下 (9.)

通常の着陸を行なうための滑走路長が十分に残っている場合には、着陸装置を下げたままで真っすぐに着陸する。

前方が不整地の場合又は障害物を避ける必要がある場合には；

脚セレクター UP
ミクスチャー..... アイドル・カット・オフ
非常用 (EMERG) 燃料ポンプ OFF
燃料セレクター OFF
バッテリー・マスター
(脚が上がった後) OFF

再始動を行なえるだけの十分な高度に達している場合には；

安全速度を維持する
非常用 (EMERG) 燃料ポンプ ONを確認
燃料セレクター 燃料の入っているタンク
に切り換える

ミクスチャー フル・リッチ
インダクション・エア オルタネート

注 意

通常のエンジン運転状態及び通常燃料流量に戻らない場合には、非常用 (EMERG) 燃料ポンプをOFFにすること。燃料流量の指示が無い場合には、燃料系統がリークしている事もある。燃料系統のリークが確認された場合には、燃料セレクターをOFFに切り換える。

出力が回復しない場合には：

パワー・オフ・ランディングに備える。

(2) 9. 離陸中のエンジン出力低下 (3c.)

離陸中にエンジンの出力低下が発生した場合には、周囲の状況に応じた適切な処置をとらなければならない。

通常に着陸が出来るだけの滑走路長が充分に残っている場合には、脚を下げたまま、真っすぐ着陸する。

前方が不整地か又は障害物を避けなければならない場合には、脚セレクター・スイッチをUP位置にして、脚上げ着陸に備える。時間が有るならば、ミクスチャー・コントロールをアイドル・カット・オフにし、非常用 (EMERG) 燃料ポンプをOFFにし、燃料セレクターをOFFにし、そして、脚が上がった後、バッテリー・マスター・スイッチをOFFにする。

再始動を試みるのに十分な高度まで達している場合には、安全速度を維持し、非常用燃料 (EMERG) ポンプをONにし、そして燃料セレクターを燃料が入っている他のタンクに切り換える。ミクスチャーのフル・リッチを確認し、インダクション・エア・レバーを“ALTERNATE”位置にする。

(略)

エンジンの不調が燃料切れにより起きた場合には、燃料タンクを切り換えた後、空になった燃料ラインが燃料で満たされるまで、出力は回復しない。この場合には、出力が回復するまで遅くとも10秒間は要する。

出力が回復しない場合には、「パワー・オフ・ランディング」の手順を実施する (13. 項 参照)。

2.14.3 第4章 通常操作手順 (抜粋)

(1) 3. 安全運航のための対気速度

下記の対気速度は航空機を安全に運航させるために重要なものである。これらの数値は海面上の標準大気状態おに於いて、全備重量の標準的な航空機が飛行するためのものである。

個々の航空機の性能は、取付けられている装備品、エンジン、機体及び装備品の状態、大気の状態 及び 操縦技量により、公表された数値と異なることがある。

(a) 最良上昇率速度	1 1 0 KIAS
(b) 最良上昇角速度	8 1 KIAS
(c) 乱気流での運用速度 (第2章 1. 項参照)	1 3 3 KIAS
(d) 着陸最終進入速度 (フル・フラップ)	7 7 KIAS
(e) 実証された最大横風速度	1 7 KTS
(f) フラップ下げ速度	
1 0°	1 6 5 KIAS
2 0°	1 3 0 KIAS
フル・フラップ (3 6°)	1 1 6 KIAS

(2) 5 f. 地上点検チェックリスト (19.)

地上点検 (19.)

注 意

オルタネート・エアーはフィルターを通らない。

地上運用中又は飛行中、ほこり又は他の汚染物がある時にオルタネート・エアーを使用すると、微粒子の混入によってエンジンの損傷を招くことがある。

パーキング・ブレーキ	セット
プロペラ・コントロール	最前方
スロットル	2 0 0 0 RPM
マグネトー	最大落差 1 7 5 RPM
		最大左右差 5 0 RPM
ジャイロ真空圧	4. 8 ~ 5. 2 in. Hg.

注 記

着氷気象状態中（+5℃未満で水分が視認できる）への飛行が予測される場合には、“追加飛行規程（6）-防除氷システム”に従って防除氷システムの飛行前点検を実施すること。

防除氷装置	必要に応じて、点検
電圧計	点検
電流計	点検
滑油温度	点検
滑油圧力	点検
プロペラ・コントロール	作動点検後、最前方
燃料流量	点検
スロットル	戻す
アナンシエター・パネル	押してテスト
吸気圧カライン	ドレン

19. 地上点検（5 f.）

（略）

パーキング・ブレーキをセットする。マグネトーの点検は、プロペラ・コントロールを最前方にセットして2000RPMで実施すること。各マグネトーの落差は175RPMを超えてはならず、左右マグネトーの差は50RPMを超えてはならない。1個のマグネトーで10秒以上運転してはならない。防除氷システムが適切に作動するか、飛行前点検を実施する。

真空計を点検する；計器は2000RPMにて4.8～5.2 in. Hg. を指示していること。両方の赤色フロー・ボタンが引っ込んでいることを点検する。

電圧計と電流計で、電圧及びオルタネーター出力を点検する。滑油温度及び滑油圧力を点検する。その日の最初のエンジン運転の場合には、滑油温度はしばらく低いことがある。

プロペラ・コントロールを作動範囲一杯に動かして正しく作動するかを点検し、その後、離陸に備えて最前方にセットする。この点検中、500RPM以上回転数を下げてはならない。寒冷時には、暖まったエンジン・オイルを確実に循環させるために、離陸前に少なくとも3回以上、プロペラ・コントロールを高回転から低回転に作動させること。

燃料流量計が働いていることを点検した後、スロットルを戻す。テスト・ボタンを押してアナンシエター・パネルのライトを点検する。

エンジンを1000RPMで運転し、計器パネル下のコントロール・ペデスタル左側にあるドレン・バルブを5秒間押して、吸気圧力ラインのドレンを行なう。吸気圧力が25 in. Hg. を超えている場合には、バルブを押してはならない。

(3) 5 g. 離陸前チェックリスト (21.)

離陸前 (21.)

バッテリー・マスター・スイッチ	ON
オルタネーター	ON - 電流計を点検
与圧コントロール	セット
飛行計器	点検
燃料セレクター	適切なタンク側
非常用 (EMERG) 燃料ポンプ	ON
エンジン計器	点検
インダクション・エア	プライマリー

警 告

着氷気象状態中 (+5°C未満で水分が視認できる) への飛行が予測されるか、または上昇、巡航もしくは降下中に着氷気象状態に遭遇した場合には、“追加飛行規程 (6) -防除氷システム” で述べられている手順に従って防除氷システム (ピトー・ヒートも含め) を働かせること。

注 記

ストール・ワーニング・ベーン・ヒーターを外気温5°C以上で長時間作動させると、ストール・ワーニング・ベーンの寿命は短くなる。

ピトー・ヒート	必要に応じてON
ストール・ワーニング・ヒート	必要に応じてON
ウインドシールド・ヒート	必要に応じてON
プロペラ・ヒート	必要に応じてON
座席背当て	起こす

座席	調整し、所定位置にロック
アームレスト	収納
ミクスチャー	フル・リッチ
プロペラ・コントロール	最前方
座席ベルト／ハーネス	着用／調整
空座席	座席ベルトをきちんと締める
フラップ	セット
トリム	セット
操縦装置	フリー
ドア	ラッチを掛ける
エア・コンディショナー	OFF
パーキング・ブレーキ	外す

21. 離陸前 (5 g.)

バッテリー・マスター及びオルタネーター・スイッチのONを確認する。キャビン与圧コントロールが正しくセットされているかを点検する。全ての飛行計器を点検し、必要に応じてセットする。燃料セレクターを点検し、それが適切なタンク側にあることを確認する。非常用 (EMERG) 燃料ポンプのONを確認する。全てのエンジン計器を点検する。インダクション・エアーは“PRIMARY”位置にあること。

(略)

もし必要ならばピトー管、ストール・ワーニング、ウインドシールド、及びプロペラの各ヒートを“ON”にする。

(略)

座席を調整し、所定の位置にロックする。全座席の背当てを起こし、アームレストを収納する。

ミクスチャー・コントロールをフル・リッチにセットすると共に、プロペラ・コントロールを最前方にセットする。座席ベルト及びショルダー・ハーネスを締める。空席の座席ベルトをきちんと締める。

フラップ及びトリムをセットする。操縦装置の動きと反応を点検する。ドアのラッチが正しく掛かっていること、ドア・アジャラー警報灯が消えていること。エア・コンディショナーは、通常の離陸上昇性能を得るために“OFF”にしなければならない。パーキング・ブレーキを外す。

(4) 5 h. 離陸チェックリスト (23.)

注 記

離陸は通常、フル・スロットルで行う。しかしながら、標準大気状態以外において、フル・スロットル時に吸気圧力の指示が最大値を超えることがある。吸気圧力は最大42 inHgに制限すること。

注 記

脚の作動中、系統圧力が完全に上昇するまで“HYDRAULIC PUMP”アナランシエター・ライトが点灯するのは、正常な現象である。

通常離陸 (23 a.)

フラップ	0° から 10° ^{まで} 迄の間にセット
トリム	セット
出力	最大出力にセット
リフトオフ	80～85 KIAS
上昇速度	90～95 KIAS
脚 (滑走路へへの直進着陸が不可能となった時点で)	上げ
フラップ	上げ

0° フラップ離陸 (23 b.)

フラップ	0°
トリム	セット
ブレーキ	踏む
出力	最大出力にセット
ブレーキ	放す
リフトオフ	78 KIAS
障害物越え速度	91 KIAS
脚	上げ

短距離離陸 (23 c.)

注 記

フラップが10°以上下がっている時に脚を上げると脚警報音

が鳴る。

フラップ	20°
トリム	セット
ブレーキ	踏む
出力	最大出力にセット
ブレーキ	放す
リフトオフ	69 KIAS
障害物越え速度	80 KIAS
脚	上げ
フラップ	上げながら90 KIASまで加速する

23. 離陸 (第5章の性能表を参照) (5 h.)

注 記

離陸は通常、フル・スロットルで行なう。しかしながら、標準大気状態以外に於いて、フル・スロットル時に吸気圧力の指示が最大値を超えることがある。吸気圧力は最大42 in. Hg. に制限すること。

注 記

脚の作動中、系統圧力が完全に上昇するまで“HYDRAULIC PUMP”アナンシエター・ライトが点灯するのは、正常な現象である。

離陸は通常、フラップを0° から10° までの間にセットして行なう。短距離離陸を行なう場合、或いは不整地滑走路からの離陸、又は障害物越えを伴う離陸には、フラップを20° まで下げることによって、総離陸距離を多少、短くすることが出来る。

23 a. 通常離陸手順 (5 h.)

滑走路の長さが、必要とする以上に充分あり、障害物越えの必要もない場合には、通常離陸手順を用いる。フラップを0° から10° までの間にセットし、ピッチ・トリムを中立より若干後方にセットする。機体を滑走路に正対させ、フル・パワーにして80～85 KIASまで加速する。

80～85KIASにて、コントロール・ホイールを後方に引いて浮揚し、その後、90～95KIASまでの間の希望する上昇速度になる様に、ピッチ姿勢をコントロールする。滑走路上に真っすぐ着陸することが不可能になった時点で脚を上げる。フラップを上げる。

23 b. 0° フラップ離陸 (5 h.)

第5章の性能表“離陸地上滑走距離, 0° フラップ”及び“50 FT. 障害物越え離陸距離, 0° フラップ”に従って、フラップは上げ位置。ブレーキを放す前に最大出力にセットし、浮揚に向けて78KIASまで機体を加速する。浮揚した後、高度50FT. 通過時の障害物越え速度が91KIASになる様に、航空機の姿勢を調整する。障害物を越えたら直ちに脚を上げ、希望の経路上昇飛行形態にすると共に、上昇速度を安定させる。

23 c. 短距離離陸手順 (5 h.)

注 記

フラップが10°以上下がっている時に脚を上げると脚警報音が鳴る。

短い滑走路又は障害物が近くに有る滑走路から離陸を行なうには、第5章の性能表“離陸地上滑走距離, 20° フラップ”及び“50 FT. 障害物越え離陸距離, 20° フラップ”に従ってフラップを20°にセットした短距離離陸手順を用いること。ブレーキを放す前に最大出力にセットし、浮揚に向けて69KIASまで機体を加速する。浮揚した後、50FT. の障害物高を通過する時の速度が80KIASまで加速される様に、航空機の姿勢を調整する。障害物を越えたら脚を上げ、かつ、フラップを上げながら90KIASまで加速する。その後、希望する経路上昇飛行形態にすると共に、上昇速度を安定させる。

(5) 5 i. 上昇チェックリスト (25.)

連続最大出力上昇 (25 a.)

ミクスチャー フル・リッチ
プロペラ回転数 2500RPM

吸気圧力	連続最大出力
シリンダー・ヘッド温度 (CHT)	MAX 500°F
タービン・インレット温度 (TIT)	MAX 1750°F
滑油温度	MAX 245°F
最良上昇角 (短期間のみ)	81 KIAS
最良上昇率	110 KIAS
与圧コントロール	セット
非常用 (EMERG) 燃料ポンプ	安全高度にて OFF

注 記

最良のエンジン寿命を得る^{ため}には、一度安全高度に達してから巡航上昇に移行することが推奨される。

(6) 41. 失速

マリブの失速特性は一般的なものである。失速速度へ近づくと、失速速度よりも5～10 KTS早く作動する失速警報ホーンによって示される。また、失速の前には機体の軽いバフティングとピッチングも伴う。

パワー・オフ、脚下げ、及びフル・フラップでの最大重量に於ける失速速度は58 KIASである。脚上げ及びフラップ・アップでのこの速度は69 KIASに増加する。失速時の高度損失は、飛行形態及び出力にもよるが、700フィート程度である。

注 記

失速警報システムは、バッテリー及びオルタネーター・スイッチがOFFの時には作動しない。

飛行前点検中、ホーンの作動を確認するため、バッテリー・スイッチをONにし、かつ、ストール・ワーニング・テスト・スイッチを押して失速警報システムを点検すること。

2.14.4 第5章 性能 (抜粋)

2. 性能及び飛行計画の概要

この章の性能に関する情報は、計測された飛行試験資料を基に標準大気状態に修正され、重量、高度、温度などの種々の変数で構成されている。

(略) この性能は、正しく整備されている航空機が、性能表に示されている手順に従う事によって再現させることが出来る。

(略)

性能表の性能を得るには、図表の手順に従うことを忘れてはならない。

(略)

警 告

性能表に示されている限界値を超えた数値を、飛行計画に使用してはならない。

3. 飛行計画例

(a) 航空機の積載状態

飛行計画に於いてまず最初に第6章及び別添2に記載されている事項を利用して、飛行機の重量及び重心位置を計算する。

(略)

重量及び重心位置の記録(別添2)及び「重心位置範囲と重量」表(図6-15)を使用して、飛行機の総重量及び重心位置を判定する。

(略)

(b) 離陸及び着陸

(略)

「離陸滑走路距離及び離陸距離」のうちの適切な図表(図5-13, 5-15, 5-17及び5-19)に出発空港の状況と離陸重量を代入して、離陸及び障害物越えに必要な滑走路長を決定する。

(略)

飛行計画例に対する状況と計算法を以下に示す。飛行に必要な離陸距離及び着陸距離は使用滑走路長以下である。

	出発空港	目的地空港
(1) 気圧高度	1000 ft	1000 ft
(2) 気温	25 °C	25 °C
(3) 風向成分 (向い風)	15 KTS	10 KTS
(4) 滑走路長	3400 ft	5000 ft
(5) 必要離陸距離及び着陸距離	2230 ft	1830 ft

2.14.5 第6章 重量及びバランス (抜粋)

(1) 1. 一般

設計された性能、飛行特性を発揮させるためには、承認された重量、重心位置の範囲内で飛行しなければならない。本航空機は多様な積載方法が可能となっているが、大人満席、燃料満タン及び最大荷物で飛行することは出来ない。多様性有るが故に、現実性が求められる。パイロットは、航空機が許容される重量、重心範囲内にあるかを、離陸前に確認しなければならない。

誤った積載は、重大な結果を及ぼすこととなる。重量が超過している航空機は、正しい重量の航空機と同じようには離陸、上昇及び巡航が出来ない。重い航空機は、低い上昇性能しか得られない。

重心位置は、飛行特性を決定する要因である。重心位置が前方限界より前にある場合には、離陸又は着陸の機首上げが困難となる。重心位置が後方限界より後にある場合には、離陸時の機首上げが早まったり又は上昇中に機首上げの傾向となる。縦方向の安定は、減少する。この状態では、不意の失速及びフラット・スピンとなり、重心位置が許容限界の後方に行くに従ってスピンよりの回復が非常に困難となる。

したがって、航空機への正しい積載は、意識して実行しなければならない。航空機は、製造時に重量測定がされて、基本空虚重量（自重）及び重心位置が計算されている（航空機の自重は、基本空虚重量に任意装備品の重量を加えたものである。）パイロットは、基本空虚重量及び重心位置を使用して総重量と総モーメントを計算することにより積載時の重量及び重心位置を決定する事が出来、それらが承認された範囲内にあるかを確認できる。

自重及び重心位置は、別添2「航空機の自重及び重心位置」表に記録されている。常に最新の値を使用しなければならない。新しい装備品が追加されたり、改造作業が実施された場合には、整備士の責任で新たな自重及び重心位置を計算し、その値を別添2「航空機の自重及び重心位置」表に記録しなければならない。航空機の所有者は、前記作業が実施されているかを確認しなければならない。

重量及び重心の計算は、航空機の重量及び重心位置を許容限界内に保つためにいくらの燃料又は荷物を積載することが可能かを決めるのに必要である。誤った積載状態を避けるために、燃料補給に先立って計算結果を点検すること。

以降の頁は航空機の計量及び自重重心位置と積載量の計算に用いられ

る様式である。積載量には使用可能燃料、手荷物、貨物及び乗客が含まれる。離陸時の重量及び重心位置を計算するには、以下の手順に従う事。

(2) 4. 積載時の一般的な推奨事項

全ての飛行形態に於いて、重量に対する重心位置が、飛行中、常に許容範囲内にあるかを確認することは、指揮者たるパイロットの責任である。

以下の推奨事項は、単に目安としたものである。チャート、グラフ、説明書き及びプロッターをチェックして、航空機の重量・重心位置が許容範囲内に有るかを確認しなければならない。

(a) パイロットのみの場合

最初に後部荷物室へ荷物を積載する。

(b) 2名の場合 — パイロット及び前席に1名

最初に後部荷物室へ荷物を積載する。後方に荷物を積載しない場合には、任意装備品の装備状態によっては、前方重心限界により燃料搭載量に制限を受けることがある。

(c) 3名の場合 — 前席2名、後席1名

前方重心限界によって、前部荷物室の荷物は制限されることがある。

(d) 4名の場合 — 前席2名、後席2名

任意装備品の装備状態によっては、燃料搭載量に制限を受けることがある。

(e) 5名の場合 — 前席2名、中央席1名、後席2名

荷物の最良な積載状態を決定するために、詳しく調べる必要がある。

(f) 6名の場合 — 前席2名、中央席2名、後席2名

6名搭乗する場合には、燃料及び／又は荷物は重量・重心位置の範囲によって制限されることがある。最初に前部荷物室へ荷物を積載する。

注 記

離陸時の重心位置が後方限界の近くにある場合には、燃料消費に伴って飛行最終時の重心位置が許容範囲からはみ出る恐れがあるので、着陸時の重心位置を前もって点検して置くことが重要である。

左右タンクの燃料は、常に同じ量で搭載すること。

2.15 PA-46-350Pの整備マニュアル等の記載事項

2.15.1 エンジン製造者によるTIO-540-AE2A Operator's Manual

エンジン製造者のTIO-540-AE2A Operator's Manualには、以下の記述がある。(抜粋)

With propeller in minimum pitch angle, set the engine to produce 50-65% power as indicated by the manifold pressure gage. Mixture control should be in the full rich position. At these settings, the ignition system and spark plugs must work harder because of the greater pressure within the cylinders. Therefore, any weakness in the ignition system will be more apparent. Mag checks at low power settings will only indicate fuel - air distribution quality.

(仮訳)

プロペラ・ピッチ角を最小にして、吸気圧力で示される、50～65%のエンジン出力となるように設定すること。ミクスチャー・コントロールは、フル・リッチの位置にすべきである。この設定では、エンジン・シリンダー内が高圧になり、点火システム及び点火プラグが、より厳しい条件の下で作動することになる。したがって、点火システムの作動不良があれば、それはより明らかとなる。低出力設定でマグネトー・チェックをすることは、燃料及び空気の混合気の流れの良否を示すにすぎない。

Correct power approximately 1% for each 10° F variation in air temperature from standard altitude temperature. Add correction for temperature below standard; subtract correction for temperature above standard.

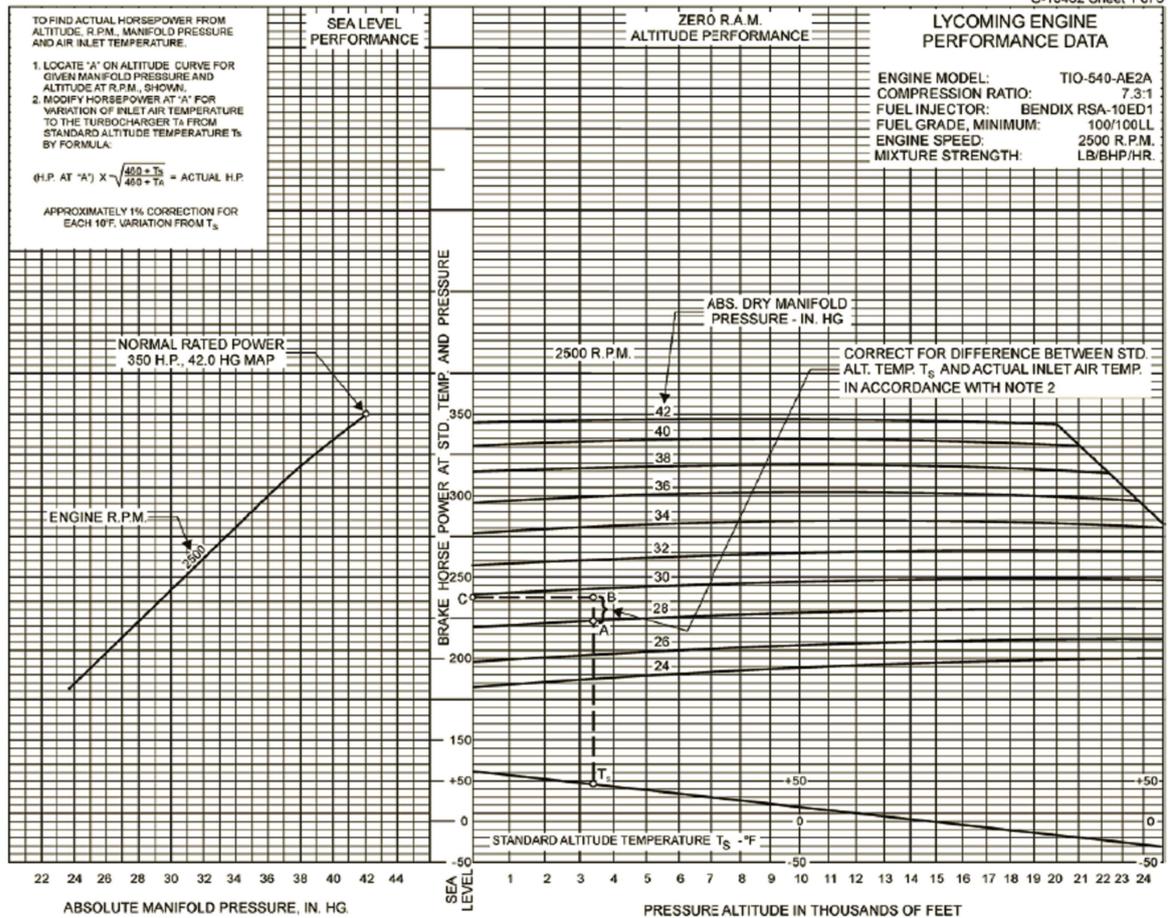


Figure 3-4 Sea Level/Altitude Performance Curve

(仮訳)

標準大気温度から 10°F (約 5.6°C) 変化するごとに、エンジン出力 (HP) を約 1% 修正する。標準大気温度 (15°C) より低い場合は加え、高い場合は減じる。

2.15.2 プロペラ製造者による Propeller Owner's Manual (Manual No. 115N)

プロペラ製造者の Propeller Owner's Manual (Manual No. 115N) によれば、整備作業の中でスタティック回転数で回ることの確認を行おうとする際に、プロペラガバナーではなく低ピッチストップを動かし回転数を調整すると、低ピッチストップ位置におけるプロペラ・ピッチ角が変化して、その位置の回転数も変化することが述べられている。(抜粋)

- (1) Set the brakes and chock the aircraft or tie aircraft down.
- (2) Back the governor Maximum RPM Stop out one turn.
- (3) Start the engine.
- (4) Advance the propeller control lever to MAX (max RPM), then retard

the control lever one inch (25.4mm).

- (5) *SLOWLY advance the throttle to maximum manifold pressure.*
- (6) *Slowly advance the propeller control lever until the engine speed stabilizes.*
 - (a) *If engine speed stabilizes at the maximum power static RPM specified by the TC or STC holder, then the low pitch stop is set correctly.*
 - (b) *If engine speed stabilizes above or below the rated RPM, the low pitch stop may require adjustment. Refer to the Maintenance Practices chapter of this manual. (61-00-15)*

(仮訳)

- (1) ブレーキを掛けて航空機に車輪止めを付けるか航空機をタイダウンする。
- (2) 最大回転数でのガバナー・ストップ・スクリューを1回転戻す。
- (3) エンジンを始動する。
- (4) プロペラ・コントロール・レバーを回転数が最大になるまで前方へ進め、それから1 in (25.4mm) 戻す。
- (5) スロットル・レバーを吸気圧力が最大になるまでゆっくり前方へ進める。
- (6) プロペラ・コントロール・レバーをエンジン回転速度が安定するまでゆっくり前方へ進める。
 - (a) もしエンジン回転速度が最大出力のスタティック回転数（型式証明保有者又は追加型式証明保有者が定める値）で安定してれば低ピッチストップは正しく設定されている。
 - (b) もしエンジン回転速度が定格の回転数から上又は下の値で安定する場合は、低ピッチストップの調整が必要となる場合がある。このマニュアルのMaintenance Practices章を参照すること。(61-00-15)

また、同マニュアルには以下の警告及び手順が記載されている。(抜粋)

WARNING: SIGNIFICANT ADJUSTMENT OF THE LOW PITCH STOP TO ACHIEVE THE SPECIFIED STATIC RPM MAY MASK AN ENGINE POWER PROBLEM.

Refer to the following applicable procedure for accomplishing an adjustment to the low pitch angle:

(略)

Turning the low pitch stop screw one revolution equals 0.042 inch (1.06 mm) of linear travel, and results in approximately 1.4 degree

blade angle change. This blade angle change results in an RPM increase/decrease of approximately 200RPM.

(仮訳)

警告： 設定されたスタティック回転数を得るために、極端に低ピッチストップを調整すると、エンジン出力の問題を隠すことがある。

以下の低プロペラ・ピッチ角の調整のための手順を参照すること。

(略)

低ピッチストップスクリューを1回転させると直線距離で0.042 in (1.06 mm) 作動し、プロペラ・ピッチ角が約1.4° 変化する。このプロペラ・ピッチ角の変化は、約200 rpmの回転数変化(増加/減少)をもたらす。

2.16 試験及び検証に関する情報

同機の事故時の状態を調査するため行ったエンジン、プロペラ、マグネトー及びエアコンの分解調査の概要を以下に示す。

(別添6 エンジン及びプロペラ等の分解調査 参照)

2.16.1 エンジンの分解調査

同機のエンジンについて、事故時の状態を調査するために、平成28年1月12日～13日にエンジン製造者の施設(米国)で分解調査を実施した。エンジン及びエンジン補機類についてはエンジン製造者が、ターボチャージャーについてはプロペラ製造者が分解調査を実施した。エンジン全体に墜落時に受けた損傷及びその後が発生した火災による兆候が見受けられたものの、墜落に先立ってエンジンの出力を妨げた可能性のあるものは見つからなかった。

分解調査の結果、墜落時にエンジン及びエンジン補機類並びにターボチャージャーに不具合があった可能性を示すものは確認されなかった。

2.16.2 プロペラの分解調査

同機のプロペラ及びプロペラガバナーについて、エンジンの分解調査と同時にプロペラ製造者が分解調査を実施した。分解したプロペラの状況は、墜落の際に、低いプロペラ・ピッチ角設定位置又はその付近にあったことを示していた。プロペラブレードの一つは、反り側の先端部に翼弦方向の擦過痕があり、それは墜落前に回転していたことを示していた。もう一方のプロペラブレードは、墜落後の火災でほとんどが焼失していた。

分解調査の結果、墜落時にプロペラガバナーを含むプロペラ関連部品に不具合が

あったことを示すものは確認されなかった。

2.16.3 マグネトーの分解調査

エンジンの点火系統を調査するために、平成28年8月2日に同系統の主要な装備品である二つのマグネトーについて分解調査を実施した。内部を目視確認したところ、二つのマグネトーともに墜落後の火災による損傷が著しく、特に非金属部の焼損及び損傷が激しく炭化した状態であったため、機能検査などは実施できなかった。

2.16.4 エアコンの分解調査

離陸時のエアコンの作動状態について、平成28年5月9日にエアコン製造者において分解調査を実施した。エアコンについて、冷凍機油の付着状態及び火災による加熱状態からは作動中であったか否かを特定することはできなかった。

2.16.5 映像等からの飛行経路の検証

2.16.5.1 入手した映像資料

事故当日、同飛行場周辺で撮影された複数の映像に同機の飛行の様子が記録されていた。これらの映像資料の撮影された場所を図2.16.5.1に、一覧を表2.16.5.1に示す。



図2.16.5.1 映像の撮影場所

表2.16.5.1 映像資料の一覧

撮影場所	映像の種類	略称
ターミナル展望デッキ	ビデオカメラ手持ち	OBS
調布基地跡運動公園E2野球場	ビデオカメラ固定	E2
大沢総合グラウンドソフトボール場C面	ビデオカメラ固定	SC
大沢総合グラウンドソフトボール場D面	ビデオカメラ固定	SD
滑走路35進入端監視カメラ	固定・映像のみ	R35
市民西町サッカー場	ビデオカメラ手持ち	NS
主に機内	静止画・GPS情報付	SP

以下、映像資料については略称を使用する。

(1) OBSの映像

OBSの映像から、離陸滑走時の同機の状況を図2.16.5.1(1)に示す。

時刻	同機の状況
10時57分35秒	
10時57分36秒	
10時57分37秒	
10時57分38秒	

図2.16.5.1(1) 離陸滑走時の同機 (OBS)

(2) R35の映像

R35の映像から、離陸上昇中の同機の状況を連続写真としたものを写真2.16.5.1(2)に示す。



写真2.16.5.1(2) 離陸上昇中の同機 (R35)

(3) SCの映像

SCの映像から、飛行中の同機の状況を連続写真としたものを写真2.16.5.1(3)-1に示す。また、墜落30秒後の黒煙の状況を写真2.16.5.1(3)-2に示す。



写真2.16.5.1(3)-1 飛行中の同機 (SC)



写真2.16.5.1(3)-2 黒煙の状況 (SC)

(4) SDの映像

SDの映像から、飛行中の同機の状況を連続写真としたものを写真2.16.5.1(4)に示す。

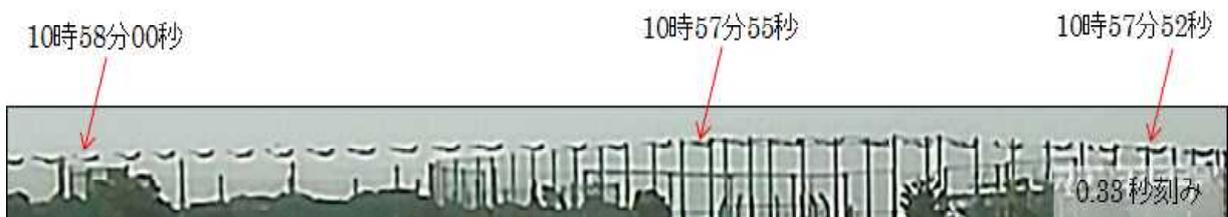


写真2.16.5.1(4) 飛行中の同機 (SD)

2.16.5.2 離陸滑走中の速度

離陸滑走中の速度履歴をOBS、SP、E2の各映像等から求めた。これらの映像は撮影点が判明していたので、映像に映っている地上目標物との比較などから時刻と対地速度を求めた。映像から求めた対地速度から、風速を0として真対気速度（TAS）を求め、さらに、気温34℃、気圧29.84inHgとして真対気速度から較正対気速度（CAS）を推算した。飛行中の速度についても、同様の方法で推算した。なお、本報告書では較正対気速度を速度として表記した。求めた速度を図2.16.5.2に示す。

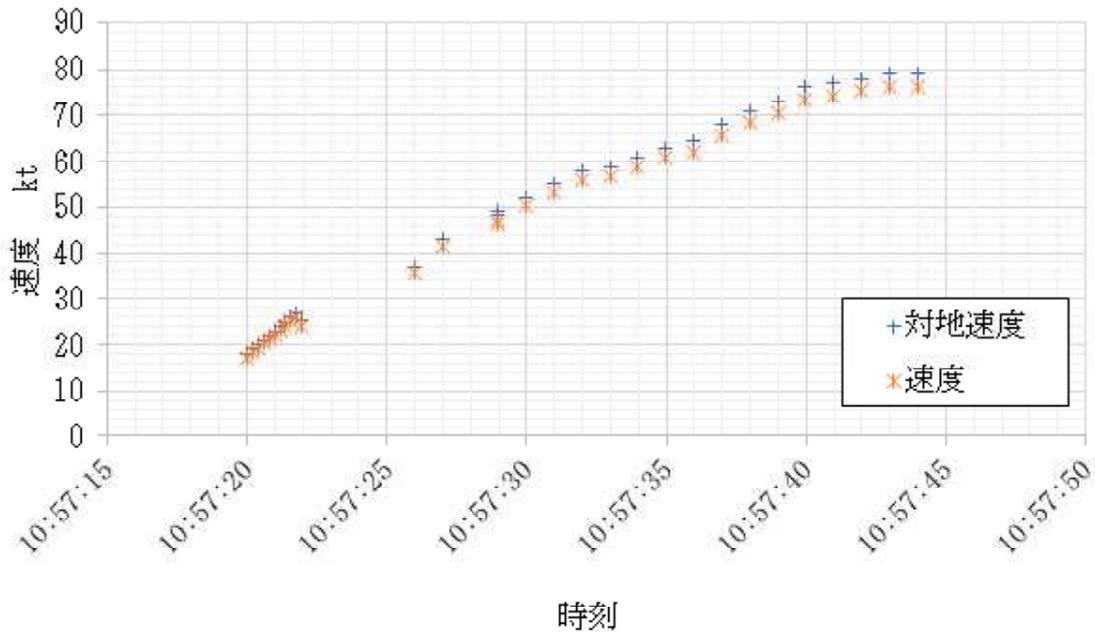


図2.16.5.2 離陸滑走時の推算した対地速度及び速度

2.16.5.3 離陸後の高度と速度の変化

撮影時の画角やレンズのゆがみ、撮影方向などを、撮影場所からの測量によって計測した。南北方向の飛行経路はR35の映像から推算した。次にSC及びSDの映像から時刻ごとの位置と高度を推算した。SCとSDの時刻は、墜落音が記録された時刻に対して、墜落位置と映像記録位置の間の距離に伴う音の伝搬遅れを加味して同期した。SDとR35は離陸直後の映像が含まれていたため、推算された位置から同期した。SCとSDから推算した対地速度を図2.16.5.3-1に、高度を図2.16.5.3-2に示す。推算された対地速度は振動的であるが、これは映像上の同機の大きさが小さく不鮮明であるため、機体の参照点がずれることによる影響が含まれる。また、図2.16.5.3-1には機内で撮影された写真に記録されていた速度（スマートフォンのGPSによる対地速度）も記載している。

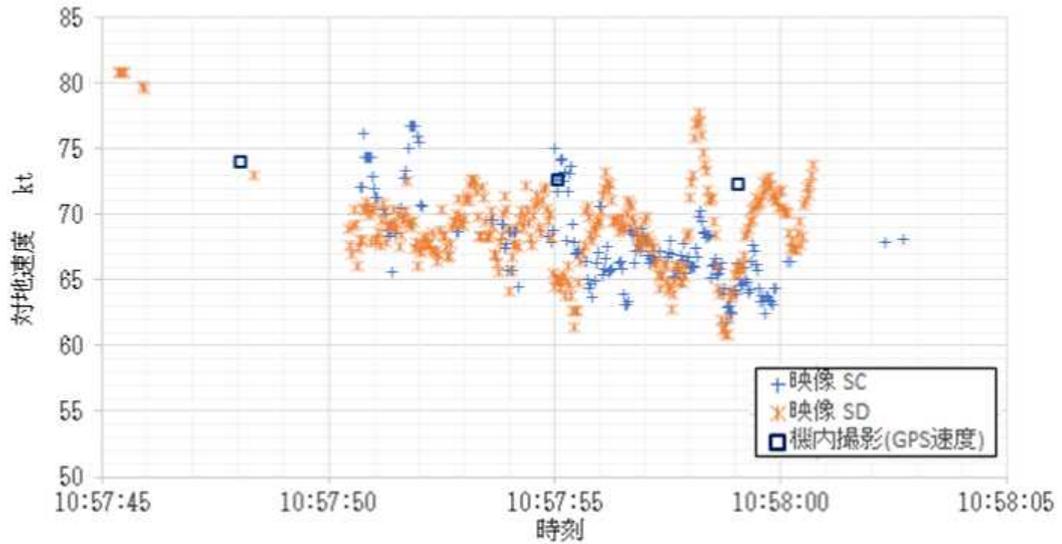


図2.16.5.3-1 離陸後の対地速度の変化

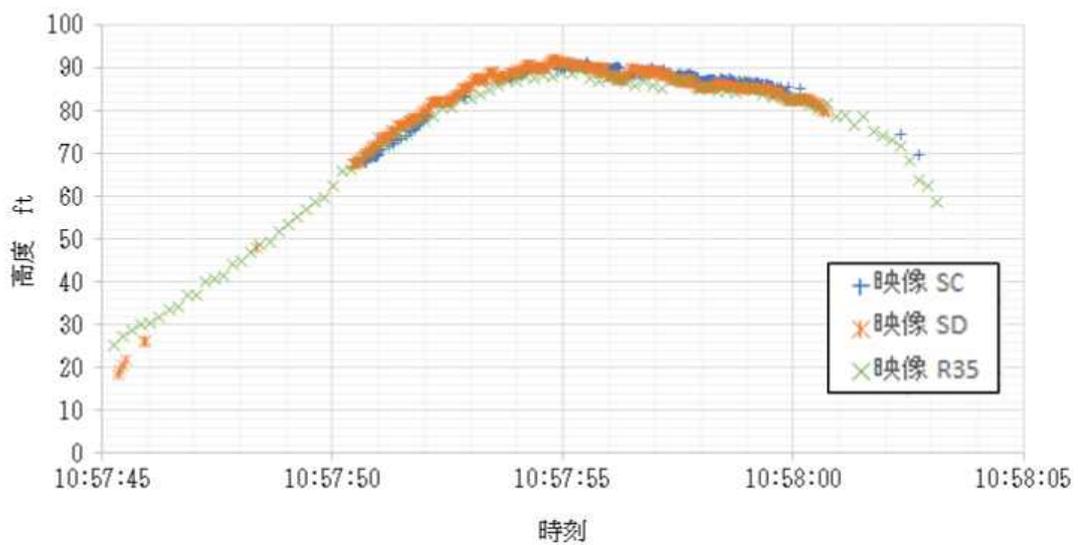


図2.16.5.3-2 離陸後の高度の変化

以上の解析結果を統合して、事故当日の同機の飛行の速度、高度及びピッチ姿勢角を時刻に対して再構成した。これを図2.16.5.3-3に示す。また、距離に対して再構成した速度及び高度を図2.16.5.3-4に示す。

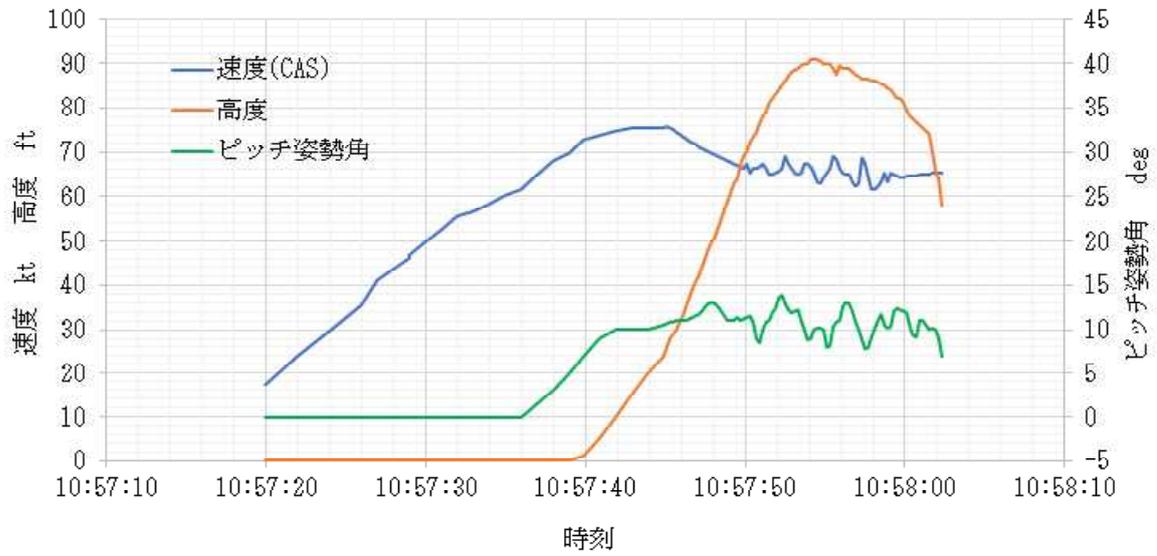


図2. 16. 5. 3-3 再構成した同機 の速度 (CAS)、高度及びピッチ姿勢角

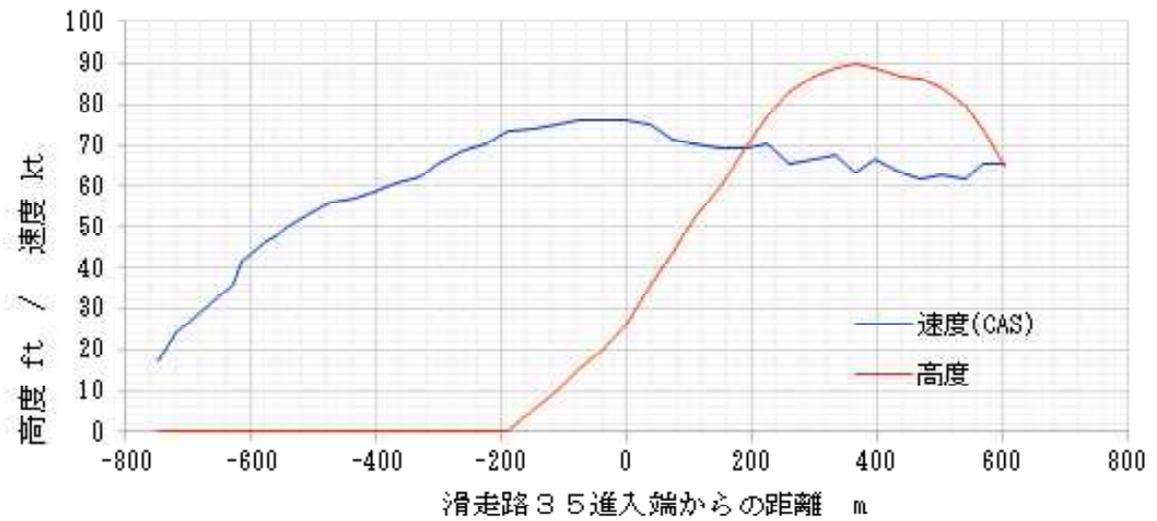


図2. 16. 5. 3-4 再構成した同機 の速度 (CAS) 及び高度

2. 16. 5. 4 推定飛行経路

推定飛行経路に同機の機内から機外を撮影した画像及びそれらの画像の撮影時刻を併せて、図2. 16. 5. 4に示す。

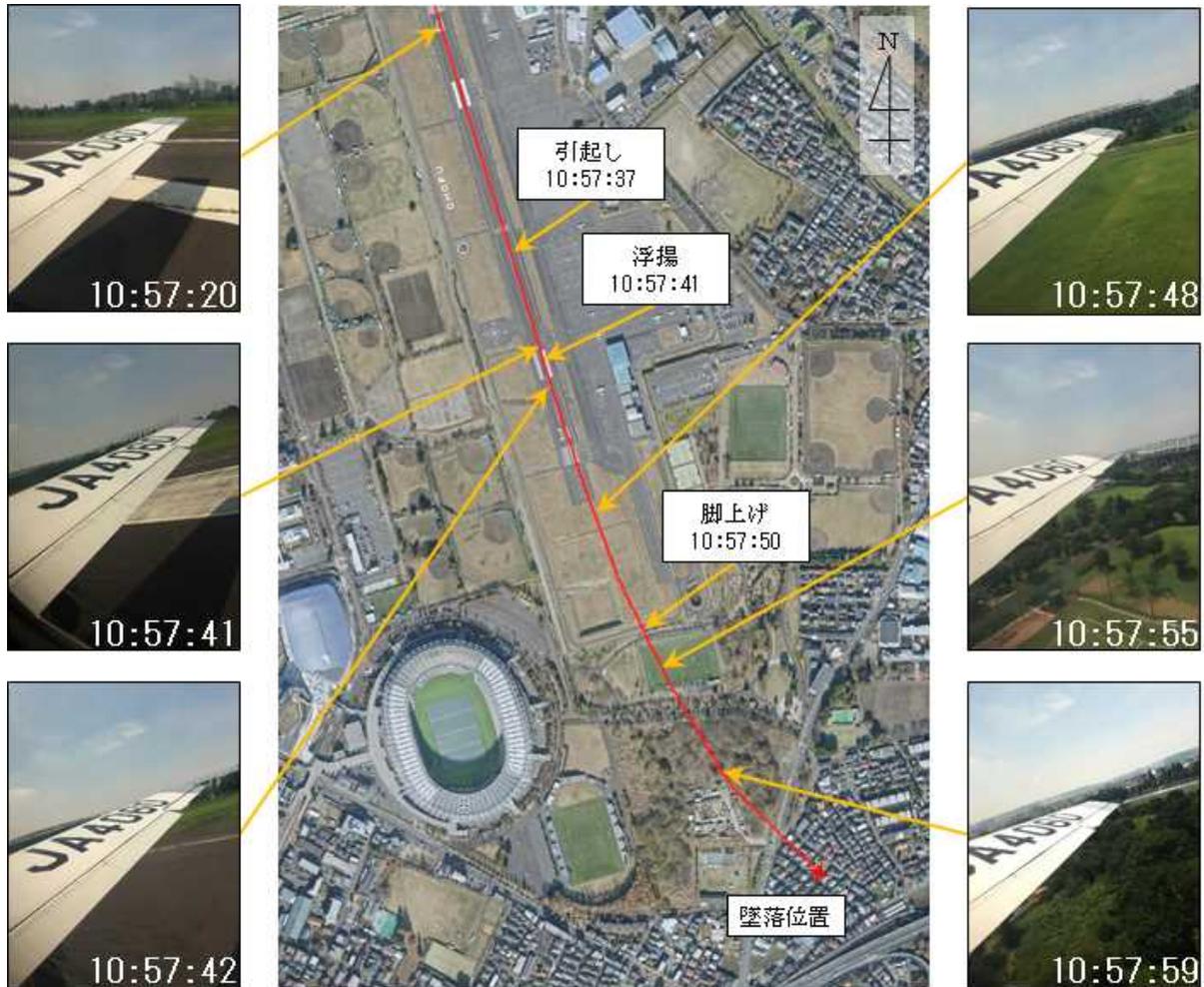


図2. 16. 5. 4 推定飛行経路

(別添1 同機の機内から撮影された写真(右主翼、フラップ等) 参照)

2. 16. 5. 5 離陸前点検の音響解析

映像E2に離陸前点検時の音が記録されていた。これを音響解析ソフトウェアであるSonic Visualizer^{*3}を使って周波数分析し、ピーク周波数を図2. 16. 5. 5に図示した。この音響の変化は、飛行規程に規定されている点検手順に従ったときに発生する音響の変化と一致していた。

*3 音響解析ソフトウェア

Chris Cannam, Christian Landone, and Mark Sandler, Sonic Visualiser: An Open Source Application for Viewing, Analysing, and Annotating Music Audio Files, in Proceedings of the ACM Multimedia 2010 International Conference.

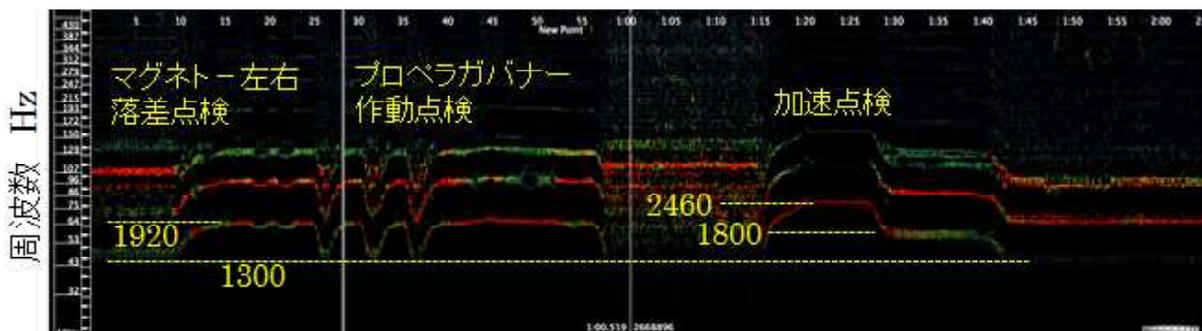


図2.16.5.5 離陸前点検時の音響 (E2)

2.16.5.6 飛行中の音響解析

飛行中の音響は複数の映像に記録されていた。これらを周波数分析したところ、プロペラ音及びエンジン音が識別でき、これらの周波数を求めることができた。図2.16.5.6にその例として映像SDに記録されたものを示す。プロペラ音の周波数は約82Hzであった。同機のプロペラは2枚ブレードであることから、回転数を計算により求めると約2,460rpmであり、顕著な変動は観測されなかった。また、エンジン等の異常を示す音も観測されなかった。

飛行中の音響には、雑音及び反射音等が含まれており、本音響解析ではそれらの雑音及び反射音並びに同機の移動によるドップラー効果の影響については考慮していない。

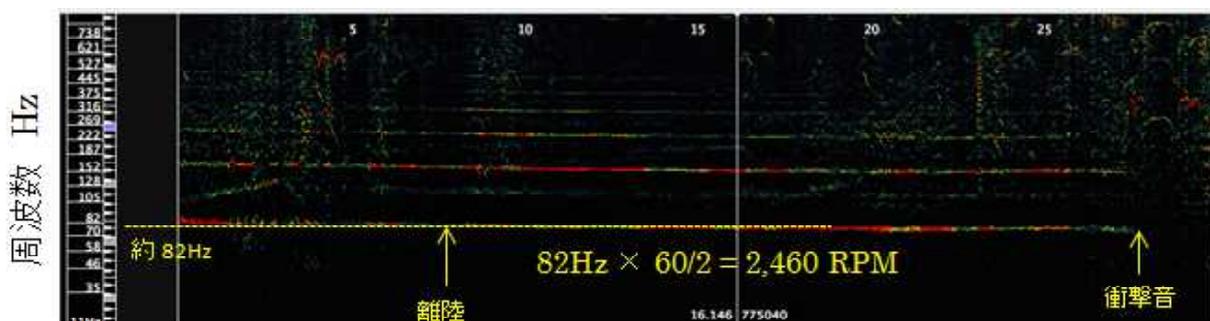
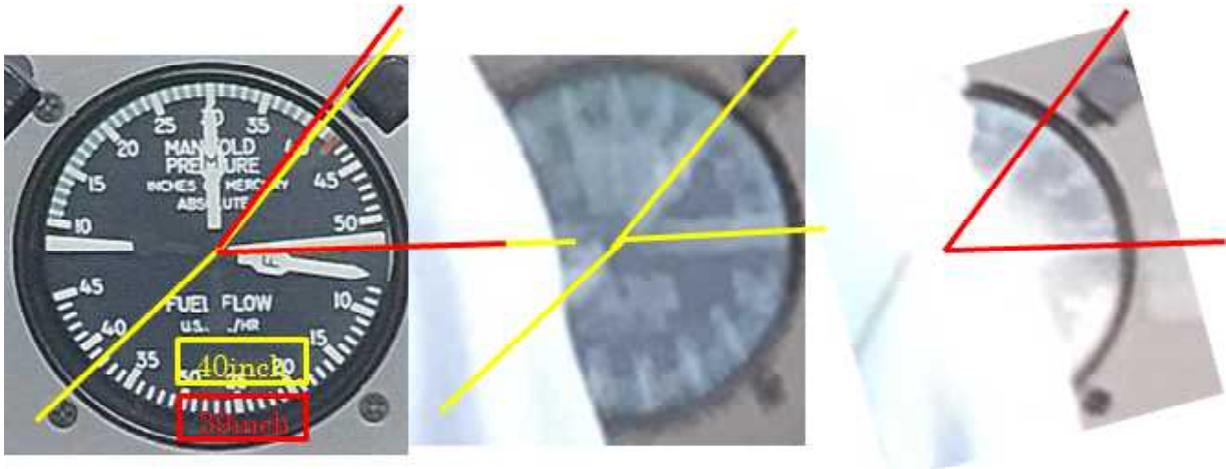


図2.16.5.6 飛行中の音響 (SD)

2.16.5.7 同機の機内で撮影された画像からの計器情報等の読み取り

(1) 吸気圧力計と燃料流量計の情報

同機の機内で撮影された画像から、吸気圧力計と燃料流量計の一部を読み取ることができた。この画像を拡大したものを図2.16.5.7(1)に示す。



吸気圧力及び燃料流量計 10時57分29秒 10時57分53秒

図. 16. 5. 7(1) 同機の機内で撮影された吸気圧力及び燃料流量計

これらの読み取り結果によると、離陸滑走中（10時57分29秒）の吸気圧力は約40 inHg、離陸後、脚上げ中（10時57分53秒）の吸気圧力は約39 inHgであった。

(2) TIT計の情報

上記(1)で記述した吸気圧力計と燃料流量計が写されていた同じ画像からTIT計の値を読み取ることができた。この画像を拡大したものを図2. 16. 4. 7(2)に示す。



10時57分29秒

10時57分53秒

TIT計

図2. 16. 5. 7(2) 同機の機内で撮影されたTIT計

これらの読み取り結果から、離陸滑走中（10時57分29秒）のTITは約980°F、離陸後、脚上げ中（10時57分53秒）のTITは約1,010°Fであった。

T I Tはターボチャージャーの入口温度であり、エンジンの排気温度に相当する。同機の飛行規程では、T I T計に1,200°Fから1,750°Fの範囲が常用運用範囲として緑色弧線で、1,750°Fが最大値として赤色放射線で示されており、限界事項として最大値1,750°Fが記載されているが、下限については規定されていない。同型式を使用して行った飛行試験では、最大出力時には1,400°F前後を示していた。

(3) 脚警報

上記(1)及び(2)で記述した10時57分29秒の画像において、脚上げ作動中を示す脚警報は点灯していなかったが、10時57分53秒の画像では脚警報が点灯していた。

(別添2 機内で撮影された写真(計器板等) 参照)



図2.16.5.7(3) 脚警報の状態

(10時57分53秒)

2.16.6 過去の飛行の解析

平成27年7月22日、同機が同飛行場から離陸する状況が同飛行場内に設置されたカメラの映像に記録されていた。この飛行は同機の事故直近の飛行であり、この映像から、主に離陸滑走時の性能及び操縦について解析した。なお、飛行記録から、この飛行は機長が操縦していたものであった。

写真2.16.6に示すように、映像には滑走路35進入端通過から上昇時のみが記録されており、ここから滑走路35進入端通過時の高度と速度を求めた。搭載燃料及び空港使用届による当日の搭乗者数から推測した機体重量、気象データ(外気温、風)を併せて表2.16.6-1に示す。

この時の滑走開始位置は不明であるが、滑走開始点を滑走路17進入端から約10mの位置と仮定すれば、滑走路35進入端は滑走開始点から約790mの地点となり、飛行規程の0°フラップ離陸手順に従った場合の性能によると、滑走路35進入端位置ではおよそ50ft、91ktをやや下回る高度と速度で通過すべきである。しかし、映像からはそれぞれ95ft、79ktと推算された。



写真2.16.6 同機の過去（平成27年7月22日）の飛行における離陸上昇時の映像

表2.16.6-1 平成27年7月22日の飛行の諸元及び推定された状態

推定離陸時重量	1,876kg
推定離陸時刻	14時30分
風	14時00分 210° 15~18kt 15時00分 210° 15kt
外気温	14時00分 33℃ 15時00分 32℃
向かい風成分（14時30分）	9kt
離陸地上滑走距離	580m
高度50ft越え距離	820m

表2.16.6-2 平成27年7月22日の映像からの解析結果

滑走路端通過時の推定高度	95ft
滑走開始から滑走路端までの推定距離	790m
滑走路端通過時の推定速度	79kt

2.17 同機の運航状況及び整備状況に関する情報

同機の所有者から機体の管理及び整備を請け負っていた会社（以下「同機管理会社」という。）の資料によると、同機の運航状況等は以下のとおりである。

(1) 年間使用時間：直近4年の耐空証明検査記録によると以下のとおりであった。

平成26年5月1日～平成27年5月1日：52時間23分

平成25年5月2日～平成26年5月1日：32時間09分

平成24年3月28日～平成25年5月2日：73時間29分

平成23年2月10日～平成24年3月28日：106時間51分

(2) 飛行内容：飛行日誌は墜落後の火災等により損傷していたが、これを復元して判読したところ、主な目的地は以下のとおりであった。

平成27年：調布ローカル、丘珠、福島、静岡、鹿児島

平成26年：調布ローカル、丘珠、福島、静岡

平成25年：調布ローカル、札幌、佐渡、大島、八尾、高知、奄美

平成24年：調布ローカル、丘珠、福島、佐渡、大島、隠岐

2.18 その他必要な事項

2.18.1 計算上の離陸地上滑走距離及び離陸距離

飛行規程の性能表（別添3-1～3-4）を用いて、離陸地上滑走距離^{*4}及び離陸距離^{*5}を計算した結果を以下に示す。なお、気温は事故当時と同じ34℃、風を無風、離陸重量は最大離陸重量である1,950kgとした。

(1) 0°フラップ離陸

離陸地上滑走距離：約2,230ft（約680m）

離陸距離：約3,200ft（約976m）

(2) 短距離離陸（20°フラップ）

離陸地上滑走距離：約1,730ft（約527m）

離陸距離：約2,700ft（約823m）

性能表からは、最大離陸重量までの離陸重量に対する離陸地上滑走距離及び離陸距離を計算することは可能であるが、最大離陸重量を超過した状態に対するこれらの距離を計算することはできない。また、最大離陸重量で飛行したとして計算した場合であっても、同機の飛行規程の性能表に基づく離陸地上滑走距離は同飛行場の滑走路長（800m）より短いものの、離陸距離はこれを超過していた。

また、航空機製造者によると、フラップ10°を使用した離陸の場合、離陸性能はフラップを0°に設定したときと変わらないため、0°フラップ離陸手順に従い、0°フラップ離陸の性能表を使用するべきであるとのことであった。

2.18.2 離陸重量に関する規定等

航空法第10条第3項の規定により、航空機の耐空証明は用途及び運用限界を指定して行うこととされており、航空法第11条第2項の規定により航空機は耐空証

*4 「離陸地上滑走距離」とは、離陸滑走開始地点から離陸する地点までの水平距離のことをいう。

*5 「離陸距離」とは、離陸滑走開始地点から離陸後に規定の高度（N類の場合は50ft）に達する地点までの水平距離のことをいう。

明において指定された用途及び運用限界の範囲内でなければ航空の用に供してはならないこととなっている。また、航空法施行規則第12条の3第2項の規定により、運用限界は飛行規程に規定された航空機の限界事項とし、耐空性審査要領（空検第381号、昭和41年10月20日制定）において、事故機の該当する耐空類別が飛行機 普通N（以下「N類」という。）の航空機については、飛行規程の限界事項として最大重量を規定することとなっている。2.14.1(2)に記述したとおり、同機の飛行規程にも最大離陸重量が記載されている。

2.6.1に記述したように、同機の耐空類別はN類に該当し、本邦内で飛行する家用小型機の多くもこれに該当する。この耐空類別は、航空法施行規則附属書第一「航空機及び装備品の安全性を確保するための強度、構造及び性能についての基準」（以下「航空機基準」という。）によると、「最大離陸重量5,700kg以下の飛行機であって、普通の飛行（60°バンクを超えない旋回及び失速（ヒップストールを除く。）を含む。）に適するもの」となっている。

同飛行場を利用する飛行機の大多数もN類であるが、離島との定期便を飛ばす航空運送事業者の航空機の耐空類別は、飛行機 輸送C（以下「C類」という。）に該当し、これは、航空機基準によると「最大離陸重量8,618kg以下の多発の飛行機であって、航空運送事業の用に適するもの（客席数が19以下であるものに限る。）」となる。

航空機基準への適合性を審査するための要領を定めた耐空性審査要領（以下「耐審」という。）におけるN類の離陸性能については、離陸距離を決定し、これを飛行規程の記載事項である性能資料に記載することが求められている。

一方、C類の場合は、加速停止距離^{*6}、離陸経路^{*7}並びに離陸距離及び離陸滑走距離を離陸性能として決定すること、離陸経路を除き飛行規程の性能資料に記載することが求められている。また、飛行規程の限界事項には、加速停止距離、離陸距離及び離陸滑走距離などが適用された使用する滑走路長により定まる最大離陸重量を記載することが求められている。

また、2.8.1に記述したとおり、航空法第73条の2及び航空法施行規則第164条の14第1項の規定により、機長に対して、出発前に航空機の離陸重量、着陸重量、重心位置及び重量分布が航行に支障がないことを確認するよう義務付けられている。

航空運送事業に使用される航空機においては、航空運送事業者は国土交通大臣の

*6 「加速停止距離」とは、離陸滑走開始地点から離陸を断念し飛行機が完全に停止する地点までの距離のことをいう。

*7 「離陸経路」とは、離陸滑走開始地点から離陸形態から巡航形態に移行が完了しなければならない高度に達する経路のことをいう。

認可を受けた運航規程に従う必要があり、運航規程の認可基準である航空局安全部運航課長通達「運航規程審査要領細則」（空航第78号、平成12年1月28日制定）には、飛行計画の作成及び出発の可否の決定のため、航空法第73条の2で求められる航空法施行規則第164条の14に規定された離陸重量の確認事項として、次のように規定されている。（抜粋）

第3章 運航規程審査基準（その2）

（最大離陸重量が5,700キログラム以下の飛行機）（略）

2. 運航管理の実施方法

2-5 運航管理の基準

飛行計画の作成及び変更の基準として、以下の事項が適切に定められていること。

(1) 飛行計画の作成及び出発可否の決定

f. 離陸重量、着陸重量、重心位置及び重量分布

① 使用空港等の標高、周辺の障害物、滑走路等の勾配、気象状態等を基に算出及び補正される乾燥した滑走路面における離着陸重量が次の条件に適合すること。

なお、湿潤・雪氷状態の場合は、適切に安全上の余裕度が加味されるようになっていること。（飛行規程に要件が規定されている場合はその要件に従うこと。）

イ. 離陸重量及び着陸重量が飛行規程に規定された性能上の最大重量を超えないこと。

ロ. 飛行機にあつては、飛行規程に基づく離陸距離が滑走路又は離着陸地帯（以下「滑走路等」という。）の有効長以下となる重量であること。

ハ. ～ニ.（略）

② 重心位置が許容範囲内にあること。

同機は自家用航空機であるため、適用される運航規程を有していないが、2.14.1及び2.14.4に記述したとおり、同機の飛行規程の第2章 限界事項の項には「注記運用上制限される最大重量は、第5章「性能」を参照のこと。」並びに第5章 性能の項には「性能表の性能を得るには、図表の手順に従うことを忘れてはならない。」及び「離陸滑走距離及び離陸距離のうちの適切な図表（中略）に出発空港の状況と離陸重量を代入して、離陸及び障害物越えに必要な滑走路長を決定する。」との記載がある。

2.18.3 機長に関する口述

(1) 機長が操縦教育証明を取得した際の教官の口述

機長は、操縦のセンスは持ち合わせており、性格も素直で人の話は良く聞いて飲み込みは早い方だと記憶している。

一方で、飛行経験が少ない状態で操縦教育証明を取得しようとしていたように感じる。操縦教育証明における訓練を通しては、事業者における飛行経験がないことで、自分が操縦して自分で判断する経験が少ないと感じた。操縦教育証明の性質はセンスよりも教え方が重要で、飛行しながらそれをするのはとても難しく、さらに、通常は左席で行う飛行機の操縦を慣れない右席で行いながら説明することのギャップに苦労していたようだ。

チェックリストやマニュアルを遵守するパイロットだった。また、飛行計画についてもきっちりとやっていたと思う。

(2) PA-46-350Pの操縦経験を有する者の口述

事故の数日前の風の強い日に、機長が同飛行場に降りてくるのを見て上手だと感じた。機長と会話をしたが、自分ではフライトしない気象条件だった。

(3) 機長が以前働いていた会社の同僚であった整備士の口述

機長は機体重量を毎回計算する人だったので、事故時の重量重心については分かっていたと思う。一方で、自信家でもあり、超過しても飛べないことはないと過信したかもしれない。

2.18.4 離陸時の早過ぎる引き起しの状況について

(1) FAA発行“Airplane Flying Handbook” (FAA-H-8083-3B Chapter 5 Takeoffs and Departure Climbs) には以下の記載がある。(抜粋)

After rotation, the slightly nose-high pitch attitude should be held until the airplane lifts off. Rudder control should be used to maintain the track of the airplane along the runway centerline until any required crab angle in level flight is established. Forcing it into the air by applying excessive back-elevator pressure would only result in an excessively high-pitch attitude and may delay the takeoff. As discussed earlier, excessive and rapid changes in pitch attitude result in proportionate changes in the effects of torque, thus making the airplane more difficult to control.

Although the airplane can be forced into the air, this is considered an unsafe practice and should be avoided under normal circumstances. If the airplane is forced to leave the ground by

using too much back-elevator pressure before adequate flying speed is attained, the wing's AOA may become excessive, causing the airplane to settle back to the runway or even to stall.

(略)

V_X is the speed at which the airplane achieves the greatest gain in altitude for a given distance over the ground. It is usually slightly less than V_Y, which is the greatest gain in altitude per unit of time. The specific speeds to be used for a given airplane are stated in the FAA-approved AFM/POH. The pilot should be aware that, in some airplanes, a deviation of 5 knots from the recommended speed may result in a significant reduction in climb performance; therefore, the pilot must maintain precise control of the airspeed to ensure the maneuver is executed safely and successfully.

(略)

The pilot must always remember that an attempt to pull the airplane off the ground prematurely, or to climb too steeply, may cause the airplane to settle back to the runway or make contact with obstacles. Even if the airplane remains airborne, until the pilot reaches V_X, the initial climb will remain flat, which diminishes the pilot's ability to successfully perform the climb and/or clear obstacles.

The objective is to rotate to the appropriate pitch attitude at (or near) V_X. The pilot should be aware that some airplanes have a natural tendency to lift off well before reaching V_X. In these airplanes, it may be necessary to allow the airplane to lift-off in ground effect and then reduce pitch attitude to level until the airplane accelerates to V_X with the wheels just clear of the runway surface.

(仮訳)

引起し後、飛行機が離陸するまで、わずかな機首上げピッチ姿勢を保持すること。水平飛行における（横風に対する）クラブ角が確立するまで、滑走路中心線に沿った飛行機の経路を維持するためにラダーを操作するべきである。操縦桿に過度のバック・プレッシャーを掛けることで強引に浮揚させようとすると、過度に高いピッチ姿勢角をもたらし、離陸が遅れることにつながるかもしれない。先に記述したように、ピッチ姿勢角の急激で過度な変化

は相応したトルク効果の変化をもたらし、それによって、飛行機のコントロールがより難しくなる。

たとえ、飛行機を強引に浮揚させることができたとしても、安全な手法ではなく、通常の状態では避けるべきである。もし、適切な飛行速度に到達する前に過度のバック・プレッシャーを使って飛行機を強引に離陸させた場合、その翼の迎角（アングル・オブ・アタック）は過度のものとなり、飛行機を滑走路に戻す、又は失速すら引き起こすことになる。

（略）

V_x （最良上昇角速度）とは、最小水平距離で最も高く上昇することのできる対気速度をいう。 V_x は V_y （最良上昇率速度：最小時間で最も高く上昇することのできる対気速度）よりもわずかに小さい。その速度の具体的な値は、当該飛行機の米国連邦航空局が承認する飛行規程／パイロット・オーナーズ・ハンドブックに記載されている。パイロットは、飛行機によっては、推奨速度から5ノットの逸脱が、結果として上昇性能の重大な低下を招くかもしれないことを知っておくべきである。したがって、パイロットは、操縦が安全かつ首尾良く行われることを確実にするため、対気速度のコントロールを正確に維持しなければならない。

（略）

引起しが早かったり急上昇を試みることは、飛行機が沈下して滑走路に戻るようになるか、あるいは障害物に衝突する原因となる場合があることをパイロットは忘れてはならない。たとえ飛行機が地面を離れたとしても、最良上昇角速度（ V_x ）に達するまでは、初期の上昇は横ばいで止まることとなり、上昇又は障害物越えを行おうとするパイロットの能力を削ぐこととなる。

目標は V_x （又はその付近）で適切なピッチ姿勢で引き起こすことである。パイロットは飛行機によっては V_x に達するかなり前に離陸しようとする自然な傾向があることを認識しておく必要がある。これらの飛行機の場合は、飛行機を地面効果内で離陸させ、飛行機が V_x に加速するまでの間は車輪が滑走路表面かわずかに離れるくらいで水平のピッチ姿勢を維持することが必要であろう。

- (2) 国土交通省航空局監修「飛行機操縦教本」（一般財団法人航空振興財団、平成21年、p. 90）には以下の記載がある。（抜粋）

離陸滑走中に確立した離陸姿勢を保持しながら、飛行機を自然に浮揚させる。飛行機が浮揚速度に達する前に過度のバックプレッシャーを加え、無理に離陸した場合は機首高姿勢となって機速が減少し失速の可能性がある。離陸時の失速は機体と人命に重大な影響を及ぼす。

2. 18. 5 バックサイドにおける飛行について

一定速度で水平飛行する飛行機では、速度が小さいほど、抗力（空気抵抗）は小さい。しかし、揚力と抗力の比が最大となる速度（ V_x ）以下では逆に抗力は大きくなる。抗力に釣り合うのが推力であるため、 V_x 以下で水平飛行するためには速度の減少につれて推力を増やす必要があり、つまり、エンジン出力を上げなくてはならない。 V_x の高速側をフロントサイド、低速側をバックサイドと呼ぶ。

フロントサイドにおける飛行では、エンジン出力を一定にしたまま水平飛行から機首を上げると速度が減じて上昇に移行する。これは減速によって余ったエンジン出力の一部を上昇に振り向けたことを意味する。

一方、バックサイドにおける飛行で同様の操縦を行うと、速度が減じると同時に降下する。これは速度が減じたことで、釣り合い飛行のための出力が足りなくなったためである。このような特性をバックサイド特性と呼ぶことがある。

操縦士の訓練では、スローフライトと呼ばれる課目で、バックサイドにおける操縦感覚を身につける。しかし、意図せずバックサイドとなる速度まで減速してしまった場合に、上昇しようとして思わず機首を上げ、結果的に急激に高度と速度を減じてしまうことがある。バックサイドから脱出するためには機首を下げて速度を増加させる必要があるが、高度を低下させないためには出力も同時に増やす必要がある。

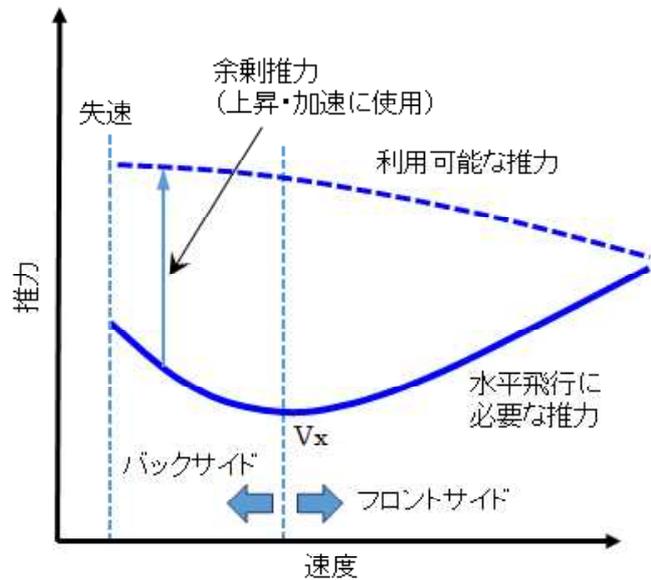


図2. 18. 5 バックサイドにおける速度と推力

2. 18. 6 空港土木施設における離着陸時の安全上の措置

空港土木施設は、航空法施行規則第79条（以下「設置基準」という。）の規定に基づき設置しなければならないことになっている。国土交通省航空局は、空港土木施設の設計に際して機能性、安全性あるいは経済性等の確保の観点から、各施設が具備すべき位置、形状、強度等を決定するための事項を示すとともに、設計、施行の合理化並びに効率化を図ることを目的とし、設置基準の解説書として、空港土木施設の設置基準解説（以下「同設置基準解説」という。）を定めている。

(1) 過走帯

同設置基準解説によれば、滑走路とは航空機の離着陸のために設けられた

くけい
矩形の部分であり、過走帯は、航空機が滑走路内で停止できなかった場合等に備えて、滑走路の両端に設けられる施設であると規定されている。

(2) 滑走路端安全区域に関する国際基準及び我が国の現状

航空機が離着陸する際に滑走路を越えて走行し停止する「オーバーラン」又は航空機が着陸時に滑走路手前に着地してしまう「アンダーシュート」を起こした場合に航空機の損傷を軽減させるため、過走帯を含む着陸帯の両端には、国際民間航空条約（以下「同条約」という。）第14附属書に基づき、滑走路端安全区域を設けることが求められている。

我が国の多くの空港においては、従来、長さ40mの滑走路端安全区域を確保してきた。平成11年に、長さ1,200m以上又は計器着陸用の滑走路^{*8}については、滑走路端安全区域の長さを90mに延長するように同条約第14附属書の規定が勧告方式から国際標準に改正された。

このため、国土交通省航空局は、平成25年4月、同設置基準解説を改正し、原則として、同条約第14附属書に準拠した滑走路端安全区域の整備を義務付けるとともに、滑走路端安全区域の長さ及び幅が確保されていない空港については、平成29年3月31日までに、事故発生時の被害程度及び事故の発生につながる要因について現状評価を実施し、その影響が大きいと判断される場合は、滑走路端安全区域の確保、アレスティングシステム^{*9}等の導入等の対策を講じることとした。

(3) 同飛行場の過走帯及び滑走路端安全区域

同飛行場には、同設置基準解説に基づき、滑走路の両端に長さ60m、幅30mの過走帯が設けられている。同飛行場の過走帯の舗装強度は滑走路より小さいものである。

また、平成25年4月の同設置基準解説の改正により、滑走路長は800mであるものの計器着陸用の滑走路である同飛行場の場合は、長さ90m以上（用地の確保が可能な場合は、120m以上が望ましい。）、幅60m、縦横勾配5%以下の滑走路端安全区域を過走帯の延長上に設ける必要がある。同飛行場の設置・管理者（東京都）によれば、事故発生当時、同飛行場には、滑走路端安全区域に相当する用地は既に確保されていたものの、滑走路端安全区域としての現状評価は未了であった。平成29年2月に現状評価が完了

*8 「計器着陸用の滑走路」とは、計器飛行（航空機の姿勢、高度、位置及び進路の測定を計器にのみ依存して行う飛行）による進入を行う滑走路のことをいう。計器飛行による進入は、VOR、DME、RNAV、ILS等の計器にのみ依存して行うものであり、精密進入及び非精密進入がある。

*9 「アレスティングシステム」とは、滑走路をオーバーランする航空機を確実に減速させ、航空機の損傷を軽減させるシステムで、滑走路端安全区域の長さ及び幅が確保できない場合の代替措置のことをいう。ただし、アレスティングシステムはオーバーラン対策であり、アンダーシュート対策にはならない。

し、当面、滑走路端安全区域に相当する用地を適切な維持管理の下で運用すれば、事故発生時の被害は少なく、事故の発生につながる要因はないとの評価結論を得た。



図2. 18. 6-1 同飛行場の滑走路、過走帯及び必要とされる滑走路端安全区域

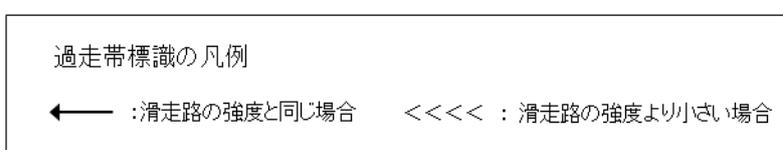


図2. 18. 6-2 過走帯標識の凡例

(4) 滑走路長を最大限に利用するための方法

我が国においては、大阪国際空港等のように滑走路の延長線上に取付誘導路を接続する例があり、これは、滑走路末端に取付誘導路を直角に接続する一般的な空港に比べ、滑走路長を最大限に利用できるものである。

a 滑走路の延長線上に取付誘導路を接続する空港のケース

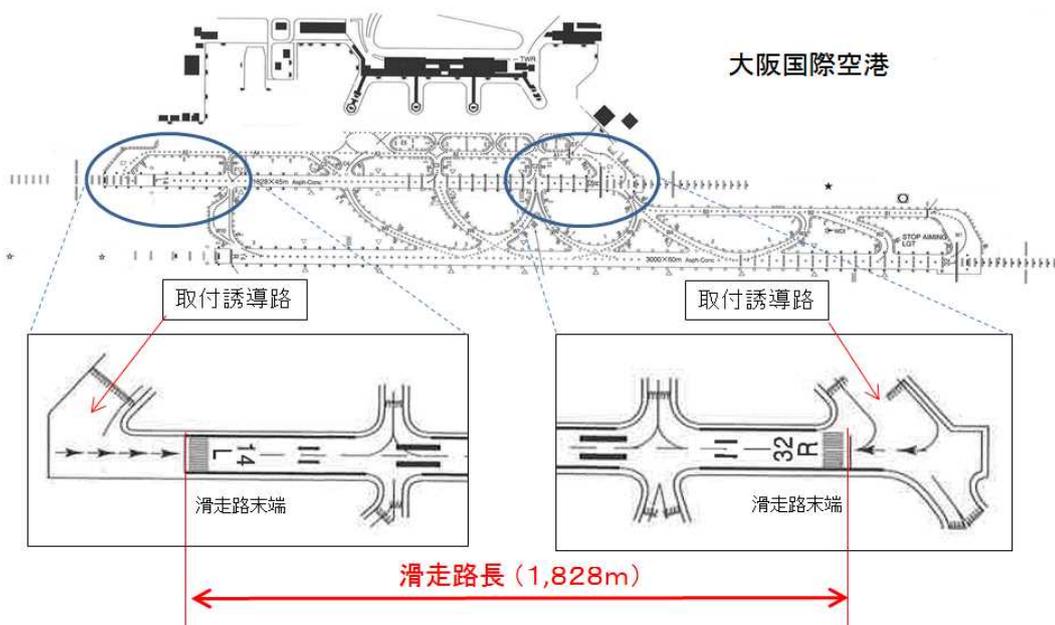


図2. 18. 6-3 大阪国際空港における例

b 滑走路末端に取付誘導路を直角に接続する一般的な空港のケース

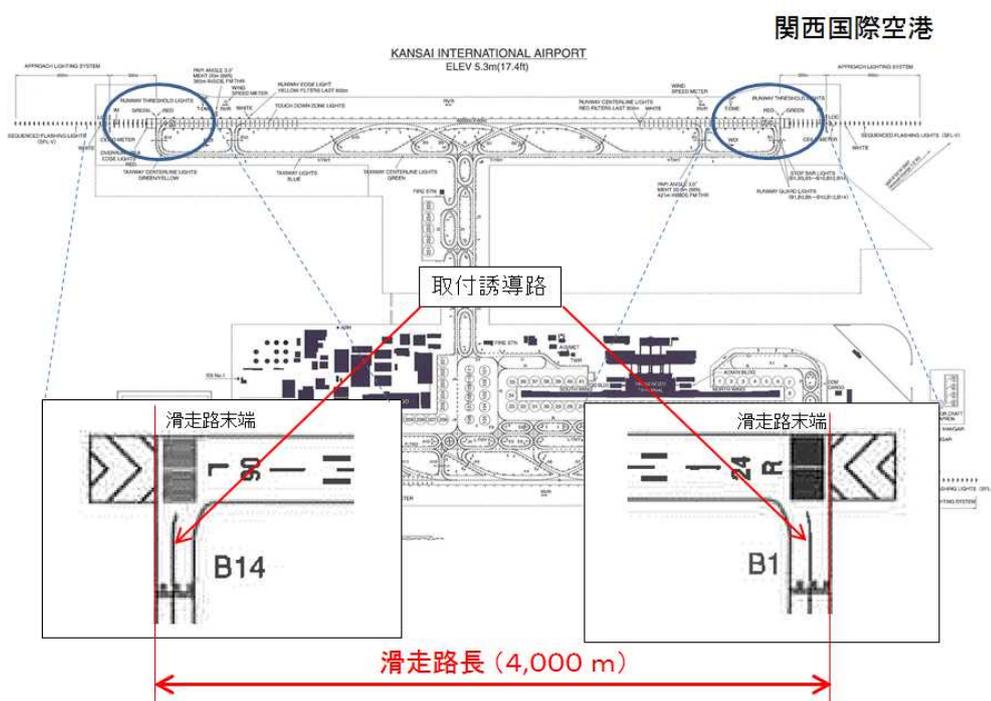


図2. 18. 6-4 関西国際空港における例

2. 18. 7 同機の整備管理の状況について

同機の管理及び整備を行っていた会社で整備を管理する者の口述によれば、同社の整備員が整備作業を実施した後は、作業の内容の記録について確認を行う。同機を地上で確認した限り、異常は確認できなかった。また、不具合を抱えたまま飛行していたという認識もなかったと述べている。

試験飛行時におけるエンジン出力データは吸気圧力と回転数が正しい指示値であれば問題ないと判断できる。T I T計の指示値については、他のデータが良ければ問題ないと判断しがちである。トラブルシュートに関しては、不具合が解消しない場合、製造者に直接聞くことも、代理店を通して聞くこともあるが、試験飛行時のデータを突き詰めて確認することはあまりしていなかったと思う。T I T計の指示値が低いことについては、整備員から報告もなく意識していなかったと述べている。

2. 18. 8 耐空性改善通報の実施状況について

同機が対象となる耐空性改善通報のうち、T I T計に関するものの内容及び実施状況について記述する。

T I T計指示系統の不適切な校正及びプローブの欠陥により発動機が損傷し、機体の操縦性の喪失に至る不具合を防止することを目的として、平成12年に耐空性改善通報TCD-5111-2000（以下「同TCD」という。）が発行され、

平成23年に同TC Dは耐空性改善通報TC D-5111A-2011（以下「同TC D改訂版」という。）により全面改訂されている。同機の事故直近の同TC D改訂版の実施状況は、平成26年4月25日、同機の飛行時間2,208時間38分の時点でプローブを交換していた。整備記録によれば、それ以前にも同TC D及び同TC D改訂版に従ってプローブの点検が3回、プローブの交換が6回行われていた。なお、同TC D及び同TC D改訂版は米国連邦航空局の耐空性改善命令99-15-04 R1及び2011-06-10に基づき、並びに航空機製造者の技術情報及びその後の改訂版を関連文書として、航空局が発行したものである。

2.18.9 国際標準、海外における規則及び参考事例

(1) 同条約第6附属書第II部（国際一般航空 - 飛行機）の国際標準

同条約第6附属書第II部（国際一般航空 - 飛行機）には、機長の出発前の確認事項に関する国際標準として、以下の要求がある。（抜粋）

2.3.1.3 The pilot-in-command shall determine that aeroplane performance will permit the take-off and departure to be carried out safely.

（仮訳）

2.3.1.3 機長は、飛行機の性能について、安全に離陸及び出発を行うことが可能であることを判断しなければならない。

(2) 米国連邦航空局（Federal Aviation Administration）の規則

米国連邦規則（Federal Aviation Regulation）には、機長の出発前の確認事項として、以下の要求がある。（抜粋）

§91.103 Preflight action.

Each pilot in command shall, before beginning a flight, become familiar with all available information concerning that flight. This information must include-

（略）

b) For any flight, runway lengths at airports of intended use, and the following takeoff and landing distance information:

(1) For civil aircraft for which an approved Airplane or Rotorcraft Flight Manual containing takeoff and landing distance data is required, the takeoff and landing distance data contained therein;

(仮訳)

91.103 飛行前の行為

機長は飛行を開始する前に飛行に必要な情報を理解しておかなければならない。これらの情報には以下が含まれる。

(略)

b) いかなる飛行においても、使用する空港の滑走路長並びに以下の離陸及び着陸距離に関する情報

(1) 承認された飛行規程に離陸・着陸に必要な距離が含まれる民間航空機については、当該離陸・着陸に関するデータ

(3) 英国航空当局 (Civil Aviation Authority) の規則

英国の航空規則 (The Air Navigation Order 2009) には、機長の出発前の確認事項として、以下の要求がある。(抜粋)

PART10

Duties of commander

(略)

Commander to be satisfied that flight can be safely completed

87. The commander of a flying machine must, before take-off, take all reasonable steps so as to be satisfied that it is capable of safely taking off, reaching and maintaining a safe height and making a safe landing at the place of intended destination having regard to-

(a) the performance of the flying machine in the conditions to be expected on the intended flight; and

(b) any obstructions at the places of departure and intended destination and on the intended route.

(仮訳)

第10編

機長の任務

(略)

安全な飛行を実施するため機長に求められること

87. 機長は、以下のことを考慮して安全に離陸し、安全高度まで到達し飛行を続け、目的地において安全な着陸ができるということに納得がいくまで、出発前に、全ての適切な手順を講じなければならない。

(a) 予定される飛行において想定される状況に応じた航空機の性能

(b) 出発地、目的地及び飛行経路上における全ての問題

また、英国航空当局が発行している“SAFETY SENSE LEAFLET 7c AEROPLANE PERFORMANCE” January 2013には、小型飛行機の性能に関し、以下の記述がある。(要約)

(a) はじめに

機長は、規則により飛行機がその飛行に適切な性能を有していることを確認する義務がある。

(b) 離陸－留意点

a 決心点

エンジンや他の不具合、例えばエンジン回転数の低下、速度の減少、加速の低下等が発生したときに飛行機を停止させる滑走路上の位置を前もって算出しておくべきである。他のことを考えず、初めから離陸ありきで考えてはならない。

b 利用可能な滑走路長の使用

滑走路全長を使用すること。インターセクションを使用して滑走路長を短く利用することには意味がない。

(4) オーストラリア航空事故調査当局（以下「ATSB」という。）の資料^{*10}

ATSBの資料によると、2000年1月1日から2010年12月31日の間に発生した事案として、ATSBに対して、単発機の離陸後の部分的なエンジン出力喪失事案が242件（そのうち9件が死亡事案）、離陸後のエンジン故障事案が75件（うち、死亡事案0件）報告があった。

ATSB発行、Avoidable Accidents No.3 Managing partial power loss after takeoff in single-engine aircraft の主な内容は、概略次のとおりである。(抜粋)

This ATSB booklet aims to increase awareness among flying instructors and pilots of the issues relating to partial power loss after takeoff in single-engine aircraft.

(仮訳)

この資料は、単発機の離陸後の部分的なエンジン出力喪失に関わる問題について飛行の教官及びパイロットの間に、認識を深めることを目的とする。

Most fatal and serious injury accidents resulting from partial

*10 オーストラリア航空事故調査当局（ATSB）が、単発機における離陸後の部分的なエンジン出力喪失について調査・研究を行ったManaging partial power loss after takeoff in single-engine aircraftの詳細は、ATSBのウェブサイト (<http://www.atsb.gov.au>) で公開されている。

power loss after takeoff are avoidable. This booklet will show that you can prevent or significantly minimise the risk of bodily harm following a partial or complete engine power loss after takeoff by using the strategies below:

- a pre-flight decision making and planning for emergencies and abnormal situations for the particular aerodrome*
- b conducting a thorough pre-flight and engine ground run to reduce the risk of a partial power loss occurring*
- c taking positive action and maintaining aircraft control either when turning back to the aerodrome or conducting a forced landing until on the ground, while being aware of flare energy and aircraft stall speeds.*

(仮訳)

離陸後の部分的なエンジン出力喪失に起因する死亡及び重傷事故のほとんどは、避けることができる。この資料は、離陸後の部分的なエンジン出力喪失又はエンジン停止による人身事故のリスクを、次の方策を用いることで大きく減少させ、又は防止することができることを示している。

- a 飛行前に異常・緊急時の対応を決定し、計画を立てておくこと
- b 部分的なエンジン出力喪失が起きる危険性を減らすため、徹底した飛行前点検及びエンジンの試運転を実施すること
- c 飛行場に引き返す又は不時着のいずれの場合でも、着陸時のフレアエネルギーと失速速度を意識しながら、地上に降りるまでは飛行機のコントロールを維持し積極的に対応すること

Examples of the causes of engine power loss include, but are not limited to:

- a mechanical discontinuities within the engine*
- b restricted fuel or air flow or limited combustion in the engine, often due to fuel starvation, exhaustion or spark plug fouling*
- c mechanical blockage in the engine setting controls, such as a stuck or severed throttle cable.*

(仮訳)

部分的なエンジン出力喪失の原因例。ただし、これに限らない。

- a エンジン内部の機械的な故障
- b 燃料供給枯渇、燃料切れ、点火栓の汚損に起因する、燃料や吸入空気の流量制限又は不十分な燃焼
- c スロットル・ケーブルの切断や拘束などエンジン制御系統の機械的な不具合

A partial engine power loss presents a more complex scenario to the pilot than a complete engine power loss. Pilots have been trained to deal with a complete power loss scenario with a set of basic checks and procedures before first solo flight. (中略) in a partial power loss, pilots are faced with making a difficult decision whether to continue flight or to conduct an immediate forced landing.

(仮訳)

部分的なエンジン出力喪失は、完全なエンジン出力喪失より複雑な状況をパイロットにもたらす。パイロットは最初の単独飛行前に、基本的チェックの手順とともに、完全なエンジン出力喪失への対応は訓練するものの、部分的なエンジン出力喪失への対応の訓練を受けていない。(中略) 部分的なエンジン出力喪失では、パイロットは飛行継続か即時の不時着をするか難しい決断をすることに直面する。

By extending already established procedures dealing with total power loss to a partial engine power loss scenario, this report will present the different options to consider during your pre-flight planning.

- a pre-flight planning (which focuses on preparing for loss of power)*
- b avoiding a partial power loss after takeoff*
 - operations on the ground (preventing loss of power)*
 - the pre-takeoff self-briefing*
 - on take-off checks and rejecting the takeoff.*
- c managing a partial power loss after takeoff (planning considerations and maintaining control)*
 - forced or precautionary landing (on or beyond the air field)*

— *turning back towards the departure aerodrome.*

(仮訳)

この資料は、既に確立されたエンジン停止への対処手順を部分的なエンジン出力喪失にも適用することによって、飛行計画時に考慮すべきいろいろな選択肢を示すものである。

- a 飛行計画策定時（エンジン出力喪失を考慮）
- b 離陸後の部分的なエンジン出力喪失を避ける
 - 地上での確認（エンジン出力喪失を予防）
 - 離陸前のセルフブリーフィング
 - 離陸時チェックと離陸中止
- c 離陸後の部分的なエンジン出力喪失への対応（考慮項目の検討及びコントロールの維持）
 - 強制的又は予防着陸（飛行場内又は場外）
 - 出発飛行場へ引き返す

Summary

(a) *Pre-flight checks prevent partial power loss*

ATSB occurrence statistics indicate that many partial power losses could have been prevented by thorough pre-flight checks. Some conditions reported as causing partial power loss after takeoff are fuel starvation, spark plug fouling, carburetor icing and pre-ignition conditions. In many cases, these conditions may have been identified throughout the pre-takeoff and on-takeoff check phases of the flight sequence.

(b) *Pre-flight planning and pre-takeoff briefings*

Even if a partial power loss does occur after takeoff, considering actions to take following a partial power loss after takeoff during the process of planning and the pre-flight safety brief gives pilots a much better chance of maintaining control of the aircraft, and helps the pilot respond immediately and stay ahead of the aircraft. Considerations include planning for rejecting a takeoff, landing immediately within the aerodrome, landing beyond the aerodrome, and conducting a turnback towards the aerodrome.

(c) *Stay in control*

If nothing else, maintain glidespeed and plan a maximum bank angle against your personal minimums, which you will not exceed if a turnback is an option. Be prepared to re-assess the situation throughout any manoeuvre.

(仮訳)

まとめ

(a) 飛行前点検が部分的なエンジン出力喪失を防ぐ

統計では、部分的なエンジン出力喪失の多くは徹底した飛行前点検で防げたことを示唆する。離陸後の部分的なエンジン出力喪失状況の幾つかは、燃料の枯渇、点火プラグの不具合、キャブレターの着氷そしてプレイグニッション状態である。これらの状態は、フライト過程の中で離陸前と離陸時のチェック段階において発見できる。

(b) 飛行前計画と離陸前ブリーフィング

離陸後に部分的なエンジン出力喪失が発生したとしても、計画段階と飛行前安全ブリーフィングの間に離陸後の部分的なエンジン出力喪失に続き行う行動を考えておくことは、パイロットに飛行機の操縦操作を維持させるための効果的な機会を与え、更にパイロットが即時に反応して飛行機に先んじることを助ける。離陸中止や離陸直後の飛行場内での着陸、飛行場外での着陸そして飛行場へ戻ることが計画することを含めて考えること。

(c) 操縦操作をとり続けること

引き返すことが選択肢にあるならば、滑空速度を保ちながら自身の限界内での最大バンク角を計画すること。操縦を行いながら常に状況判断すること。

(5) ニュージーランド航空事故調査当局（以下「CAA」という。）の資料

CAAの資料によると、1995年1月1日から2012年12月31日までの間で59件のエンジン出力喪失事案（3名死亡、12名重傷）がCAAに報告されている。このうち、30%強が離陸時及び上昇中に発生している。これらの発生原因を分類すると、機械的な不具合が55%、操縦が11%、アイシングが9%、燃料関係が6%、その他不明が19%であった。

CAA発行、VECTOR May/June 2013 Partial Powerの主な内容は概略次のとおりで、エンジンの出力喪失に備えた対応策が示されている。（抜粋）

(a) *Preflight Planning*

By considering the many factors involved in the takeoff,

such as wind strength and direction, runway direction, terrain and obstacles, and landing options on and off the airfield, you will reduce the mental workload required to handle a loss of power. This can also help you with decision making under stress or a high workload in an emergency.

Getting this plan together before you leave, will give you the confidence to carry out timely and positive actions if required.

(b) *Preflight Checks and Inspection*

The preflight inspection is a vital action for any flight and can reduce the likelihood of a partial power loss occurring after takeoff.

(略)

Ensure the engine starts easily and runs smoothly, and allowan adequate warm-up time.

Conducting a thorough engine run-up is an important step.

Testing fuel flow from the selected tank (fullest or takeoff tank), checking for correct operation of the carburetor heat control, and checking and comparing individual magnetos for a specified RPM drop range is vital. Engine oil temperature and pressures, fuel pressure, and other engine or systems gauge indications should be within accepted aircraft operating limitations.

Allow plenty of time to conduct the engine run-up check to help show any abnormalities with both the engine and fuel system, and never attempt to take off when the engine continues to misfire or is running rough.

(c) *Fuel*

Fuel starvation, exhaustion, or contamination, also rate highly as causes of partial power often leading to total power loss.

(略)

(d) *Induction Icing*

(略)

(e) *Pre-flight Self-briefing*

All single-engine aircraft pilots, just like multi-engine aircraft pilots, should ‘self-brief’ before each and every takeoff. It helps you keep ahead of the aircraft, and keep control.

This brief is generally conducted once all engine and systems checks are complete, just prior to the holding point for takeoff. It serves as a reminder of your planned actions in the event of an emergency.

Here is an example of a self-brief:

- a Engine failure before rotation point, I will abort the takeoff, close the throttle and stop on the remaining runway.*
- b Engine failure after rotate, runway remaining, I will lower the nose, close the throttle, land in the remaining runway available.*
- c Engine failure in initial climb, I will lower the nose, close the throttle, select the best option, and execute trouble checks if time permits.*

On the takeoff run, we wisely choose to use the full length of the runway available, and on application of full power we check the static RPM to confirm engine performance.

With the brakes off we check the acceleration of the aircraft, and the performance of the engine for any signs of power loss and/or rough running.

After rotation and in the initial climb, any partial engine power loss that degrades performance to the extent that you cannot maintain height can be treated as a complete engine failure with a potentially extended glide distance.

At this point, you might hear your instructor reminding you to, “lower the nose to the gliding attitude, maintain speed, carry out trouble checks if you have time, and fly the aircraft to a landing.”

(略)

At a reasonable height, and with power that is sufficient to

maintain height, a turn back to the recently departed runway may be an option, but it has a number of considerations attached. The overriding thought is that the engine could fail at any time.

Accidents occur when control is lost, especially when the pilot attempts to turn back to the runway at low level and low speed, or does not maintain control in the glide.

(仮訳)

(a) 事前飛行計画

風力/風向、滑走路方位、障害物、空港やその周辺への着陸の方法など離陸に関わる多くの要素を考慮することで、エンジンの出力喪失への対応に係る精神的なワークロードが軽減される。このことはまた、緊急時のストレスや高ワークロード下における意思決定を助けることにつながる。離陸前に飛行計画を作ることによって、自信を持って必要に応じて適時に積極的な行動をとることができるようになる。

(b) 飛行前点検及び検査

飛行前点検はいずれの飛行においても極めて重要な行為で、離陸後の部分的出力喪失が発生する可能性を低減することができる。

(略)

エンジンが容易に始動すること、滑らかに回転することを確認し、適切な時間、暖機を行う。

徹底的なエンジン試運転の実施は、重要なステップである。選択した燃料タンクからの燃料流量のテスト、気化器加熱の正常作動点検及び個々のマグネトーの回転数低下と規定値との比較点検は、極めて重要である。エンジンオイルの油温と油圧、燃料圧及びその他エンジン、システムの計器表示は、航空機の運用限界以内であること。

エンジン試運転に多くの時間をかけることは、エンジンと燃料系統両方における異常を検知することを助け、エンジンの点火不良や不安定な回転が続くようであれば決して離陸を試みてはならない。

(c) 燃料

燃料の不足、枯渇又は汚染は、エンジンの部分的な出力喪失の原因となる可能性が高く、しばしば完全な出力喪失原因となることもある。

(略)

(d) アイシング

(略)

(e) 飛行前セルフブリーフィング

全ての単発エンジン機のパイロットは、多発機のパイロットと同様に、毎飛行前にセルフブリーフィングを行うべきである。

このブリーフィングは、離陸待機場所に行く直前で、全てのエンジン及びシステム点検を完了後に実施するのが一般的である。非常事態における自身の対応を思い起こすことができる。

次は、セルフブリーフィングの事例である。

a 離陸のため機首を引き起こす位置以前にエンジンが故障したら、離陸を中止し、スロットルを閉じて滑走路上で停止する。

b a の位置以降においてエンジンが故障した場合でまだ残滑走路長がある場合は、機首を下げ、スロットルを閉じて利用可能な残滑走路長に着陸する。

c 初期上昇時にエンジンが故障したら、機首を下げ、スロットルを閉じ、最良な方法を選択し、時間が許せば故障点検を行う。

離陸滑走では、利用可能な滑走路長を最大限活用することが賢明である。そして、フルパワーを使用し、エンジン性能を確認するため、スタティック回転数の点検を実施する。

ブレーキを開放するとともに機体の加速チェックを行い、エンジン出力喪失やラフな回転の兆候がないかをチェックする。

離陸のため機首を引上げ後の初期上昇中に発生する、高度が維持できないようなエンジンの部分的出力喪失は、滑空距離が伸びる可能性をはらんだ完全なエンジン故障とみなすことができる。

この点は、教官から「滑空姿勢まで機首を下げ、速度を維持し、時間が許せば問題点のチェックを行う。そして着陸する。」と教わったことがあるかもしれない。

(略)

高度を維持できるような出力があった場合、出発滑走路に戻ることは、一つの方法かもしれないが、それには多くの考慮すべき事柄を伴う。最も重要な関心事項は、エンジンがいつでも止まってしまう状況になり得ることである。

事故は、とりわけ、パイロットが低高度、低速度で出発滑走路に戻ろうと試みる時又は滑空状態のコントロールを維持できないときに発生する。

2.18.10 事故後の国土交通省航空局の対応

国土交通省航空局は、事故発生後、次の取組を実施した。

平成27年7月27日（月）

小型航空機の運航者に対し、機体の点検・整備の確実な実施及び運航に関わる法令・手順の遵守に万全を期すように注意喚起文書を発出した。

同年8月26日（水）～27日（木）

7月27日に通知した注意喚起に対する措置状況を確認するため、調布に基地を有する9事業者に対し、航空局職員による臨時の安全監査を実施した。

同年8月28日（金）

同飛行場の設置・管理者（東京都）及び航空局により、調布飛行場における航空機の運航の安全確保に関する協議会を設置・開催し、安全監査の結果、安全対策の検討等の情報を共有し、協力して安全対策を検討・実施することとした。

同年9月1日（火）～9月2日（水）

航空局職員が事業機の運航再開後の状況を現地で確認した。

同年11月26日（木）

航空局職員による小型航空機の整備に関する安全講習会を八尾空港で開催した。その後、調布、仙台、名古屋、東京等で開催した。

2.18.11 事故後の同飛行場の設置・管理者（東京都）の対応

(1) 平成27年8月18日（火）～20日（木）、同飛行場の設置・管理者（東京都）は住民説明会を開催し、事故機に関する情報、事故の経過及び同飛行場の設置・管理者（東京都）の事故対応及び今後の取組の方向性について、以下のとおり説明した。

① 当面の対応

a 事業機については、国家資格を有する整備士により、事業機に対し安全点検を実施し、機体の安全を確認するとともに、外部講師による特別安全講習会を実施した上で、運航を再開する。

さらに、今年度中は、同様の安全点検を3か月ごとに1回行い、運航再開後も定期的に安全講習会を実施する。

b 今回の事故が自家用機によるものであったことを重く受け止め、自家用機については、今回の事故の原因が究明され、再発防止策が図られたことが確認できるまで引き続き運航の自粛を要請する。

② 今後の対応

本事故を教訓として、再発防止に向けて、地元市の意見を聴きながらより一層の安全対策を講じていく。

a 同飛行場の航空機の使用が適正に行われていたか検証する。

b 今後、同飛行場の安全対策の強化及び管理運営の一層の適正化について、地元市と同飛行場の設置・管理者（東京都）で協議を進める。

(2) 平成28年6月16日（木）、同17日（金）及び同20日（月）、同飛行場の設置・管理者（東京都）は、住民説明会を開催し、同飛行場の設置・管理者（東京都）として、今後、次のことに取り組んでいく方向で考えている旨を説明した。

- ① 機長、整備士、運航管理者等の安全講習会等の参加を義務化するとともに、自家用機の機長による出発前確認を徹底し、管理事務所への報告を義務化する。また、国が主催する整備士等を対象とした講習会に同飛行場の整備士が参加し、その整備士により点検・整備を行うことを義務化する。
- ② 事故等の緊急時における責任体制を強化するため、各自家用機に緊急時対応責任者を置かせ、定期的に連絡会を行うとともに、事故発生時に被害者への謝罪、補償等を迅速に行う責務を負うようにさせる。また、自家用機所有者等に対し、航空機保険の第三者賠償責任保険への加入を義務付ける。さらに、同飛行場の設置・管理者（東京都）として相談窓口を設け、被害者からの要望や相談にきめ細かく対応し、速やかに救済が進まない場合は、同飛行場の設置・管理者（東京都）が責任を持って仮住まいの確保や被害家屋の撤去などの被害者支援を迅速に実施する。
- ③ 自家用機の飛行目的の適正化を図るため、協定等で認められていない遊覧飛行等の飛行が決して行われることがないように、引き続きその周知徹底に取り組むとともに、新たな改善策を講じる。遊覧飛行等を確認した場合は、同飛行場から転出させる。
- ④ 都はこれまでも平成9年に地元市と締結した協定書に基づき自家用機の積極的な分散移転に取り組んできたが、地元3市及び同飛行場周辺三町地域協議会からの自家用機の撤廃についての要望を重く受け止め、自家用機の最大限の削減を図る。このため、自家用機の利用実態や移転先の確保などについて具体的な調査、検討を進め、更なる分散移転等に積極的かつ具体的に取り組んでいく。
- ⑤ 法令に規定されている耐空証明検査や技量維持などのための自家用機の必要最小限の運航を除き、自家用機の運航自粛の要請を継続する。また、最初の運航では特定操縦技能審査員を同乗させ、操縦者の技量を確認させる。

3 分析

3.1 乗組員の資格等

機長は、適法な航空従事者技能証明及び有効な航空身体検査証明を有していた。

3.2 航空機の耐空証明等

同機は有効な耐空証明を有しており、所定の整備及び点検が行われていた。

3.3 同機の離陸重量及び重心位置について

2.6.4に記述したとおり、事故時の離陸重量は約2,008kg（約4,427.5lb）と推定され、最大離陸重量1,950kgを約58kg超過していたものと推定される。また、重心位置は基準線後方+146.0～+146.5inにあり、最大離陸重量時における後方限界近くにあったものと推定される。

離陸重量及び重心位置について、以下のとおり分析を行った。

3.3.1 出発前の重量及び重心位置の確認

出発前の重量及び重心位置の確認は、2.8.1に記述したとおり、航空法第73条の2及び航空法施行規則第164条の14の規定により機長に求められている。

2.6.4に記述したとおり、出発前に同機の重量及び重心位置を計算した計算書等は見つかっていない。また、2.1.2(2)及び(3)に記述したとおり、同乗者B及び同乗者Cは、飛行までに機長及び同乗者Aに体重を聞かれていないと述べている。

これらのことから、事故機の出発前に機長による重量及び重心位置の確認は十分には行われていなかったものと考えられる。

3.3.2 離陸重量に対する機長の認識

2.6.4の記述及び3.3の分析のとおり、事故時の離陸重量は最大離陸重量を超過していたものと推定された。

一般的に、操縦士は乗り慣れた機体の重量については、残燃料及び搭乗する人数等の状況から、最大離陸重量を完全に超過しているか又は超過しそうであるかは正確な計算を行う前であっても経験から推測することはできるものと考えられる。

同機の事故時の重量は、2.6.4の記述から搭載燃料が約278kgと推定され、これは燃料の総容量（333kg）の約83%であった。同機の直近の飛行も機長が行っていたことから、この燃料重量の状況について推測できたものと考えられる。

機長が事故時の飛行前に同重量を超過していること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が、その状態で飛行す

ることの危険性に係る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。

3.3.3 同機の重量及び重心位置の影響について

2.8.2及び2.14.5(1)に記載したとおり、機体重量が最大離陸重量を超過して飛行した場合には、離陸及び上昇性能が低下し、通常と同じように離陸、上昇及び巡航ができない。

また、重心位置が後方限界近くになっている場合には、機首上げが発生しやすい状態において、離陸時に過度な機首上げ姿勢となる、上昇中も機首上げ傾向となる、低速飛行時の操縦性、安定性又は飛行性能が低下して不意に失速に入りやすくなるという影響が生じるため、慎重な操縦操作が必要となる。

3.3.4 重量及び重心位置の許容範囲からの逸脱について

重量及び重心位置の許容範囲からの逸脱は、耐空証明で指定される運用限界の超過であり、また前項で記述したとおり、離陸及び上昇性能の低下、低速飛行時の操縦性、安定性又は飛行性能が低下して失速に入りやすくなるため、決してこのような状態で飛行を行ってはならない。

本事故においては、機体重量の超過が同機の離陸及び上昇性能を低下させており、加えて、重心位置が後方限界近くで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、離陸上昇時の過度な機首上げ、低速飛行時の操縦性、安定性及び飛行性能の低下並びに失速に入りやすい状況を生じさせ、これらが同機の低速での離陸、過度な機首上げ姿勢及び失速に陥った要因となったものと推定される。

2.14.5に記載した飛行規程においても、重量及び重心位置が許容範囲内に入っていることの重要性が示されており、重量及び重心位置の計算は、航空機の重量及び重心位置を許容範囲内に保つため、燃料又は荷物の積載可能量を定めるために必要であり、誤った積載状態を避けるためには、燃料補給に先立って計算結果を点検することが記載されている。飛行を行う場合は、機長は、必ず搭乗者、搭載物及び燃料の重量を正確に把握し、これらを基に計算書等を使用して重量及び重心位置を計算し、重量及び重心位置が許容範囲内に入っていることを確実に確認する必要がある。また、許容範囲を逸脱していた場合には、搭乗者及び搭載物を制限する、又は燃料を減じる措置を講じて、重量及び重心位置が許容範囲に収まるようにして飛行することが求められる。

さらに、一旦燃料を搭載した後にこれを減じることは現実的に困難な場合があると考えられることから、燃料の搭載量次第で最大離陸重量又は性能上許容される重量を超過する可能性がある場合には、燃料補給量を慎重に検討するべきである。

3.4 同機の事故時の飛行について

2.1.1に記述した飛行の経過及び2.16.5に記述した映像等から求めた飛行経路について分析を行った。

3.4.1 事故時の同機の形態及び気象状況

(1) 離陸滑走開始時

2.1.2(1)に記述した同乗者Aの口述から、同機の離陸は、滑走路上に一旦停止しエンジンの回転を十分に上げてから離陸滑走を始めるスタンディング・テイクオフだったものと考えられる。

(2) 同機のフラップ

別添1-1及び1-2に示した同機の機内から撮影された写真（右主翼等）から、離陸時のフラップは 10° の位置であったものと推定される。

(3) 同機の脚

2.16.5.7(3)で記述したとおり、10時57分53秒に同機の機内で撮影された画像には、脚警報が点灯していた。2.7.2(1)に記述したとおり、引込み脚を格納中に脚警報が点灯することから、同機は、10時57分53秒時点で脚の格納中であったものと推定される。

(4) 気象状況

2.9.2で記載した同飛行場の航空気象の観測値のとおり、気温は 3.4°C と推定される。

また、風の状況は、2.9.2(1)で記載した同飛行場の航空気象の観測値、2.9.2(2)及び別添4で記載した事故関連時間帯の風のデータから、同機の飛行性能に影響を与えるような背風の状況ではなかったものと推定される。さらに、写真2.16.5.1(3)-2で示した黒煙がほぼ垂直に立ち上っている状況から、風速はほぼ無風であったものと推定される。

3.4.2 事故時の同機の飛行と飛行規程に基づく飛行の比較

2.1.1及び2.16.5に記述した事故時の同機の飛行と2.1.4に記述した同機の飛行規程に基づく飛行との比較を行った。飛行規程に基づく飛行は、2.14.3(4)に記述した 0° フラップ離陸手順及び短距離離陸手順並びに2.18.1の記述から各離陸手順の離陸地上滑走距離及び離陸距離を使用し、気温を 3.4°C 、離陸重量を最大離陸重量と仮定して計算を行った。これらについて高度と速度の対比を図3.4.2に示す。

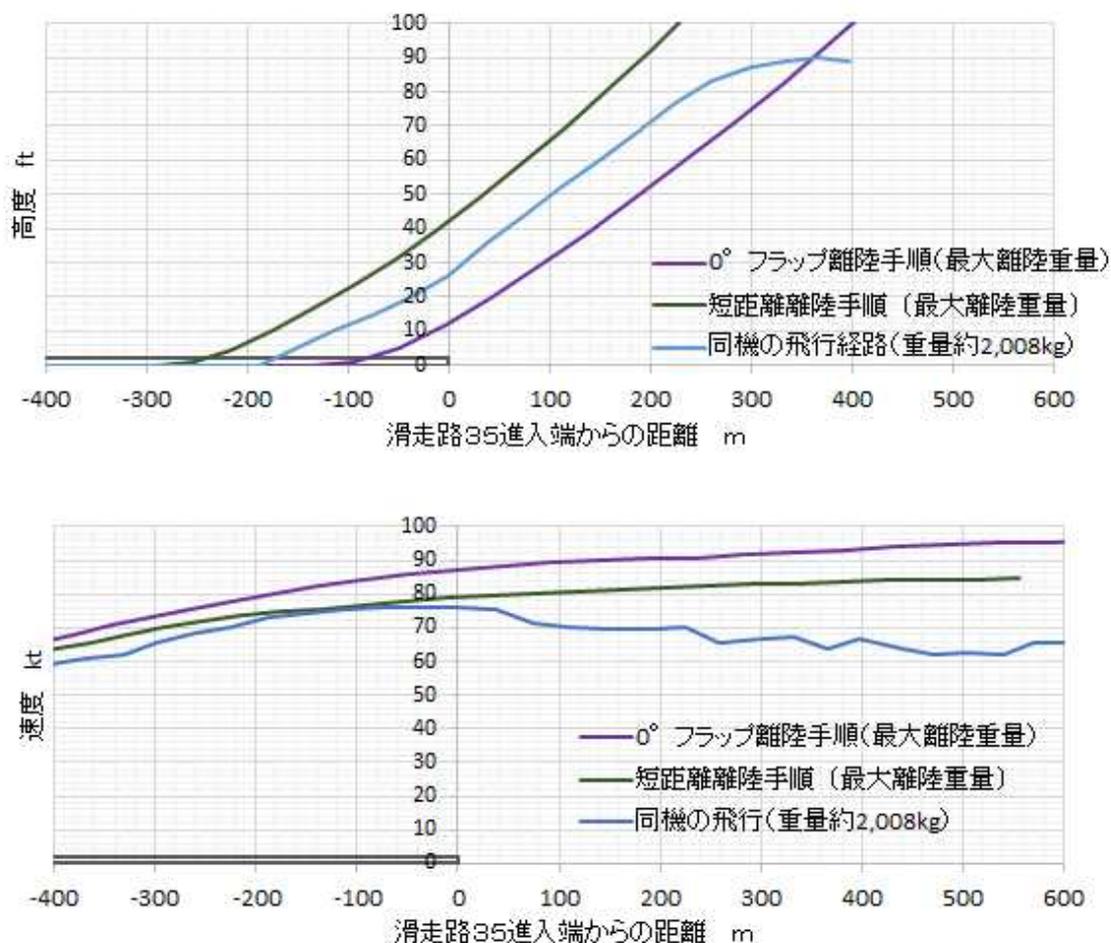


図3.4.2 同機の飛行と飛行規程に基づく飛行の比較

3.4.3 離陸滑走及び離陸（10時57分13～41秒）について

同機の事故時の離陸地点は、2.1.1に記述したとおり、滑走路17進入端から約630mの地点であった。一方、離陸滑走開始地点が滑走路17進入端から約10mの地点と仮定すると、2.18.1の記述から、最大離陸重量の短距離離陸における離陸地点は、滑走路17進入端から約537m、0°フラップ離陸における離陸地点は約690mである。

2.14.3(4)に記述した飛行規程の短距離離陸手順におけるリフトオフ速度は69kt、0°フラップ離陸手順におけるリフトオフ速度は78ktと規定されている。同機の事故時の離陸速度^{*11}は、約73ktであったと推定される。

図3.4.2から、同機の離陸滑走時の速度の増加が、フラップを20°に設定する短距離離陸よりも抑えられていることが分かる。これは、2.6.4に記述したように同機の離陸重量が最大離陸重量を超過していたこと、2.1.1に記述したように離陸

*11 「離陸速度」とは、全ての車輪が浮揚する速度のことをいう。

滑走開始後に滑走路中央においてピッチ姿勢角が上下していること及び滑走路17進入端から500m地点において速度約65ktで前輪が浮揚する動きをしたことにより空気抵抗が増したことによる可能性が考えられる。

速度約65ktで前輪が浮揚する動きをしたことについては、この時の速度が短距離離陸手順で規定されたリフトオフ速度よりも更に低速であること及び滑走路中央においてピッチ姿勢角が上下していることから、3.3.4で記述したように重心位置が後方限界近くであったことによる可能性が考えられる。

3.4.4 引起し時の速度

2.1.1に記述したとおり、10時57分41秒、滑走路17進入端から630m地点（残距離170m）で同機は離陸した。3.4.1(1)で述べたように、同機は滑走路上で一旦停止してから離陸滑走を開始していること、その時のフラップが10°であったこと、及び離陸速度は約73ktであったことから、機長が、2.14.3(4)で記述した0°フラップ離陸手順のリフトオフ速度78ktと短距離離陸手順のリフトオフ速度69ktの中間的な速度で離陸する手順を行った、若しくはフラップ10°の設定で短距離離陸手順を行った、又は0°フラップ離陸手順を選択していたが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可能性が考えられる。

3.4.5 離陸直後の上昇中の状態（10時57分42～54秒）

図3.4.2に示したとおり、事故時の飛行における離陸直後の上昇角は、飛行規程に基づく短距離離陸及び0°フラップ離陸とほぼ同じであった。

この時の速度について、短距離離陸手順に従った上昇では50ft障害物越えまで80kt、その後に脚上げを行い、更にフラップを上げながら90ktまで加速することとされている。また、0°フラップ離陸手順に従った上昇では同障害物越えまでに91ktとすることとされている。

図2.16.5.3-1及び図2.16.5.3-2から、離陸直後から80ftに上昇するまでの過程では上昇率が約500fpmで、80ft上昇する間に5～10kt減速していることが分かる。離陸後の最大速度は約76ktであり80ftに到達した時点では70kt近くまで速度が低下している。

また、速度が低下している状況において、このような飛行を継続したことは、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た可能性、又は、これまでの同機における機長の飛行経験から、同様の上昇であっても加速上昇が行えると考えて速度の低下に気付くのが遅れた可能性が考えられるが、機長が死亡しているため、これらの可能性に

ついて特定することはできなかった。

この離陸直後の状況において、速度の低下に対応することを優先し、機首下げを行っていた場合、上昇率は低下するが速度が低下することなく、飛行を継続できた可能性も考えられるが、図2.16.5.3-3に示すとおり、機長が速度が低下するような過度な機首上げによる上昇を継続したことで、同機は2.18.5に記述したバックサイドの飛行となり、飛行の継続が難しい速度まで減速したものと考えられる。

3.4.6 リフトオフ速度未満での離陸の危険性

事故時の同機はフラップが10°に設定されており、2.18.1に記載したとおり、フラップ0°と10°の離陸性能に差はないことから、この場合は、0°フラップ離陸手順のリフトオフ速度まで加速してから、離陸しなければならなかったものと考えられる。

0°フラップ離陸手順のリフトオフ速度は78ktと規定されているが、同機はそれよりも低速である約73ktで離陸している。

2.18.4に記述したAirplane Flying Handbookには、低速での離陸及び急激な上昇を試みることが、機体の沈下及び障害物への衝突の原因となる場合があることが述べられており、同機の離陸及び離陸後の上昇においても、リフトオフ速度未満での離陸及び前項で記述したような離陸後の速度が低下する過度な機首上げの上昇により、必要な上昇速度まで加速することができなかった可能性が考えられ、その後の高度低下及び墜落に至る要因となったものと考えられる。

操縦士の独自の判断で飛行規程に規定された手順を変更することは、安全な飛行に影響を及ぼす可能性が高いため、みだりに行うべきではない。

また、選択した離陸手順に規定されているリフトオフ速度まで加速ができないときは、ちゅうちょなく離陸を中止しなければならない。

3.4.7 離陸直後の上昇に続く状態（10時57分55秒～10時58分00秒）

2.1.1に記述したとおり、同機は、高度約90ftに到達後、緩やかに降下しながら約5秒間飛行している。

速度が低下するような過度な機首上げを継続したことで、同機はバックサイドの飛行となり、機首の上げ下げを繰り返したものと考えられる。同機は、速度が低下しパワーオン失速^{*12}に入りかけていたものと考えられる。

*12 「パワーオン失速」とは、高出力状態で失速することをいう。

3.4.8 高度低下から墜落に至る状態（10時58分00秒以降）

2.1.1に記述したとおり、10時58分00秒、同機は左にロールし、その後、更に左に滑りながら降下をしている。機体がロールする直前の速度は、約62ktであったと考えられる。当該機種 of 失速速度は、推定される重量及びフラップ10°では約66ktであり、パワーオン失速（75%出力）で約62ktと計算される。これらのことから、10時58分00秒ごろまでは、辛うじて飛行が可能な状態であったが、その後、失速して高度を失ったものと考えられる。

この時、降下率が増したことにより速度が若干回復して、墜落直前に再度緩やかな降下となっていたと考えられる。

なお、同機が左に偏向したことについては、上昇できず速度が低下したため操縦が困難となり、単発レシプロ機の左に偏向する特性をラダー操作等により修正しきれなかった結果と考えられる。

2.4.2に記述した住宅A、住宅B、住宅C及び住宅Dの損壊及び墜落後の同機の状態から、墜落直前の同機は、住宅Aのテレビアンテナと接触した後、住宅Bの屋根に衝突したものと推定される。その後、同機が住宅Cと接触せずに住宅Dに上下逆さまに墜落している状況から、住宅Aのテレビアンテナ及び住宅Bと接触した際の同機は機首上げ姿勢であったものと考えられる。また、住宅Bの屋根の破損状況及び2.11(1)に記述した胴体の損傷状況から住宅Bに衝突したのは胴体の底面であったものと考えられ、同機は衝突した衝撃でバウンドし、その際に若干の右ひねりの運動を含んだ前転の運動となって住宅Cを越えて住宅Dに上下逆さまの状態に墜落したものと考えられる。

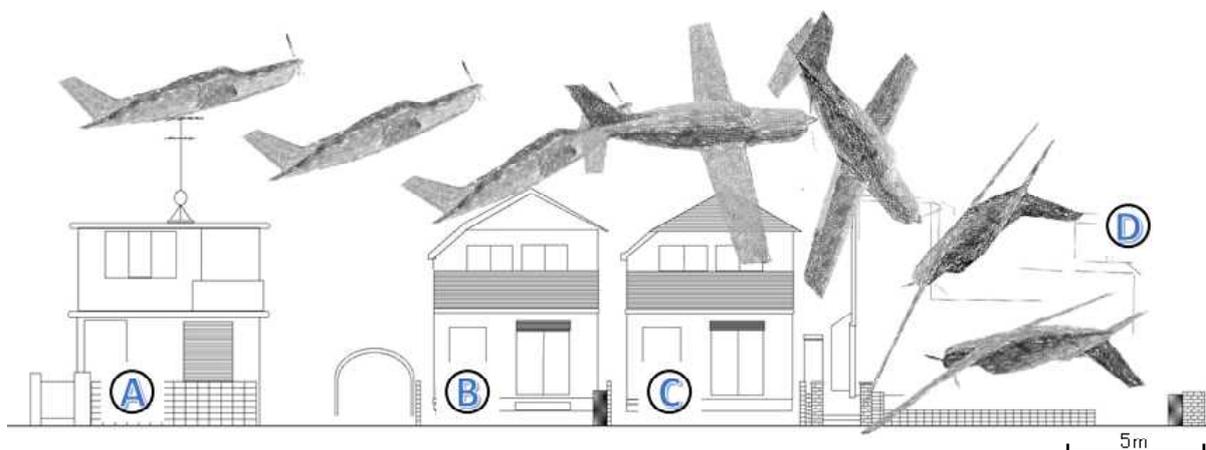


図3.4.8 墜落時の同機の推定軌跡

3.5 数学モデルに基づく分析

同機の事故時の飛行状況を分析するため、機体特性データ（数学モデル）に基づいて計算による再現を行い、これと2.1.1及び2.16.5で記述した映像等から推定された

同機の事故時の飛行との比較を行った。

3.5.1 事故時の同機の諸元について

同機の事故時の飛行状況を分析するため、数学モデルを作成してシミュレーションを行う際の同機の事故時の状況及び風の状態を以下のように仮定した。

(1) 離陸時のエンジン出力

図2.16.5.7(1)に示したとおり、離陸滑走から離陸後までの吸気圧力は約39～40 inHgであったことから、エンジン出力に影響が大きい値として吸気圧力を39 inHgと想定した。

気温については、3.4.1(4)で述べたとおり、34℃と仮定した。また、2.9.3に記述したとおり、航空気象観測値が34℃のときの滑走路上の気温は38.1℃であったことから、事故時の滑走路上の気温を38℃と想定した。

これらの想定値を使用して、2.15.1に記した性能表から求めたエンジン出力は310HP（同エンジンの定格最大出力が350HPに対して89%である。以下、同様とする。）となり、この値を同機のエンジン出力と仮定した。

(2) フラップ位置

3.4.1(2)で述べたとおり、フラップは10°の位置であったものと推定されることから、フラップ位置を10°と仮定した。

(3) 風の状態

3.4.1(4)で述べたとおり、事故時の風は、同機の飛行性能に影響を与える状況ではなかったものと推定され、風速はほぼ無風であったものと推定されることから、風の状態を無風と仮定した。

3.5.2 同機の数学モデル

シミュレーションによる分析を行うため、同機の数学モデルを作成した。その形態は、前項で述べたとおり、フラップ10°としている。シミュレーションに使用した脚上げ時の空力係数を図3.5.2に示す。図3.5.2に示した空力係数以外のパラメーターを表3.5.2に示す。図3.5.2及び表3.5.2に示した空力係数及びパラメーターは航空機製造者から提供された情報及び同型式機を使用した飛行試験の結果から計算により求めた。

なお、機体特性データは航空機製造者から提供されたものを基に同型式機による飛行試験によって得られた結果を反映させたものであり、同等の条件で飛行規程の性能表から求めた性能値と一致している。しかし、機体特性データには個別の機体ごとに一定の差があると考えられるため、求められた機体特性データと同機の機体

特性データが完全に一致しているものではない。

さらに、2.1.1及び2.16.5で記述した映像等から推定された同機の飛行における姿勢及び速度には誤差（主に値のばらつき）が含まれるため、求められた結果が同機の飛行状況を完全に再現しているものではない。

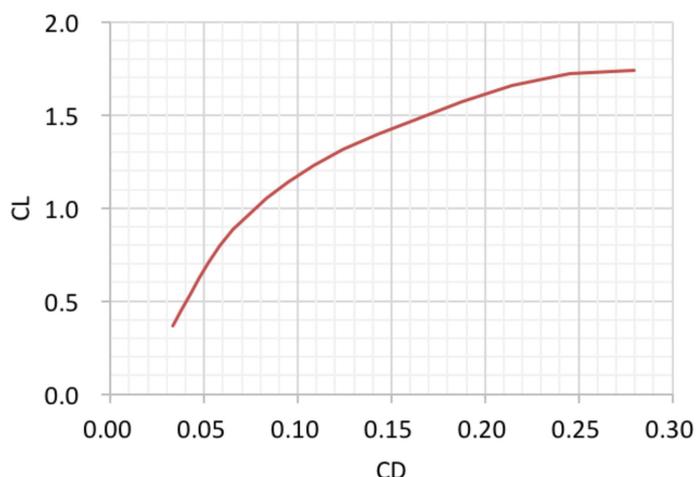


図3.5.2 揚力係数及び抗力係数の関係図

表3.5.2 数学モデル及び計算の諸元

パラメーター	数値
転がり摩擦係数	0.045
脚下げによる抗力係数の増分	0.023
抗力係数の形状抵抗分	0.025
地面効果 ^{*13}	誘導抗力：高度 0 ftで 50%減 高度 25 ftで 0%減
機体質量	2,008 kg
大気密度	1.14
翼面積	16.3 m ²

3.5.3 離陸地上滑走時の比較

3.4.1で述べたように、同機は滑走路上で一旦停止し、エンジンの回転を十分に上げてから離陸地上滑走を開始している。また、3.5.1で述べたとおり、フラップは10°に設定されていたと推定されることから、離陸地上滑走時については0°フラップ離陸手順との比較を行った。なお、フラップ0°とフラップ10°では、同じ手順を適用した場合に加速性能にほとんど差がないことを同型式機を用いた試験によって確認した。

*13 「地面効果」とは、飛行機が地面のごく近くを飛行している場合、地面の影響により、翼周りの気流の様子が変化し、誘導抗力が減少するとともに、迎え角の変化に対する揚力係数の変化の割合が増加する現象をいう。通常、飛行高度が翼幅程度以下であれば、地面効果がみられるといわれており、この場合、誘導抗力が減少することによって揚抗比が増加するため、機体重量が同じであれば、その飛行のための必要推力又は必要馬力が少なくて済む。

図3.5.3に同機の離陸とシミュレーションによる0°フラップ離陸手順に基づく高度及び速度を示す。

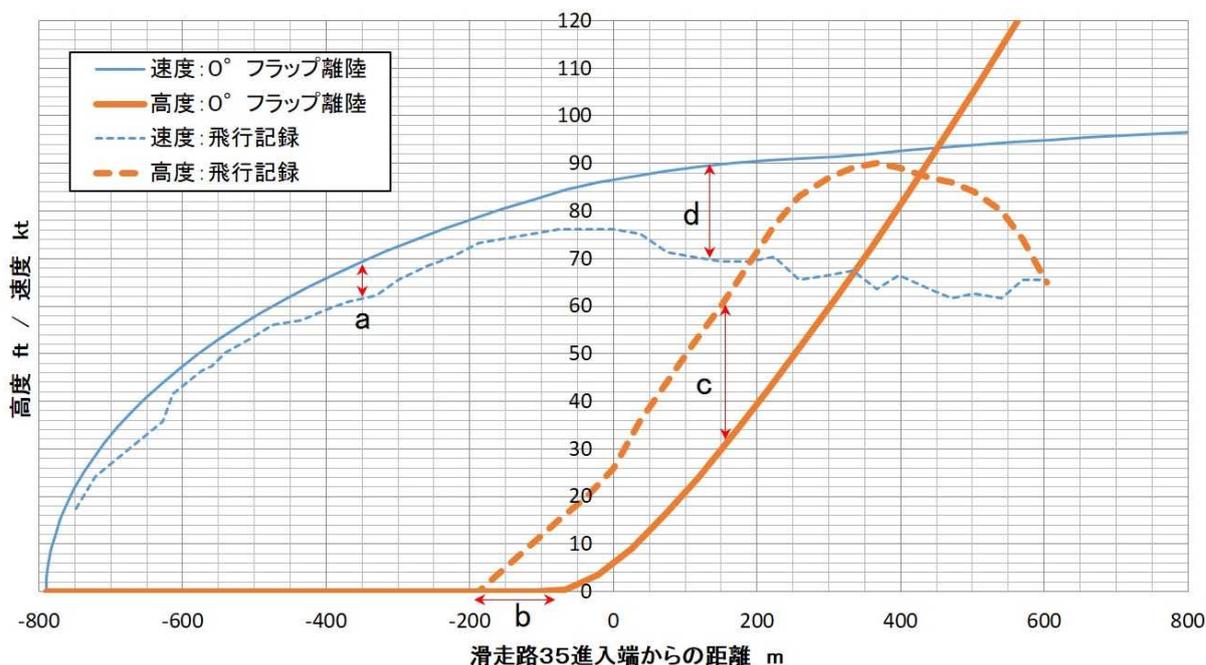


図3.5.3 離陸地上滑走時の比較（0°フラップ離陸と同機の離陸）

同機の飛行は0°フラップ離陸の経路に比べて、以下の2点に顕著な相違が見られる。

- ・ 離陸地上滑走時の加速が悪い（図3.5.3の矢印 a）
- ・ 離陸が早い（離陸速度が低い）（図3.5.3の矢印 b）

2.18.1に記述した飛行規程の性能表から求めた0°フラップ離陸の離陸地上滑走距離及び2.14.3(4)に記載した飛行規程の0°フラップ離陸のリフトオフ速度と事故時の同機の飛行との比較によって地上滑走中の推力及びエンジン出力を推察する。

0°フラップ離陸時の離陸地上滑走距離は、78ktで引起しを開始し、主脚が完全に浮揚するまでの距離である。離陸時の速度については、80.5ktとなる。推定された事故時の飛行から、0°フラップ離陸時に離陸する720mの地点まで同機が滑走を継続したと仮定した場合の同地点における速度は75.2ktとなる。さらに、離陸地上滑走中の加速度を一定と仮定した場合の平均加速度を求め、この平均加速度を推力及び出力に換算した。これらを表3.5.3に示す。

表3.5.3 離陸滑走中のエンジン出力の推定

状態	距離 7 2 0 m 到達時速度 (kt)	平均加速度 (m/s ²)	推力換算 (%)	出力換算 (%)
0° フラップ離陸	8 0 . 5	1 . 1 9	1 0 0	9 6
同機の離陸	7 5 . 2	1 . 0 4	8 7	7 8

平均加速度は0° フラップ離陸の値に比べて87%であることが分かる。この加速度の相違が推力の低下によるものと仮定し、プロペラの性能表からエンジン出力を求めると78% (275HP) となる。

3.5.4 離陸及び上昇時のシミュレーション

同機の離陸及び上昇時について、同機の数学モデルを使用して上昇経路が一致するようにシミュレーションを行った。このシミュレーションでは、エンジン出力及びフラップ設定について、3.5.1で仮定した事故時の同機の状態とした。また、60ft通過時から脚上げが行われたと想定して、シミュレーションを行った。

同機の上昇経路を一致させるように操縦した場合のシミュレーション結果を図3.5.4に示す。

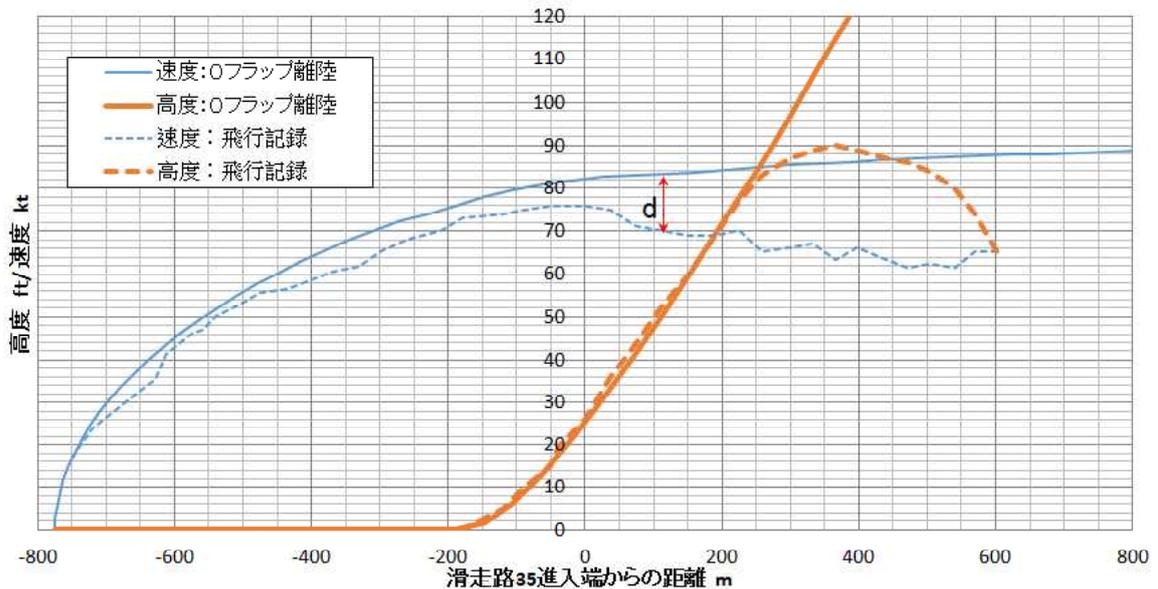


図3.5.4 上昇経路を一致させたシミュレーションとの比較

これら二つの図から、同機の離陸上昇時の飛行はシミュレーションの経路に比べて、以下2点に顕著な相違がみられる。

- 上昇角が大きい (図3.5.3の矢印 c)
- 上昇時に減速している (図3.5.3及び図3.5.4の矢印 d)

一方、図3.5.4に示すように3.5.1で仮定したエンジン出力では、事故時の同機と同じ上昇経路をたどったとしても減速することはなく、高度約90ft以降も加速上昇となることが、シミュレーションの結果として示された。

同機は10時57分41秒に離陸し、約10秒間上昇を続けている。この間の昇降率は400～450fpmであり、経路角換算では3.0°～3.5°である。また、速度は約10秒間に5～10kt減速している。

同機の脚下げ、フラップ10°、70ktにおける上昇能力を同型式機の空力係数及びプロペラ性能表から求めると表3.5.4のようになる。なお、この際に地面効果は考慮していない。

表3.5.4 離陸後のエンジン出力の推定

出力 (HP)	上昇能力 (fpm)	経路角換算 (°)
335	590	4.6
310	520	4.0
280	420	3.3
220	190	1.4

同機の上昇時の飛行経路角は280HPにおける上昇性能とほぼ一致する。ただし、同機はこの間に減速していることから、上昇中の平均的な出力はこれよりも低かったものと考えられる。

3.5.5 緩降下時の飛行について

同機は10時57分55秒から同58分00秒にかけて徐々に降下しつつ、更に減速している。2.1.1に記述したとおり、ビデオ映像によるとピッチ姿勢角の変化を繰り返していた。また、2.16.5.3に記述した、この時の高度と速度の関係から、数度の範囲でのピッチ姿勢角の変化を繰り返していたものと推定される。この間の速度は65～70ktであり、同機は2.18.5に記述したバックサイドで飛行していたものと考えられる。

同機が脚上げ状態で水平飛行を行うために必要なエンジン出力を計算した結果を表3.5.5に示す。なお、特に65kt及び70ktは失速速度に近く、抗力の正確なデータが取得できてないため、抗力係数にして0.02程度、出力にして20HP程度の誤差を含む可能性がある。

表3.5.5 水平飛行のために必要なエンジン出力

速度 (kt)	出力 (HP)
65	190 (54%)
70	160 (46%)
75	135 (39%)
80	125 (36%)

表3.5.5から、速度65ktから70ktで水平飛行を維持できなかった同機は、出力が190HP以下であった可能性が考えられる。特にこのフェーズでは事故機の運動の非定常性が強く、定常釣合いをベースとした計算では大きな誤差を生じる可能性がある。

3.5.3、3.5.4及び本項の数学モデルに基づく分析からは、エンジン出力の低下があったと仮定すると、同機の飛行（離陸時の加速、上昇経路、上昇能力及び上昇中の速度）を再現できることが示された。このことから、事故時の同機のエンジン出力は低下していた可能性が考えられる。

3.6 同機のエンジン出力に関する分析

3.5の数学モデルによる分析において、同機のエンジン出力が低下していた可能性があると考えられることから、エンジン出力に影響を与える可能性のある要因について分析を行った。

エンジン出力が低下する要因には、操縦操作によるもの、外気温などの環境による影響及びエンジン不具合がある。

3.6.1 操縦操作によるエンジン出力の低下

エンジン出力が低下する操縦操作には、スロットル操作による影響又はエアコン使用の影響がある。

(1) スロットル操作による影響

2.16.5.7(1)で記述したように、同機の機内で撮影された画像に写っていた吸気圧力計から、同機は離陸滑走中及び離陸上昇中の吸気圧力が約39～40 inHgであった。3.5.1(1)でも述べたように、この時のエンジン出力は、310HP（89%）と想定される。同じ条件で仮に吸気圧力が42 inHgであったと仮定した場合のエンジン出力は約331HPとなり、吸気圧力が低かったことにより、約6%のエンジン出力の低下があったものと考えられる。

離陸滑走開始時のスロットル操作では、機速が増加した際に吸気圧力が上昇してオーバーブーストとなることを防ぐため、操縦者によって吸気圧力を

若干低めに設定することがある。

同機の吸気圧力は、約39～40 inHgであった。この吸気圧力が約39～40 inHgであったことが機長のスロットル操作により設定されたものなのか、その他の要因によるものなのかは、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。

(2) エアコン使用の影響

2.1.2に記述した同乗者の口述によると、エンジン始動後にエアコンを作動させたものと推定される。仮に飛行規程のチェックリストに従ったとすれば、離陸前にはエアコンはオフとなっていたものと考えられるが、離陸時も継続して使用していた可能性も考えられる。

別添6の空調装置（エアコン）の分解調査に記述したとおり、エアコンを使用するとエンジン出力が約1%低下するが、分解検査の結果、墜落後の同機が上下逆さまになり、その後火災による影響を受けたことにより、冷凍機油の付着状態及び加熱状態からは、離陸時にエアコンを使用していたかについて特定することができなかったため、その影響があったことについて明らかにすることはできなかった。

3.6.2 外気温の影響

2.9.2に記述した航空気象の観測値によると、事故関連時間帯の同飛行場の気温は34℃であった。また、2.9.3に記述したとおり、気温の観測値が34℃であるときの滑走路上の外気温は約38℃であったものと考えられる。2.15.1に記述したとおり、外気温が高温である場合には、エンジン性能が低下する。エンジン出力は、標準大気温度（15℃）の場合と比べて、外気温34℃においては約3.4%、外気温38℃においては約4%、それぞれ低下していたものと推定される。

上記のとおり、外気温が高温となることで、エンジン出力は低下するが、外気温の影響は、別添3-1～3-4に示した飛行規程の性能表に反映されていることから、これを確認することにより、外気温が飛行に与える影響を事前に確認することができる。なお、3.5で行った分析においても、外気温の影響を含めたものとなっている。

3.6.3 その他の要因によるエンジン出力の低下の可能性

エンジン不調に至る故障モード（不具合）、事故時の同機の状況及びその後の調査の結果から、その発生の可能性について検証する。

表3.6.3に、本事故調査においてエンジン不調に至る故障モード、並びに各々の故障モードが発生した場合に、異常値となると考えられる計器又は実施した試験等

から異常が見つかると思われる項目を○印で示す。

表3.6.3 エンジン不調に至る故障モード

	不具合モード／異常を示す計器等	吸気 圧	燃料 流量	回転 数	音	振動	排気 色	分解 調査
燃料系	閉塞（ポンプからレギュレーター）		○					
	閉塞（レギュレーターからディストリビューター）		○					
	閉塞（ディストリビューターからノズル）							○
	閉塞（ノズル）							○
	エンジン駆動燃料ポンプ故障		○					
	水の混入			○	○	○		
	異物の混入							
	不適切な燃料・空気比率	○	○					
	パイロットによってミクスチャーが絞られた		○					
	Injector調整不良							
燃焼	デトネーション						○	○
吸気系	ターボチャージャー不良	○						
	パイロットよるスロットル操作	○	○					
	吸気管（バルブーディストリビューター間）閉塞・破壊	○						○
	吸気管（ディストリビューターーシリンダー間）閉塞・破壊							○
	吸気弁故障							
	カム故障							
油圧	油圧の低下							○
排気系	排気管破壊							○
点火系	プラグ不着火（かぶり、摩耗）							○
	マグネトー不良							
その他	ピストンロッド等、機械系の故障							○

(1) 燃料系の不具合

図2.16.5.7(1)より、離陸滑走開始時の燃料流量計の値は正常であり、ま

た、2.16.1に記述した事故後のエンジン分解調査の結果、燃料分流器に閉塞はなく、さらに、2.16.5.6で記述したとおり、同機の飛行中の音声を音響解析した結果からエンジン回転は定格最大である約2,500rpmであったことから、燃料系の不具合が発生した可能性は低いものと考えられる。

(2) 燃焼の不具合

2.16.1に記述した事故後のエンジン分解調査の結果、ピストンには早期燃焼の兆候はなく、ピストンヘッドに通常燃焼の痕跡が認められたことから、デトネーションの発生はなかったものと推定される。

(3) 吸気系の不具合

吸気系の不具合が発生した場合、吸気圧力計の値に異常が現れるものと考えられるが、図2.16.5.7(1)より離陸滑走中及び離陸後、脚上げ中の吸気圧力計の値は最大値42inに対し39～40inを示しており、吸気系に明らかな不具合が発生した場合の値とは特定できないと考えられる。

(4) 油圧及び排気系の不具合

油圧及び排気系の不具合については、いずれの故障モードについても飛行前点検（エンジンランナップ）及びエンジン分解調査において、その兆候は発見されていないことから、その発生の可能性は低いものと考えられる。

(5) 点火系の不具合

点火プラグの不具合については、飛行前点検及びエンジン分解調査において、不具合が見つかっていないことから、その発生の可能性は低いものと考えられる。

また、マグネトーの不具合については、2.16.1に記述した事故後のエンジン分解調査の結果及び2.16.3に記述したマグネトーの分解調査の結果から、事故後の火災による熱損傷が激しかったため、不具合の発生の可能性について、明らかにすることはできなかった。

(6) その他の不具合

分解調査の結果、ピストンロッド等の動力伝達系統に係る機械的な不具合については、確認されなかった。

3.6.4 エンジン出力の検証結果

3.5の数学モデルに基づく分析によれば、同機のエンジン出力が低下していた可能性が考えられる。

しかしながら、同機のエンジンは、墜落時の衝撃による損傷及びその後の火災による焼損のため、エンジンに不具合があったことを示す痕跡や兆候が判別できる状態ではなくなっていたり、それら自体が消滅してしまった可能性もあるが、前項ま

で示したエンジンに関する調査結果の分析からは、エンジン不具合が発生したことを明確に示す結果が得られず、外気温が高温であったこと及び吸気圧力が低かったこと以外の要因によりエンジン出力が低下していたことについては、明らかにすることができなかった。

3.6.5 エンジン出力の低下と回転数の関係について

3.5で記述したように、数学モデルによる分析において、エンジン出力の低下の可能性が示されている。仮にエンジン出力が低下したとすると、2.7.2(5)に記述のとおり、エンジン出力が低下してもプロペラ・ピッチ角は、低ピッチストップの設定値よりも浅い角度にはならないため、回転数自体が低下する。回転数の低下は計器板の回転数計に示されるほか、エンジン音の変化となって顕著に表れるために操縦士はそれを容易に認識することができる。

2.16.5.6で記述した音響解析から、同機の回転数は、墜落まで2,460 rpm程度を維持していた。回転数が低下していない状況では、エンジン出力の低下が発生していた可能性はないものと考えられる。しかし、仮に低ピッチストップの設定値が既定値よりも低い（浅い）値になっていた場合には、エンジン出力が低下したとしても回転数の低下とならない可能性が考えられる。

2.15.2に記述したとおり、プロペラ製造者のPropeller Owner's Manualには、低ピッチストップを浅く調整すると、エンジン出力に問題があった場合、それをマスクする（隠す）可能性があるとして警告している。仮に同機の低ピッチストップが規定値よりも低い値に設定されていた場合は、エンジン出力の低下が発生していたとしても機長がエンジン出力の低下を認識できなかった可能性が考えられる。

別添6に記述したエンジン及びプロペラ等の分解調査では、墜落時にプロペラ・ピッチ角が 13° ～ 14° になっていた印がプリロードプレートに残されていた。また、別添6に記述した分解調査後の高ピッチストップ及び低ピッチストップの検証においても、低ピッチストップの設定値が約 15° である可能性が示された。

しかしながら、別添6に記述したプロペラ分解調査報告書にあるように当該プロペラが同機に取り付けられる直近のオーバーホール時（2005年）の記録では低ピッチストップは規定値の 17.6° に設定されていたこと、2.6.3(3)に記述したとおり、その後の整備記録において低ピッチストップの設定を変更した記録がないこと、及びプロペラ分解調査報告書において「プロペラによるプリロードへの衝突痕は、低ピッチストップが 17.6° 以下の設定であったかのように見えるが、衝撃力とモーメントによりブレードが低ピッチストップを超えて強制的にねじられたことによるものと考えられる」とされていることから、低ピッチストップが規定値よりも低い（浅い）値に設定されていたか否かについては、これを明らかにするこ

とはできなかった。

3.6.6 T I T計指示値の継続的な低下

同機の定例整備作業に伴う過去の飛行試験の記録（別添5）によると、T I T計指示値が、2012年以降、常用運用範囲を下回っていたことが示されている。

2.18.8で記述したとおり、同型式機のT I Tプローブには、T I T計指示値の精度が低下する不具合の是正に関連する同T C D及び同T C D改訂版が発行されている。また、同機の整備記録には、同T C D及び同T C D改訂版に対応する整備作業の実施記録があったが、定例整備作業に伴う飛行試験時のT I T計指示値の低下に関する是正の処置が行われた記録はなかったことから、当該処置は行われていなかったものと考えられる。

このことから、整備作業に当たり、製造者等の技術情報の発出された理由や背景が十分に理解されていなかった可能性や、定例整備後の飛行試験記録が整備作業に十分に生かされていなかった可能性が考えられる。

3.7 部分的なエンジン出力喪失に対する備え

2.18.9に記述したとおり、単発機の部分的なエンジン出力喪失に対しては、予防措置や離陸時及び離陸直後に遭遇した際の操作対応などについて外国、特にオーストラリア及びニュージーランドでは、関係情報を収集しそれを分析した結果を資料にまとめ、発刊している。

これらが示す予防措置及び遭遇した際の操作対応措置を取りまとめると、次のようになる。

（予防措置）

- ① 事前飛行計画
- ② 飛行前点検及び検査
- ③ 飛行前セルフブリーフィング
- ④ 訓練の実施

（遭遇した際の操作対応措置）

- ① 着陸に向けて、できうる限りの操縦操作を継続
- ② 出発空港への引き返しの判断

自家用小型機の運航に対し、離陸時におけるエンジン故障などに積極的に備え、このような措置を事前に考慮しておくことで、更なる安全性の向上が見込まれるものと考えられる。

3.8 国土交通省航空局の対応について

国土交通省航空局は、本事故の再発防止策として、小型航空機の運航者に、法令・手順の遵守等を徹底するよう、離陸重量等の出発前の確認手順の再点検を含む具体的措置を講じ、当該措置を報告することを求める注意喚起文書を発出するとともに、航空安全講習会等を開催し、機長による出発前の確認の徹底を図ってきた。加えて、調布に基地を有する事業者への安全監査及び運航者会議を通じた小型機運航者への啓発活動の強化及び同飛行場の設置・管理者（東京都）を含む小型機が発着する空港の設置・管理者との情報・意見交換による連携の強化を図ってきた。

国土交通省航空局は、引き続き同飛行場の設置・管理者（東京都）との情報・意見交換による連携の強化を図るとともに、同管理者による再発防止策への取組状況を把握し、実施のための取組が着実に進められるよう、適時、助言、指導等を行うことが望ましい。

3.9 同飛行場の設置・管理者（東京都）の対応について

平成28年6月の住民説明会において、同飛行場の設置・管理者（東京都）は、事故後の再発防止策として、機長による出発前の確認を徹底させること、国が主催する整備士等を対象とした講習会に同飛行場の整備士を参加させること、安全意識の更なる向上を図るため、機長、整備士、運航管理者等が安全講習会等を受講することを義務化すること、並びに緊急時における責任体制の強化を図るため、定期的な連絡会を開催して事故発生時及び発生後の責任体制を確認するとともに、関係機関等との連携により、被害者が迅速に救済されるよう事故機の緊急時対応責任者等に積極的に働きかけること及び相談窓口を設け被害者からの要望や相談にきめ細かく対応し、同飛行場の設置・管理者（東京都）が責任を持って仮住まいの確保や被害家屋の撤去などの被害者支援を迅速に実施する方向で考えていることについての説明を実施した。設置・管理者（東京都）は、これらの対策を着実に実施することが望ましい。

また、同飛行場及びその周辺においては、離着陸に支障のある高さの建造物、植物その他の物件が設置、植栽又は留置されないように設置・管理者（東京都）により、適切に管理されている。一方、滑走路端安全区域については、現状の滑走路端安全区域の相当用地を維持・運用すれば、事故発生時の被害の程度は少なく、事故の発生につながる要因はないとの評価結果を得ていることから、万が一、アンダーシュート及びオーバーランが同飛行場で発生した場合でも、一定の被害軽減が図られるものと考えられる。したがって、同飛行場における滑走路端安全区域について、AIP等により可及的速やか運航者に周知することが望ましい。

3.10 安全性の向上について

本事故では、自家用小型機が住宅地に墜落し、同飛行場周辺の住民及び住宅に被害が発生している。このような事故の再発を防止し、自家用小型機による運航の安全性を確保、向上するための施策について、検討した結果を以下に示す。

3.10.1 自家用小型機の安全性の確保

同機の機長は、最大離陸重量を超過し、飛行規程に規定された性能上の要件を満たさない状態で、3.4.6で述べたように、飛行規程に規定された手順に従わずに離陸を行った可能性が考えられる。飛行規程に規定された重量、速度及び手順等を遵守することは、運航の安全上、重要なことであり、重量及び重心位置が許容範囲に入らない状態では、機体の操縦性、安定性又は飛行性能が低下し、飛行の安全が確保されないため、絶対に飛行してはならない。

国土交通省航空局は、自家用小型機の安全性を確保するため、以下のことに取り組む必要がある。

(1) 機長による出発前の確認

2.6.4及び2.18.1に記載したとおり、同機は離陸の際、最大離陸重量を超過するとともに、飛行規程に規定された離陸距離が使用滑走路長以下であるという性能上の要件を満たしていなかった。

2.18.2に記載したとおり、機長は、航空法第73条の2及び航空法施行規則第164条の14の規定に基づく出発前の確認において、最大離陸重量を超過していないことはもとより、これに加えて飛行規程に規定された性能上の要件を満たしていることを確認する必要があるが、自家用小型機の機長に対しては、運航規程審査要領細則に従って運航規程を定めている航空運送事業者とは異なり、その重要性についての理解が十分浸透しているとは言えないものと考えられる。

過去5年間に、重量及び重心位置が不適切であったことが関与した自家用小型機の死亡事故が2件発生しており、また、本事故のように最大離陸重量を超過するとともに、飛行規程に規定された性能上の要件を満たさないで飛行した自家用小型機の事故が発生している。

このことから、自家用小型機の操縦士に対し、最大離陸重量及び重心位置限界を遵守することの重要性に加えて、飛行規程に規定された性能上の要件を満たしていることを確認することの重要性について、特定操縦技能審査、航空安全講習会等の機会を通じて、理解の促進を図る必要がある。

さらに、機長の確認ミスを防止し、安全な飛行を確実なものとするため、可能な限り、機長が確認した記録について、航空知識を有する者により更な

る確認が行われることが望ましい。

(2) 離陸時の飛行性能低下の想定

飛行規程に規定された速度及び手順を常に遵守するとともに、離陸時の加速不足又は速度の減少等の飛行を継続できない状況となる飛行性能の低下が発生した場合の対処方法について、飛行規程の非常操作手順に従うことを含め、常日頃から対処方法を考えておき、出発前の準備時に操縦士自身がセルフブリーフィングを行ってこれらの対処方法を確認するように、自家用小型機の操縦士に対する指導を強化する必要がある。

3.10.2 飛行場における安全性の向上

3.4.4にも記述したとおり、同機は滑走路末端が近づいていたため離陸した可能性が考えられる。2.18.6(4)に記載したとおり、我が国においては、大阪国際空港等のように滑走路の延長線上に取付誘導路を接続し、滑走路長を最大限に利用している例がある。このように、飛行機の離陸時には滑走路長を最大限に利用することによって、離陸滑走中の操縦士の判断に余裕が生まれ、安全性の向上に寄与するものと考えられることから、国土交通省航空局は、滑走路長を最大限に利用するために効果的な取付誘導路の滑走路への接続方法等の事例を取りまとめ、空港の設置・管理者に周知する必要がある。

3.10.3 自家用小型機の整備における安全性向上策

2.18.8に記述したとおり、TIT計指示値については、TITプローブの不具合によりその指示値の精度が低下することがあるため、これを是正する同TCD及び同TCD改訂版が発行されており、同機には要求される措置を実施した整備記録があった。しかしながら、本調査においては過去の飛行試験記録にTIT計指示値の低下が継続して記録されていることが確認された。

このため、TIT計指示値の低下に対して適切な整備措置がなされるべきであったが、そのような措置は行われていなかったと考えられる。このことから、整備作業に当たり、製造者等の技術情報の発出された理由や背景が十分に理解されていなかった可能性や、定例整備後の飛行試験記録が整備作業に十分に生かされていなかった可能性が考えられる。

自家用小型機の整備においても技術情報の正しい理解に基づく確実な整備が行われる必要があることから、技術情報を適切に管理し、これに基づいて整備作業を実施することは、航空機の安全性を確保する上で重要である。

4 結 論

4.1 分析の要約

(1) 離陸重量及び重心位置について

事故時の同機の離陸重量は約2,008kgと推定され、最大離陸重量1,950kgを約58kg超過していたものと推定される。また、重心位置は基準線後方+146.0～+146.5inにあり、最大離陸重量時における後方限界近くにあったものと推定される。(3.3)^{*14}

出発前の機長による重量及び重心位置の確認は、十分には行われていなかったものと考えられる。(3.3.1)

機長が事故時の飛行前に最大離陸重量を超過していること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が、その状態で飛行することの危険性に係る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。

(3.3.2)

最大離陸重量を超過して飛行した場合には、離陸及び上昇性能が低下する。また、重心位置が後方限界近くになっている場合には、過度な機首上げ姿勢となる、低速飛行時の操縦性、安定性又は飛行性能が低下して不意に失速に入りやすくなる。(3.3.3)

本事故においても、機体重量の超過が同機の離陸及び上昇性能を低下させ、重心位置が後方限界近くで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、離陸上昇時の過度な機首上げ、低速飛行時の操縦性、安定性又は飛行性能が低下して失速に入りやすい状況を生じさせたものと考えられ、これらが同機の低速での離陸、過度な機首上げ姿勢及び失速に陥った要因となったものと推定される。

飛行を行う場合は、機長は、必ず搭乗者、搭載物及び燃料の重量を正確に把握し、これらを基に計算書等を使用して重量及び重心位置を計算し、重量及び重心位置が許容範囲内に入っていることを確実に確認する必要がある。

燃料の搭載量次第で最大離陸重量又は性能上許容される重量を超過する可能性がある場合には、燃料補給量を慎重に検討するべきである。(3.3.4)

(2) 同機の事故時の飛行について

同機の離陸は、スタンディング・テイクオフだったものと考えられ、離陸時のフラップは10°の位置であったものと推定される。気温は34℃、風の状

*14 本項の各文章末尾に記載した数字は、当該記述に関連する「3 分析」の主な項番号を示す。

況はほぼ無風であったものと推定される。(3.4.1)

0°フラップ離陸手順におけるリフトオフ速度は78ktと規定されているが、同機の事故時の離陸速度は約73ktであったと推定される。

滑走路17進入端から500m地点において速度約65ktで前輪が浮揚する動きをしたことについては、重心位置が後方限界近くであったことによる可能性が考えられる。(3.4.3)

約73ktで離陸したことについては、機長が0°フラップ離陸手順のリフトオフ速度78ktと短距離離陸手順のリフトオフ速度69ktの中間的な速度で離陸する手順を行った、若しくはフラップ10°の設定で短距離離陸手順を行った、又は0°フラップ離陸手順を選択していたが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。

(3.4.4)

速度が低下している状況において、過度な機首上げ姿勢を継続したことについては、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た可能性、又はこれまでの飛行経験から、同様の上昇であっても加速上昇が行えると考えて速度の低下に気付くのが遅れた可能性が考えられる。

機長が速度が低下するような過度な機首上げによる上昇を継続したことで、同機はバックサイドの飛行となり、飛行の継続が難しい速度まで減速したものと考えられる。(3.4.5)

リフトオフ速度未満での離陸及び速度が低下する過度な機首上げによる上昇により、必要な上昇速度まで加速することができなかった可能性が考えられ、その後の高度低下及び墜落に至る要因となったものと考えられる。

離陸手順のリフトオフ速度まで加速ができないときは、ちゅうちよなく離陸を中止しなければならない。(3.4.6)

離陸直後の上昇に続く状態は、速度が低下するような過度な機首上げを継続したことで、同機はバックサイドの飛行となり、パワーオン失速に入りかけていたものと考えられる。(3.4.7)

10時58分00秒ごろまでは、辛うじて飛行が可能な状態であったが、その後、失速して高度を失ったものと考えられる。同機は機首上げ姿勢で住宅に衝突し、その衝撃でバウンドして、右前転の運動となって上下逆さまの状態で墜落したものと考えられる。(3.4.8)

(3) 数学モデルに基づく分析

事故時の気温及び吸気圧力を基にエンジン製造者のマニュアルから求めたエンジン出力では、事故時の同機と同じ上昇経路をたどったとしても減速する

ことはなく、高度約90ft以降も加速上昇となることが、シミュレーションの結果として示された。(3.5.4)

緩降下となる前までに同機のエンジン出力の低下があったと仮定すると、同機の離陸時の加速、上昇経路、上昇能力及び上昇中の速度を再現できることが示された。このことから、事故時の同機のエンジン出力は低下していた可能性が考えられる。(3.5.5)

(4) 同機のエンジン出力に関する分析

エンジン出力が低下する要因には、操縦操作によるもの、外気温などの環境による影響及びエンジン不具合がある。(3.6)

エンジンに関する調査結果からは、エンジン不具合が発生したことを明確に示す結果が得られず、外気温が高温であったこと及び吸気圧力が低かったこと以外の要因によりエンジン出力が低下していたことについては、明らかにすることができなかった。(3.6.4)

(5) 国土交通省航空局の対応について

国土交通省航空局は、引き続き同飛行場の設置・管理者（東京都）との情報・意見交換による連携の強化を図るとともに、同管理者による再発防止策への取組状況を把握し、実施のための取組が着実に推進されるよう、適時、助言、指導等を行うことが望ましい。(3.8)

(6) 同飛行場の設置・管理者（東京都）の対応について

設置・管理者（東京都）は、平成28年6月の住民説明会の対策を着実に実施するとともに、滑走路端安全区域については、AIP等により可及的速やかに運航者に周知することが望ましい。(3.9)

(7) 安全性の向上について

国土交通省航空局は、自家用小型機の操縦士に対し、出発前の確認における、最大離陸重量及び重心位置限界を遵守することの重要性に加えて、飛行規程に規定された性能上の要件を満たしていることを確認することの重要性について、特定操縦技能審査、航空安全講習会等の機会を通じて、理解の促進を図る必要がある。

また、飛行規程に規定された速度及び手順を常に遵守するとともに、離陸時の加速不足又は速度の減少等の飛行を継続できない状況となる飛行性能の低下が発生した場合の対処方法について、飛行規程の非常操作手順に従うことを含め、常日頃から対処方法を考えておき、出発前の準備時に操縦士自身がセルフブリーフィングを行ってこれらの対処方法を確認するように、自家用小型機の操縦士に対する指導を強化する必要がある。(3.10.1)

飛行機の離陸時には滑走路長を最大限に利用することによって、離陸滑走中

の操縦士の判断に余裕が生まれ、安全性の向上に寄与するものと考えられることから、国土交通省航空局は、滑走路長を最大限に利用するために効果的な取付誘導路の滑走路への接続方法等の事例を取りまとめ、空港の設置・管理者に周知する必要がある。(3.10.2)

4.2 原因

本事故は、同機が離陸上昇中、速度が低下したため、失速して飛行場周辺の住宅地に墜落したものと推定される。

速度が低下したことについては、最大離陸重量を超過した状態で飛行したこと、低速で離陸したこと及び過度な機首上げ姿勢を継続したことによるものと推定される。

最大離陸重量を超過した状態で飛行したことについては、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。

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。

過度な機首上げ姿勢を継続したことについては、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。

また、速度が低下したことについては、これらの要因に加えて、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。

5 再発防止策

5.1 事故後に講じられた再発防止策

5.1.1 国土交通省航空局により講じられた措置

(1) 小型航空機の運航者への注意喚起文書の発出

事故直後に、小型航空機の運航者に、法令・手順の遵守等を徹底するよう、離陸重量等の出発前の確認手順の再点検を含む具体的措置を講じ、当該措置を報告することを求める注意喚起文書を発出した。

(2) 機長による出発前の確認の徹底

気象情報の入手、飛行計画の作成（重量及び重心位置の確認を含む。）、エンジン試運転等の基本的知識、確実な確認の励行等のため、講習会等を強化することとした。

a 航空安全講習会等の操縦士が受講する講習会に講師を派遣してその充実に努めるとともに、航空局職員による講義を実施し、機長による出発前確認の徹底など、安全確保について啓発している。加えて、航空局からの依頼を受けた関係団体は、同講習会において、飛行規程に基づく重量重心の確認や離陸性能の確認についての講習を実施している。

b 小型航空機の運航の安全確保についてのパンフレット（出発前の確認として、離陸重量、重心位置及び重量分布の確認手順の再点検を含む。）を、操縦技能審査員から特定操縦技能審査を受審する操縦士に配布し、安全確保について啓発している。

(3) 自家用機整備を行う整備士に対する確実な整備の励行等

小型航空機を整備する整備士等を対象とした講習会において、航空機等のマニュアル及び関連法令を遵守し、適切に整備を実施することが重要であることについて、航空局職員から周知・啓発している。

(4) 自家用機の航空保険加入

適切な航空保険が付保された航空機に搭乗することを呼びかけるパンフレットについて、操縦技能審査員から特定操縦技能審査を受審する操縦士に配布し、保険加入を奨励している。加えて自家用機が国管理空港及び場外離着陸場を使用する場合には、無保険の状態では飛行することがないよう航空保険（第三者賠償責任保険）に加入していることを条件とし、飛行前に加入状況の確認をしている。また、国が管理する空港等以外においても空港設置・管理者に対し、同様の対策を講じるよう指導している。

(5) 情報サービスの提供

飛行中の航空機に対する既存の情報提供サービスの更なる活用を促進するため、「TCAアドバイザー業務」及び「広域対空援助業務(AEIS)」の概要をまとめた資料を作成し、小型機操縦士向け講習会等で配布した。

(6) 事業許可の適切な取得

事業許可取得に向けた指導の強化、啓発活動及び航空機使用事業の許可取得に向けた情報提供を充実させた。

a 地方航空局や業界団体を通じて、事業許可取得に向けた啓発ペーパーを用いて自家用機操縦士や航空機所有者等に周知した。

b 事業許可取得に必要な手続のフローチャートや申請書様式等を用い、事

業許可取得に係る負担の軽減を図った。

(7) 小型機を使用する事業者への施策の展開

自家用機を対象とした(1)及び(2)の措置について、運航規程及び整備規程等に出発前確認及び機体整備等の手順等を明文化している航空運送事業者及び航空機使用事業者にも周知した。

(8) 小型機が発着する空港の設置・管理者との連携の強化

① 空港管理担当者との定期的な情報交換

a 同飛行場の設置・管理者（東京都）の空港管理担当者と、引き続き意見交換をすることとした。

b 空港管理担当者全体について、一般財団法人航空機安全運航支援センターが毎年実施する研修の機会を活用して、意見交換をすることとした。

② 空港管理担当者への研修

地方管理空港（公共用ヘリポート含む。）の実務担当者に対する研修を実施（平成27年度）し、空港におけるSMS（安全管理システム）の知識を深め、安全向上に資する取組を強化することとした。

(9) 小型機運航者の組織化

小型機運航者について、空港ごとに組織化を進め、意思疎通の強化及び安全対策の徹底を図ることとした。

a 平成27年度空港管理者研修にて、小型機運航者への安全情報の共有等を空港委員会を通じて実施することを推奨した。

b 関係団体を通じて、空港に常駐している小型機運航者に対し、空港設置管理者が開催する空港委員会への自家用機の団体等も含めた積極的な参加を促した。

(10) 新たな安全対策や安全啓発活動等の取組の推進

平成28年度から「小型航空機等に係る安全推進委員会」を定期的で開催し、有識者、関係団体等の意見を踏まえながら、今後の小型航空機の安全対策の構築に係る調査・検討を行うとともに、新たな安全対策や安全啓発活動等の取組を推進している。

5.1.2 同飛行場の設置・管理者（東京都）により講じられた措置

(1) 平成28年1月20日、国土交通省航空局、同飛行場を拠点にしている航空運送事業者及び自家用機の団体から講師を招き、同飛行場の事業者及び自家用機の運航者（19社及び個人2名）に対して、安全対策の周知・啓発を目的として、任意参加での安全講習会を開催した。

(2) 同飛行場を拠点として使用する航空機使用事業者等全10者の航空機への

安全点検を3回（平成27年7月（事故後）～9月、10月～12月、及び平成28年1月～3月）実施した。

5.2 国土交通省航空局に必要とされる再発防止策

- (1) 本事故では、自家用小型機が住宅地に墜落し、住民及び住宅に被害が発生したが、同機は最大離陸重量を超過し、飛行規程に規定された性能上の要件を満たさない状態で飛行していたと推定される。このことから、自家用小型機の操縦士に対し、航空法第73条の2及び航空法施行規則第164条の14の規定に基づく出発前の確認における最大離陸重量及び重心位置限界を遵守することの重要性に加えて、飛行規程に規定された性能上の要件を満たしていることを確認することの重要性について、特定操縦技能審査、航空安全講習会等の機会を通じて、理解の促進を図る必要がある。

また、飛行規程に規定された速度及び手順を常に遵守するとともに、離陸時の加速不足又は速度の減少等の飛行を継続できない状況となる飛行性能の低下が発生した場合の対処方法について、飛行規程の非常操作手順に従うことを含め、常日頃から対処方法を考えておき、出発前の準備時に操縦士自身がセルフブリーフィングを行ってこれらの対処方法を確認するように、自家用小型機の操縦士に対する指導を強化する必要がある。

- (2) 3.4.4にも記述したとおり、同機は滑走路末端が近づいていたため離陸した可能性が考えられる。

飛行機の離陸時には滑走路長を最大限に利用することによって、離陸滑走中の操縦士の判断に余裕が生まれ、安全性の向上に寄与するものと考えられることから、滑走路長を最大限に利用するために効果的な取付誘導路の滑走路への接続方法等の事例を取りまとめ、空港の設置・管理者に周知する必要がある。

6 勧告

本事故は、同機が離陸上昇中、速度が低下したため、失速して飛行場周辺の住宅地に墜落したものと推定される。

速度が低下したことについては、最大離陸重量を超過した状態で飛行したこと、低速で離陸したこと及び過度な機首上げ姿勢を継続したことによるものと推定される。

最大離陸重量を超過した状態で飛行したことについては、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。

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。

過度な機首上げ姿勢を継続したことについては、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。

また、速度が低下したことについては、これらの要因に加えて、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。

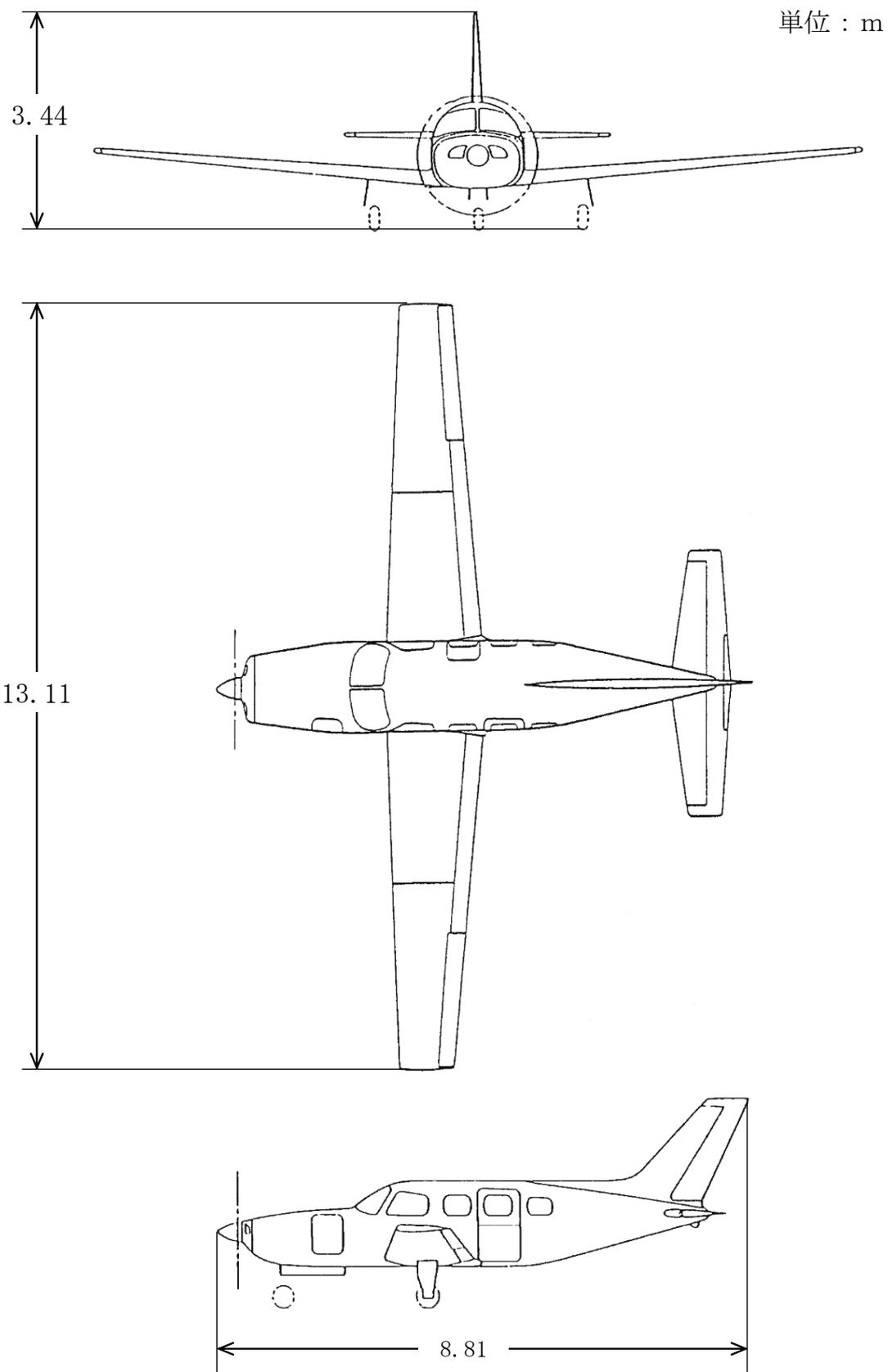
本事故では、自家用小型機が住宅地に墜落し、住民及び住宅に被害が発生しているが、同機は最大離陸重量を超過し、飛行規程に規定された性能上の要件を満たさない状態で飛行していたこと、また、過去5年間に、重量及び重心位置が不適切であったことが関与した自家用小型機の死亡事故が2件（①平成28年3月八尾空港内で着陸復行時に墜落したムーニー式M20C型JA3788、②平成24年8月茨城県稲敷郡河内町大利根場外離着陸場で滑走路を逸脱し地上作業者と衝突したセスナ式172Nラム型JA3814）発生していることから、自家用小型機の運航の安全性の向上を図る必要があるため、国土交通大臣に対して、運輸安全委員会設置法第26条第1項の規定に基づき、次の施策を講じるよう勧告する。

- (1) 自家用小型機の操縦士に対し、出発前の確認における最大離陸重量及び重心位置限界を遵守することの重要性に加えて、飛行規程に規定された性能上の要件を満たしていることを確認することの重要性について、特定操縦技能審査、航空安全講習会等の機会を通じて、理解の促進を図ること。

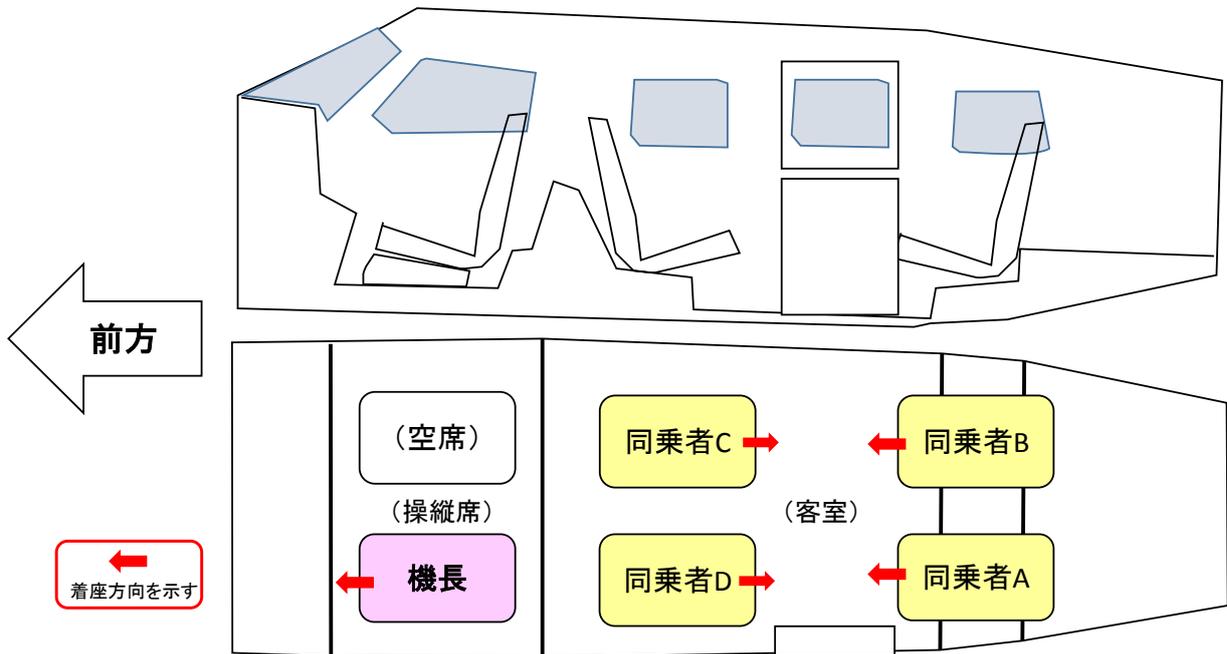
また、飛行規程に規定された速度及び手順を常に遵守するとともに、離陸時に加速不足又は速度の減少等の飛行性能の低下が発生した場合に備えて、飛行規程の非常操作手順に従うことを含め、常日頃から対処方法を考えておき、出発前の準備時に操縦士自身がセルフブリーフィングを行ってこれらの対処方法を確認するように、自家用小型機の操縦士に対する指導を強化すること。

- (2) 飛行機の離陸時には滑走路長を最大限に利用することによって、離陸滑走中の操縦士の判断に余裕が生まれ、安全性の向上に寄与するものと考えられることから、滑走路長を最大限に利用するために効果的な取付誘導路の滑走路への接続方法等の事例を取りまとめ、空港の設置・管理者に周知すること。

付図1 パイパー式PA-46-350P型三面図



付図2 配席図



別添1-1 同機の機内から撮影された写真（右主翼、フラップ等）①



撮影時刻 10時57分20秒



撮影時刻 10時57分41秒



撮影時刻 10時57分42秒



撮影時刻 10時57分48秒

別添 1 - 2 同機の機内から撮影された写真（右主翼、フラップ等）②

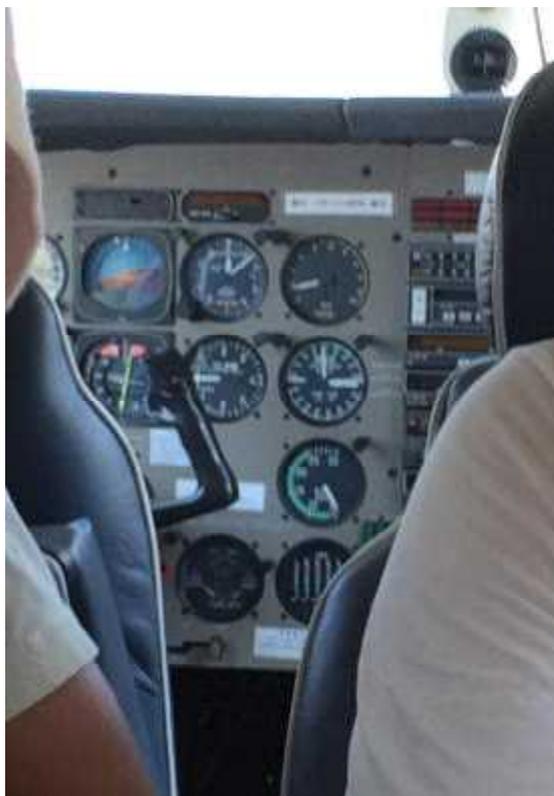


撮影時刻 10時57分55秒

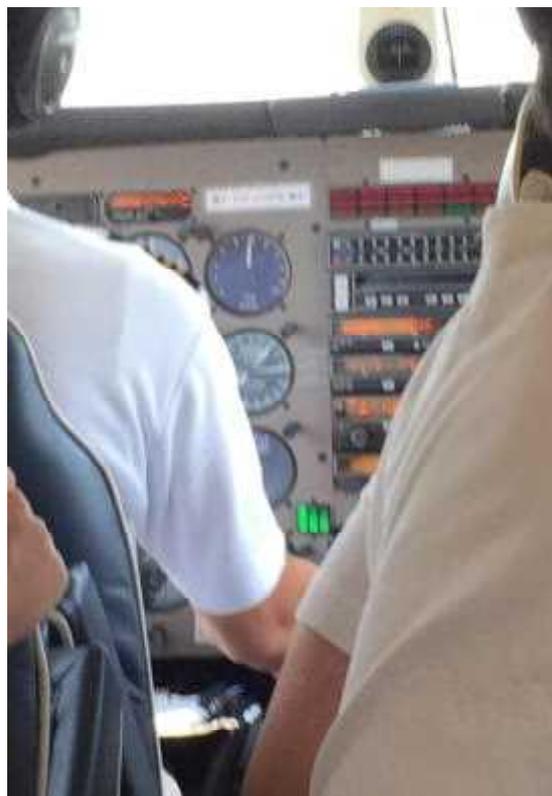


撮影時刻 10時57分59秒

別添2 同機の機内で撮影された写真（計器板等）



撮影時刻 10時45分42秒



撮影時刻 10時57分22秒



撮影時刻 10時57分29秒

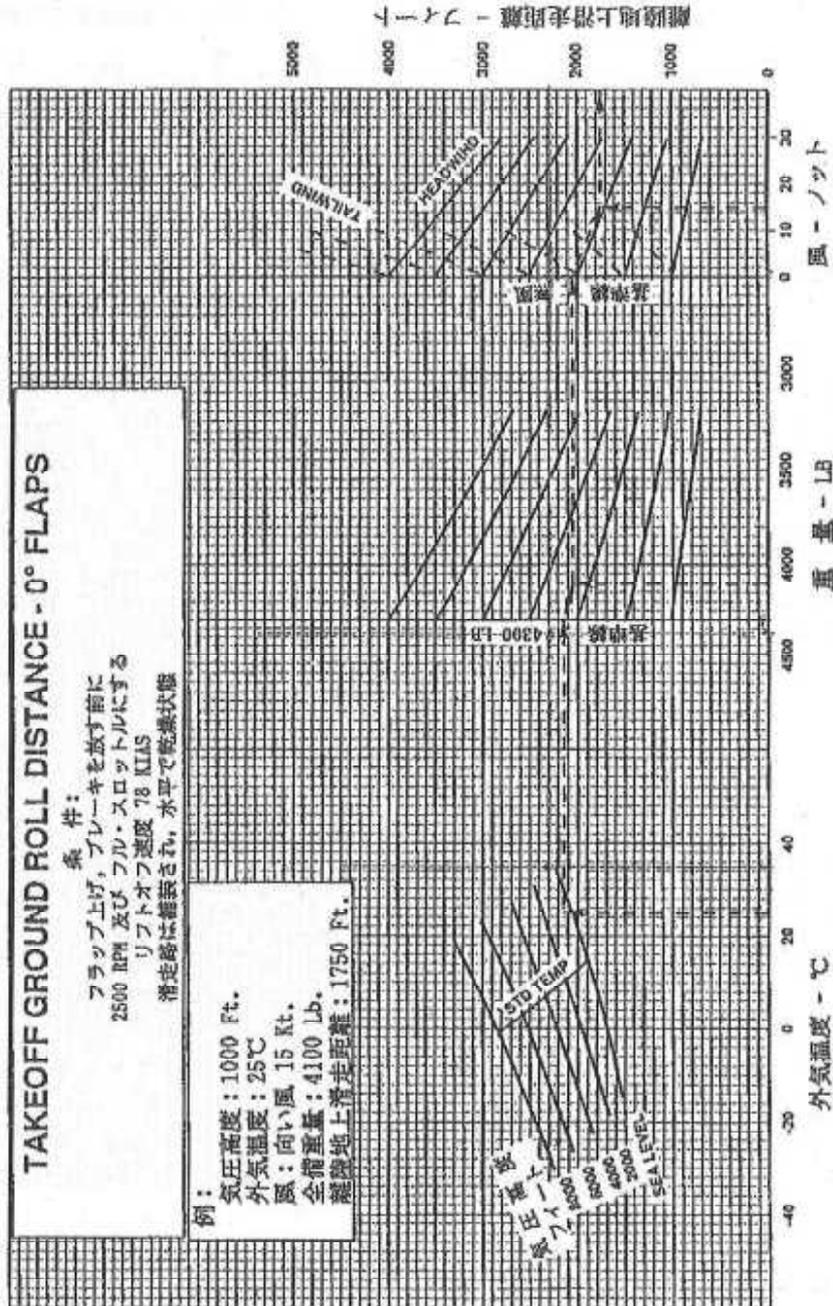


撮影時刻 10時57分53秒

別添 3 - 1 性能表 (0° フラップ 離陸 - 離陸地上滑走距離)

パイパー 式 PA-46-350P 型
航空局承認
平成 12 年 3 月 28 日

離陸地上滑走距離 - 0° フラップ

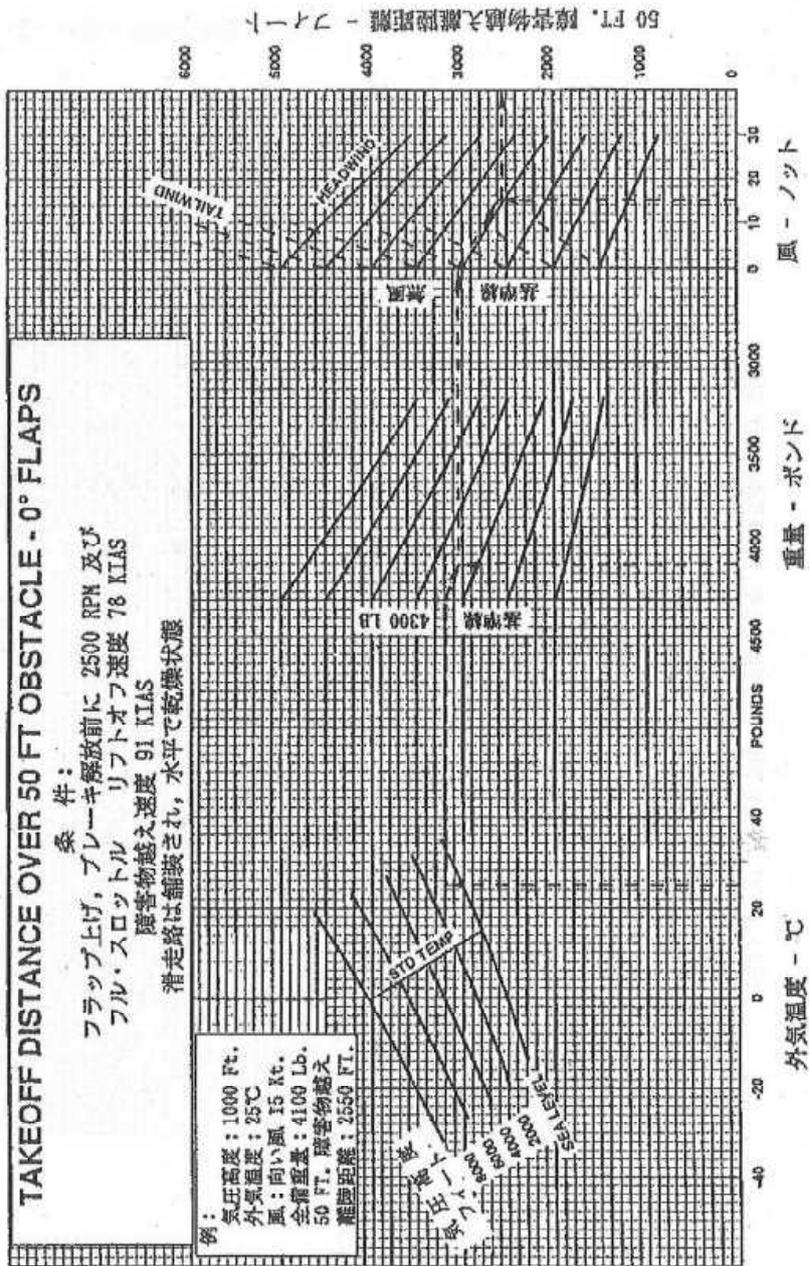


離陸地上滑走距離, 0° フラップ
図 5-13

別添 3-2 性能表 (0° フラップ 離陸 - 離陸距離)

パイパー 式 PA-46-350P 型
航空局 承認
平成 12 年 3 月 28 日

50 FT 障害物越え 離陸距離
0° フラップ



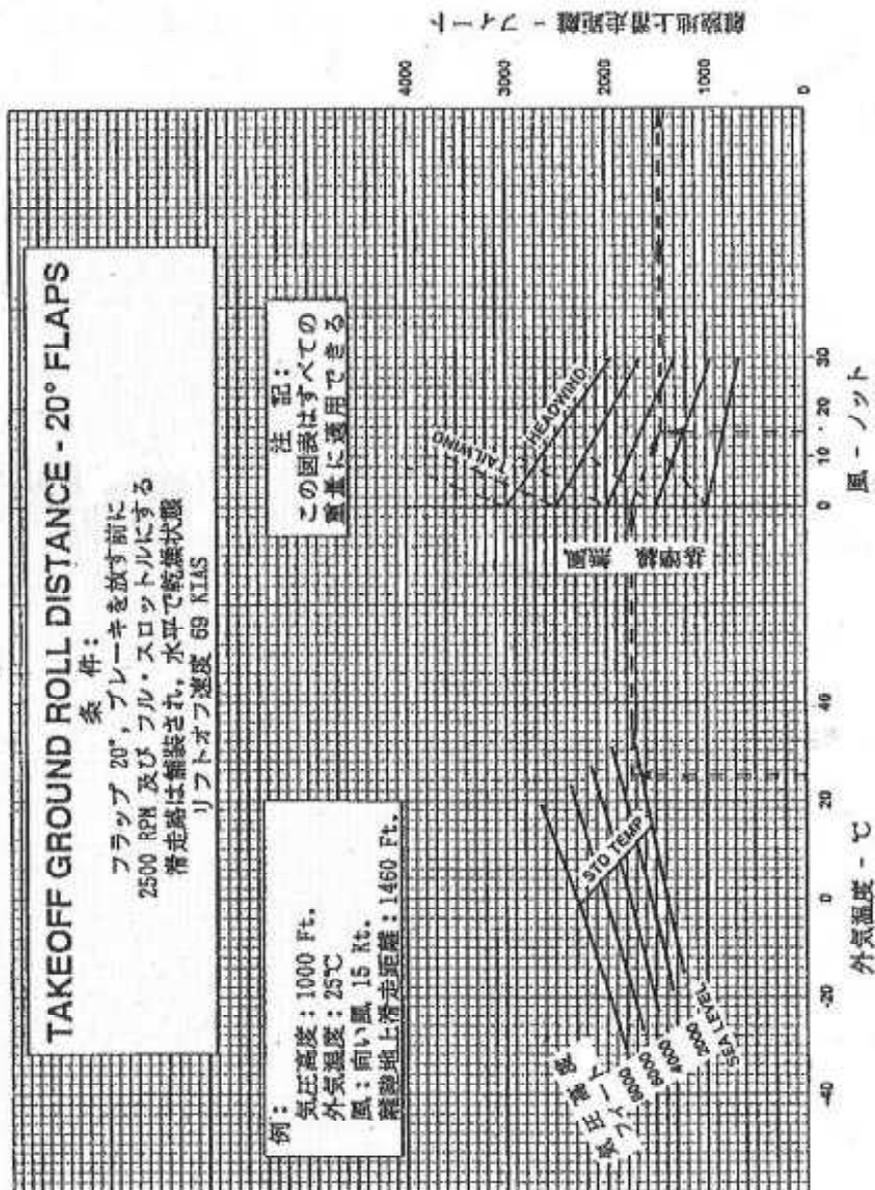
50 FT. 障害物越え 離陸距離, 0° フラップ

図 5-17

別添 3 - 3 性能表 (短距離離陸 - 離陸地上滑走距離)

パイパー 式 PA-46-350P 型
航空局 承認
平成 12 年 3 月 28 日

離陸地上滑走距離 - 20° フラップ



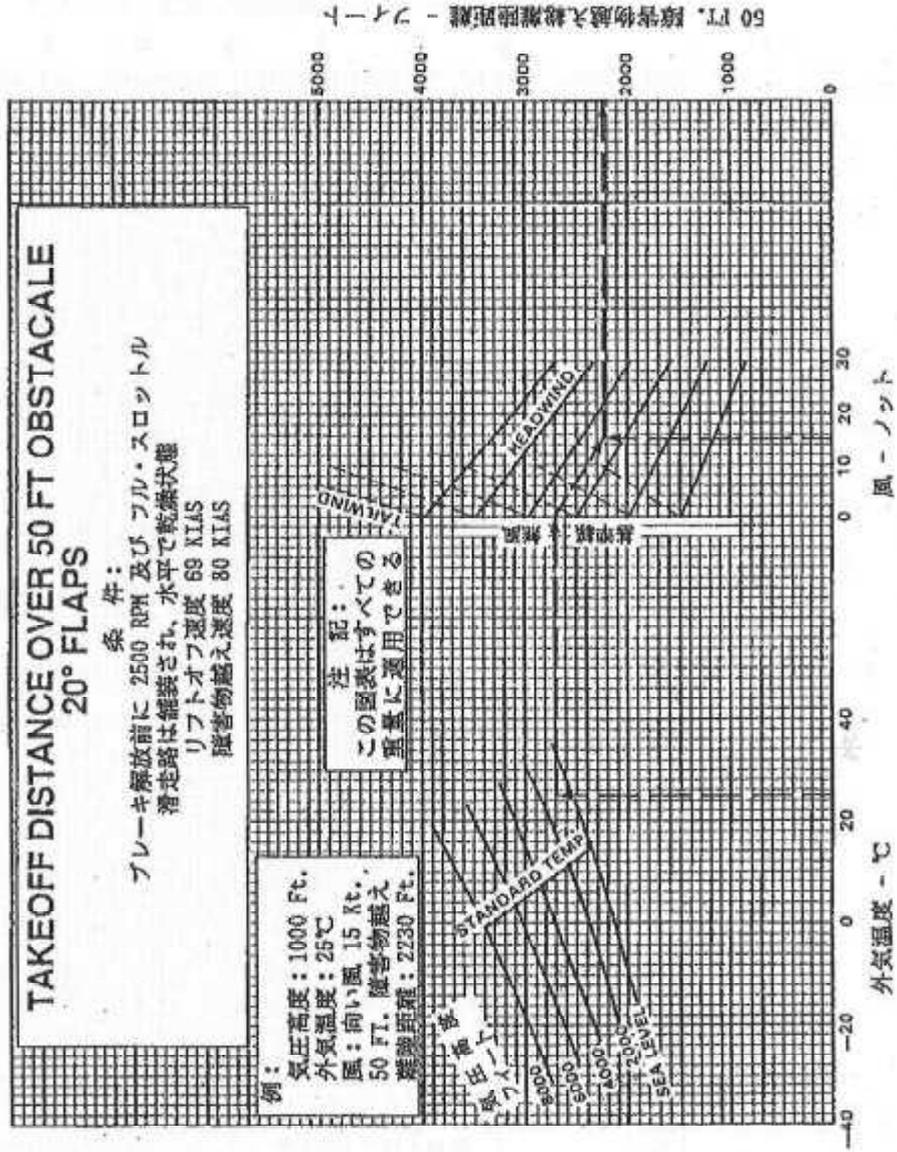
離陸地上滑走距離, 20° フラップ

図 5-15

別添 3 - 4 性能表 (短距離離陸 - 離陸距離)

パイパー 式 PA-46-350P 型
航空局 承認
平成 12 年 3 月 28 日

50 FT 障害物越え離陸距離 20°フラップ



50 FT. 障害物越え離陸距離, 20° フラップ

図 5-19

別添4 事故関連時間帯の風のデータ

観測時刻	瞬間風向 (真方位)	瞬間風速 (kt)
10時57分12秒	243	1
10時57分15秒	236	1
10時57分18秒	211	1
10時57分21秒	200	0
10時57分24秒	175	0
10時57分27秒	184	0
10時57分30秒	184	0
10時57分33秒	164	0
10時57分36秒	152	0
10時57分39秒	172	1
10時57分42秒	184	1
10時57分45秒	178	1
10時57分48秒	199	1
10時57分51秒	216	1
10時57分54秒	218	1
10時57分57秒	204	1
10時58分00秒	181	1
10時58分03秒	191	1
10時58分06秒	179	1
10時58分09秒	139	1

別添 5 飛行試験の記録 (抜粋)

実施年月日	離陸重量	搭載燃料	外気温 6000ft	回転数	吸気圧力	燃料流量	TIT(T/O)	TIT(6,000ft)	油温	油圧	シリンダー	失速警報 速度 FLAP0 Gear Down	失速速度 Vs FLAP0 Gear Down	失速警報 速度 FLAP36 Gear Down	失速速度 Vs FLAP36 Gear Down
	lb	GAL	°C	RPM	in-Hg	GPH	° F	° F	° F	psi	° F	kt	kt	kt	kt
1989/5/15	3718	120	6	2500	42	38.5	1380	1420	180	60	370	79	71	68	61
1994/1/10	3782	80	-5	2480	41.5	37	1340	1380	160	80	320	75	69	70	60
1995/2/13	3782	80	3	2480	42	37	1340	1380	160	80	320	75	70	65	60
1996/2/28	3875.2	90	-8	2480	42	36.5	1380	1460	160	80	340	81	74	65	58
1997/3/25	3882.8	100	2	2500	41.8	38	1480	1520	160	80	340	80	75	67	60
1998/4/16	3871	100	8	2500	41.8	38	1425	1500	160	80	340	80	75	65	59
2000/3/18	4067.2	100	-14	2490	41.8	38	1400	1440	120	80	300	80	74	66	60
2001/4/20	3908.8	100	4	2500	42	38	1400	1450	160	80	340	83	77	74	65
2002/3/1	3998.8	95	-2	2500	42	38	1400	1500	160	180	340	80	74	71	62
2003/3/19	3831.2	90	-7	2500	41.5	38	1520	1520	160	80	340	78	72	70	63
2004/6/29	3831.2	90	18	2500	41.8	40	1400	1420	200	80	360	78	72	68	58
2005/6/23	3831.2	90	16	2480	41.8	40	1380	1420	180	85	320	83	75	72	62
2006/7/26	3831.2	90	20	2500	41.5	40	1360	1380	200	80	360	81	75	70	60
2007/7/20	3966.6	110	16	2500	42	40	1400	1420	180	85	340	80	74	68	60
2011/1/31	3683.2	36	-6	2500	41.5	38	1200	1220	200	80	360	85	76	74	65
2012/3/12	3566.66	46	-8	2500	41.5	39	1180	1240	150	90	320	85	80	72	64
2013/4/23	4008.1	120	0	2500	41.5	39	1080	1080	140	90	320	85	75	74	64
2014/4/28	4032.7	120	6	2475	41.5	38	1100	1200	150	90	300	84	75	73	63
2015/4/19	4015.1	120	10	2480	41.5	40	1080	1100	150	80	300	79	74	73	63

(仮訳)

(2) ・エンジンデータ

最終年次点検日 (実施者不明) : 2015年4月27日

最終オーバーホール日 (エンジン製造者) : 2003年3月22日

・コンプレッション試験 : 適用外

コメント : シリンダー内の熱損傷及び錆のため、エンジンを回すことができなかった。

・バルブ動作 : エンジンを通しての連続性の確認をするため、もし可能なら、エンジンを回転する。

コメント : シリンダー内の熱損傷及び錆のため、エンジンを回すことができなかった。

① 基本情報

The engine history shows the engine left the Lycoming Factory on March 22, 2003 and was shipped to Van Bortel Aircraft, Inc. The engine was returned to Lycoming March 24, 2005 for a prop strike inspection at 73.5 hours. The engine was disassembled on March 29, 2005 for the inspection and was reassembled, tested and returned to the customer.

(仮訳)

エンジンの履歴によると、エンジンは2003年3月22日にエンジン製造者の工場を搬出して、Van Bortel Aircraft社に出荷された。エンジンは、2005年3月24日にプロペラストライク検査のため、73.5使用時間でエンジン製造者に戻された。2005年3月29日に、エンジンは検査のため分解され、再組立及び試験をして顧客に戻された。

② プロペラ、プロペラガバナー

As first viewed by this ASI, the propeller remained attached to the engine via the crankshaft flange. The propeller was removed from the engine and all disassembly of the propeller was completed by the Hartzell propeller ASI. The propeller governor was found secure to its mount on the crankcase and was removed. The propeller governor gasket screen was clear of contamination or debris. The propeller governor was disassembled by the Hartzell propeller ASI.

(仮訳)

航空安全調査員（以下「A S I」という。）の初見によると、プロペラはクランクシャフトフランジを介してエンジンに付いていた。プロペラはエンジンから外され、プロペラ製造者のA S Iにより、プロペラの分解が実施された。プロペラガバナーのガスケットのスクリーンは、汚れも破片も付着していなかった。また、プロペラ製造者のA S Iによりプロペラガバナーが分解された。

③ 燃料系統

As first viewed by this ASI, the fuel system was thermally breached consistent with a post crash fire. All fuel lines showed evidence of thermal damage. The fuel servo remained secure to the oil sump and air inlet housing assembly. The throttle cable was cut prior to arrival at Lycoming.

The fuel flow divider, hard fuel lines, and fuel injector nozzles were found secure and were removed. The fuel flow divider hard lines were flow checked for obstructions using low pressure air with no obstructions noted. The single piece fuel nozzles were removed from the individual cylinders and visually checked for obstructions. Debris consistent with combustion materials and rust were found in the nozzles consistent with debris created during the post crash fire and subsequent fire fighting efforts. The flow divider was removed from the case and disassembled. The diaphragm had signs of thermal stress but was not breached. The mechanic breached the diaphragm in an attempt to remove the diaphragm from the flow divider body. No fuel was found in the fuel flow divider. The engine driven geared fuel pump was found secure to its mount and was removed. Signs of thermal damage consistent with a post crash fire were observed on the outer case of the fuel pump and the inlet and outlet fuel lines were thermally breached. The engine driven geared fuel pump was rotated by hand. Suction and compression could not be confirmed due to the pump hanging up during rotation consistent with thermal damage from the post crash fire.

(仮訳)

A S Iによる初見によると、燃料システムは、墜落後の火災と一致する熱

により損傷していた。全ての燃料ラインには熱による損傷の形跡があった。燃料サーボはオイルサンプと空気取入口ハウジングアセンブリーにしっかりと固定されていた。スロットルのケーブルは、エンジン製造者に到着以前に切断されていた。

燃料分流器、ハード燃料ライン及び燃料インジェクター・ノズルはしっかりと固定されて見付き、取り外された。燃料分流器のハードラインに閉塞がないかを、低圧の空気を使って確認したが、閉塞は見受けられなかった。一体型燃料インジェクターは、個々のシリンダーから外されて閉塞を目視で確認した。燃焼された材料に一致する破片と錆が、墜落後の火災と消火作業の間にできた破片と一緒に、同ノズルにおいて見つかった。燃料分流器は、ケースから取り外して分解した。ダイヤフラムには熱の負荷が掛かった形跡はあったが、破損はなかった。作業員が分流器本体からダイヤフラムを取り外そうとした際、ダイヤフラムが破損した。燃料分流器に燃料はなかった。エンジン駆動燃料ポンプは、マウントにしっかりと固定されて見付き、取り外された。燃料ポンプの外側ケースに墜落後の火災と一致する熱による損傷の形跡が見られ、燃料の流入側と流出側の配管は熱で破損していた。エンジン駆動燃料ポンプは手で回転した。墜落後の火災と一致する熱による損傷によりポンプの回転が妨げられたため、吸引と圧縮は確認できなかった。

④ マグネトー

The magnetos were found secure on their respective mounts with heavy thermal damage noted to the rear of each magneto. As such, the magnetos were removed but confirmation of spark could not be made due the thermal damage received on the magnetos.

(仮訳)

両マグネトーは、それぞれの取付位置にしっかりと固定されていたが、各マグネトーの後部に熱による大きな損傷があった。同マグネトーは取り外されたが、熱による損傷のため、スパークの発生の確認はできなかった。

⑤ 点火栓

As first viewed by this ASI, all the spark plugs remained secure in their respective cylinder locations. All the spark plugs were removed and photographed in their as-removed condition. The spark plugs were then cleaned and visually inspected for center electrode wear and cracks in the center tower. No visual signs of defect were

noted.

(仮訳)

AS Iによる初見では、全ての点火栓はそれぞれのシリンダーの位置にしっかりと固定されていた。全ての点火栓は取り外したままの状態写真を撮った後、清掃し、電極の摩耗、ひび割れを目視検査した。欠陥の形跡は見られなかった。

⑥ 点火ハーネス

The ignition harness was thermally destroyed consistent with damage received during the post crash fire.

(仮訳)

点火ハーネスは、墜落後の火災と一致する熱により損傷していた。

⑦ スターター

As first viewed the starter was found secure on its mount with Bendix gear engaged on the starter ring gear. The starter was removed but was not tested.

(仮訳)

初見では、スターターは、スターターリングギヤに噛^かみ合ったBendixギヤと一緒にマウントにしっかりと固定されて見つかった。スターターは外されたが、試験は実施されなかった。

⑧ 発電機

As first viewed, both the left and right alternators were found secure on their associated mounting surfaces and brackets. The left alternator destroyed by fire.

(仮訳)

初見では、左右両方のオルタネーターがそれぞれの取付台とブラケットにしっかりと固定されて見つかった。左のオルタネーターは火災で損傷していた。

⑨ 真空ポンプ

Both vacuum pumps were destroyed due to thermal damage, no data tag information was available.

(仮訳)

熱による損傷で、両方の真空ポンプは損傷しており、データタグ情報は入手できなかった。

⑩ 潤滑系統

The oil suction screen was removed from the oil sump and visually inspected for debris or metal with none found. The oil sump was removed and small amount of oil was noted in the sump. It was a gray/black in color and was free of debris or metal. The remote mount spin on oil filter was shipped with the engine. It showed thermal damage consistent with a post crash fire and was not opened up.

(仮訳)

滑油吸引スクリーンはオイルサンプから取り外され、破片又は金属片について目視検査をしたが、何も発見できなかった。オイルサンプは取り外され、そこには少量の滑油が見つかった。色は灰色/黒で、破片や金属片は混入していなかった。滑油フィルターのリモートマウントスピンはエンジンと一緒に出荷されたものであり、墜落後の火災と一致する熱による損傷により開くことはできなかった。

⑪ 過給システム

As first viewed, the turbochargers remained secure to their mountson the engine. The left turbocharger was thermally destroyed with the compressor housing and compressor impellers thermally destroyed with only the shaft remaining. The right turbocharger was able to rotate freely and had no damage to the compressor impellers. The variable absolute controller was thermally damaged at the outer housing consistent with damage received during a post crash fire. There was no Manifold Pressure Relief Valve found; however, most of the air inlet housing that holds the Manifold Pressure Relief Valve was thermally destroyed consistent with damage received during a post crash fire.

(仮訳)

初見では、ターボチャージャーは取付位置に固定されていた。左のターボチャージャーは熱で破壊され、圧縮機のハウジング及びインペラが熱で破壊

されていて、シャフトだけが残存していた。右のターボチャージャーは、自由に回転することができ、その圧縮機のインペラには何の損傷もなかった。可変式絶対圧力制御装置は、墜落後の火災と一致する熱によりハウジング外部が損傷していた。マニホールドプレッシャーリリーフバルブは見つからなかった。しかしながら、当該バルブを固定する空気取入口ハウジングのほとんどの部分は、墜落後の火災と一致する熱により損傷していた。

⑫ プッシュロッド、補機ハウジング、滑油ポンプ

Push Rod Tubes: #2 intake impact damage, all others normal

Puch Rods: #2 intake impact damage, all others normal

Accessory Housing: Thermal signatures consistent with a post crash fire

Oil Pump: No contamination found inside the oil pump

Gear, Splines and Drivers: rust and thermal signatures were found on most of the accessory housing gears, splines and shafts.

(仮訳)

プッシュロッド及び同チューブは、2番シリンダーの吸気側のものに衝突時の損傷があったが、他は正常だった。補機ハウジングは墜落後の火災と一致する熱により損傷していた。滑油ポンプの内部には汚染物は見つからなかった。補機ハウジングのギア、スプライン及びドライブシャフトのほとんどのものに錆と熱を受けた形跡があった。

As first viewed by this ASI, the push rod tubes and push rods were attached to the engine with thermal signatures consistent with a post impact fire. The #2 intake push rod tube was impact damaged as well as the #2 intake push rod. With the cylinders removed, each push rod was visually inspected and found to be unremarkable. The rockers had normal wear patterns. The accessory housing was removed and the oil pump disassembled. The gears in the accessory housing were rust covered but the gears turned freely. The oil pump gears showed no evidence of metallic particles or scoring on the oil pump housing.

(仮訳)

ASIの初見において、プッシュ・ロッドはエンジンに取り付いており、

墜落後の火災と一致する熱の形跡があった。2番シリンダーの吸気側プッシュ・ロッド・チューブとプッシュ・ロッドは、衝撃による損傷を受けていた。シリンダーを取り外して各プッシュ・ロッドを目視検査したが、特に問題は見られなかった。ロッカーには通常の摩耗パターンがあった。補機ハウジングを取り外し、滑油ポンプを分解した。補機ハウジング内のギヤは、錆に覆われていたが自由に回転した。滑油ポンプのギヤには、金属粒子の痕跡や滑油ポンプハウジングの傷は見られなかった。

⑬ シリンダー

As first viewed by this ASI, the cylinders remained secure on their respective mounts on the crankcase. Thermal signatures consistent with a post crash fire were evident on all six cylinders. Molten metal was found lodge in the cylinder cooling fins on cylinder #1 and #3. All the cylinders were removed and piston removed from the connecting rods. All cylinders exhibited rust inside on the cylinder walls with cylinder #6 exhibiting the heaviest rust. The pistons exhibited no signs of detonation and had normal combustion signatures on the piston head. The intake and exhaust valves were not removed from the cylinders. Visual inspection of the valves heads were unremarkable.

(仮訳)

ASIの初見では、シリンダーはクランクケースにそれぞれしっかりと固定されていた。6個全てのシリンダーに墜落後の火災と一致する明らかな熱の形跡があった。1番シリンダー及び3番シリンダーの冷却フィンに溶けた金属がたまっていた。全てのシリンダーを取り外し、ピストンはコンロッドから外した。全てのシリンダーの内壁側に錆があり、特に6番シリンダーの錆は最も顕著だった。ピストンにはデトネーションの形跡はなく、ピストンのヘッドは通常の燃焼状態を示していた。シリンダーから吸気及び排気バルブは取り外さなかった。バルブヘッドの目視検査では特に問題は見受けられなかった。

⑭ クランクケース

The crankcase was disassembled to remove the crankshaft and camshaft. All bearing journals were normal and unremarkable. The propeller governor gear set screw was visually verified to be in

place. The silk thread was visually verified to be in place.

(仮訳)

クランクケースを分解し、クランクシャフトとカムシャフトを外した。全てのベアリングジャーナルは正常で、特に問題は見受けられなかった。プロペラガバナークギヤの調整ねじは、所定位置にあることを目視で確認した。シルク・スレッドは所定位置にあることを目視で確認した。

⑮ クランクシャフト

As first viewed by this ASI, the crankshaft remained inside the crankcase and would not rotate. As the cylinders were removed, the rust present on the crankshaft bearings appeared to contribute to the resistance in rotation of the crankshaft. With all the pistons removed, the crankshaft was rotated at the propeller flange and was able to complete 360 degrees of rotation. All counterweights had the rollers installed with the internal retaining ring in place. The counterweights and the rollers exhibited heavy surface rust. The rear crankshaft gear bolt was installed with the locking tab in place. The crankshaft flange run out was not checked.

(仮訳)

ASIの初見では、クランクシャフトはクランクケース内にあったが回転しなかった。シリンダーを取り外すと、クランクシャフトの軸受に錆があり、同軸の回転を妨げているようだった。全てのピストンを取り外すと、同軸はプロペラのフランジを回すことによって360°の完全な回転ができた。全てのカウンターウェイトには、ローラーが内部留めリングで所定の位置に取り付けられていた。カウンターウェイトとローラーには、表面に顕著な錆があった。後部クランクシャフトのギヤボルトは、固定タブで所定位置に取り付けられていた。クランクシャフト・フランジの振れは確認しなかった。

⑯ カムシャフト、コネクティングロッド、ベアリング

As first viewed by this ASI, the camshaft, connecting rods, and bearings remained in place inside the crankcase. The crankcase was split to remove the camshaft and the connecting rods were removed from the crankshaft. The camshaft lobes were normal and did not show signs of pitting. The camshaft gear was normal with rust present on the face of the gear. The bearings on the #6 connecting rod showed

heavy rust that did not allow the connecting rod to move freely and was consistent with rust build up after a post crash fire. All tappet faces were normal and showed no signs of pitting.

(仮訳)

ASIの初見によると、カムシャフト、コンロッド及び軸受は、クランク軸の所定の位置にあった。カムシャフトを取り外すためにクランクケースを分割し、コンロッドをクランクシャフトから取り外した。カムシャフト・ローブは正常で、ピットティング（点食）の形跡はなかった。カムシャフトのギヤは正常で、ギヤ面に錆があった。6番シリンダーのコンロッドの軸受に墜落後の火災の後に発生した錆と一致する重度の錆があり、コンロッドの自由な動きを妨げていた。タペット面は正常で、ピットティング（点食）の形跡はなかった。

(3) *Engine Disassembly Observations*

On January 12th, 2016, the engine was moved to the NTSB/FAA teardown room within the Lycoming Factory for disassembly. The engine was uncrated and placed on a ring stand for initial observation and photo documentation. The engine was completely disassembled and condition documented. The propeller, propeller governor, and turbochargers were disassembled by an ASI from Hartzell Propeller.

The engine showed signs of a post crash fire that burnt over the entire engine and propeller. There were no intercooler present and the engine mount and nose gear structure remained attached at the engine mounts.

There was nothing found during the course of this engine tear down that would have precluded this engine from making power prior to impact. All damage noted in the sections above is consistent with the engine being involved in the post crash fire of the aircraft at the accident site.

(仮訳)

(3) エンジン分解調査のまとめ

2016年1月12日、エンジンは、エンジン製造者工場内のNTSB/FAAの分解室に、分解のために運ばれた。エンジンが箱から出され、エンジンはリングスタンドに、最初の観察と写真撮影のために置かれた。エン

ジンは完全に分解され、状態は記録された。プロペラ、プロペラガバナー及びターボチャージャーは、プロペラ製造者のAS Iによって分解された。

エンジンには、エンジン全体とプロペラが燃えた墜落後の火災の形跡があった。インタークーラーはなく、エンジン架台と前脚構造がエンジンに取り付いたままだった。

本エンジンの分解作業において、墜落に先立ってエンジンの出力の発生を妨げた可能性のある形跡は何も見つからなかった。上記に記録された全ての損傷は、事故現場において、航空機が墜落後の火災に巻き込まれたことによるものと一致していた。

1.2 プロペラ/ターボチャージャーの分解検査について

米国の調査機関から入手したプロペラ製造者の報告書の主な記載内容は次のとおりであった。

(1) SUMMARY AND ANALYSIS OF FINDINGS

The propeller and propeller governor were examined at Lycoming Engines in Williamsport, PA on January 12, 2016.

The propeller remained attached to the engine during the impact sequence and subsequent recover and shipping. The propeller assembly, including spinner was removed from the engine by Lycoming personnel before the teardown examination was conducted. Impact marks on both blade preload plates indicated the propeller was on or near the low pitch setting during the impact sequence. One blade exhibited chord wise abrasion in the tip area on the camber side, indicating rotation before impact. The other blade was mostly consumed by the post-crash fire.

A governor teardown examination did not reveal any anomalous conditions.

(仮訳)

(1) 調査結果の概要と分析

プロペラとプロペラガバナーは、ペンシルバニア州ウイリアムポートにあるエンジン製造者において、2016年1月12日に調査された。

プロペラは、衝突の過程及びその後続いた回収と輸送の間、エンジンに装備されたままだった。プロペラアセンブリーは、スピナーを含めて、分解検査が行われる前に、エンジン製造者の作業員によってエンジンから取り外された。ブレードとプリロードプレート両方に付いた衝撃痕から、プロペラ

は、衝撃の間、低いプロペラ・ピッチ角設定又はその近くにあったことを示していた。ブレードの一つは、キャンバー側の先端部に翼弦方向の擦過痕があり、衝突前に回転していたことを示している。もう一方のブレードは、墜落後の火災でほとんど焼失していた。

ガバナーの分解検査には、特に問題となる状況は見受けられなかった。

(2) CONCLUSIONS

The propeller showed signs of rotation with power ON and blade angles on or near the low pitch stop during the impact sequence.

The pre-load plate markings indicated the propeller was operating on or near the low pitch stop at impact. Blade damage (camber side scoring, aft bending and twisting leading edge down), plus pitch change knob damage all indicate the blades impacted while rotating and at a negative angle of attack, resulting in high twisting moments towards low pitch. Although pre-load plate impact marks appeared to be below the low pitch stop setting of 17.6° , they were likely caused by the impact forces and moments forcibly twisting the blades beyond/lower than the low pitch stop setting. At low aircraft speeds (<70 KIAS), negative blade angles of attack are experienced at power levels below approximately 50% power.

There were no discrepancies noted that would prevent propeller operation prior to impact. The propeller was over-serviced with grease which may have caused slow response to power changes, or RPM oscillations, but would not have prevented operation. All damage was consistent with high impact forces twisting the blades towards low pitch, and heat damage due to the post-crash fire.

There were no discrepancies noted with the propeller governor that would prevent normal operation prior to impact. The control arm/shaft assembly was missing and appeared to have been forcibly removed either during the impact sequence or during recovery/transporting. The governor otherwise appeared undamaged and could be rotated by hand.

(仮訳)

(2) 結論

プロペラは、衝突時、パワーオン状態で回転し、ブレードの角度が低ピッ

チストップ又はその近くにあった形跡を示していた。

プリロードプレートにある跡は、衝突時に低ピッチストップ、又はその近くでプロペラが作動中だったことを示している。ブレードの損傷（キャンバー側に擦り傷、後方への曲げ、前縁の下方へのねじれ）、加えてピッチ変速ノブの損傷全てが、ブレードが回転中で、かつ、迎角が負の時に衝撃力を受けたことにより、低ピッチ側への大きなひねりモーメントが働いたことを示している。プリロードプレートの衝撃跡は、低ピッチストップが 17.6° 以下の設定であったかのように見えるが、衝撃力とモーメントによりブレードが低ピッチストップの設定を超えて強制的にねじられたことによるものと考えられる。低い飛行速度（ $<70\text{KIAS}$ ）では、約50%以下の出力レベルで迎え角が負となることがある。

衝突に先立って、プロペラの動きを妨げるような不具合は確認されなかった。プロペラは、グリースが多すぎて、出力の変化又は回転数の変動への反応が遅くなっていたり、回転数の周期的変動をもたらしていた可能性があるだろうが、プロペラの作動の妨げにはならなかっただろう。全ての損傷は、低ピッチへブレードをねじる大きな衝撃の力によるものと、墜落後の火災の熱による損傷と一致していた。

衝撃に先立って、通常の間作動を妨げるようなプロペラガバナーの不具合は確認されなかった。コントロール・アーム/シャフトのアセンブリはなくなっており、衝突時か回収／輸送のどちらかの間に、外力を受けて外れたように見えた。ガバナーには、それ以外の損傷はないように見え、手で回すことができた。

(3) *Propeller Teardown Report*

① *General Comments*

This type propeller is a 2-blade single-acting, hydraulically operated, constant speed model. Oil pressure from the propeller governor is used to move the blades to the high pitch (blade angle) direction. A spring and blade twisting moment move the blades toward the low pitch direction in the absence of governor oil pressure. The blades and hub are of aluminum construction. Propeller rotation is clockwise as viewed from the rear.

(仮訳)

(3) プロペラ分解調査報告

① 概要

この型式のプロペラは、2枚ブレード式、単作動型、油圧駆動、定速形式である。プロペラガバナーからの油圧がブレードを高ピッチ（ブレード角度）方向に動かすのに使われ、ガバナーの油圧が掛かっていないとき、スプリングとブレードのねじれモーメントにより、低ピッチ方向へ動かす。ブレードとハブは、アルミニウムでできている。プロペラは、機体後方から見て時計回りに回転する。

② *Installation Data*

Reference Hartzell Installation Data Sheet #874

(Data reference the 30-inch station)

Low Pitch: 17.6 + 0.2 degrees

High Pitch: 40.5 + 0.5 degrees

Note: Manufacturing records indicated this propeller model was originally assembled with a low pitch angle of 16.0 degrees. However, the last overhaul records in 2005 confirm the low pitch was set to 17.6° before it was reinstalled on the accident aircraft.

(仮訳)

② 装備データ

ハーツェル 装備データシート#874 を参照

(データは、30インチステーションを参照)

低ピッチ：17.6 ± 0.2°

高ピッチ：40.5 ± 0.5°

注：製造記録によれば、この型式のプロペラは、当初、低ピッチ角16.0°で組み立てられた。しかしながら、2005年に実施された直近のオーバーホールの記録によって、事故機に再取付される前に、低ピッチ角は17.6°に設定されていたことが確認された。

③ *Service History:*

According to JTSB investigators the propeller was replaced in 2005 after a propeller object/ground strike and at the time of the accident had 1541.01 hours since new.

	S/N	Date of manufacture	TTSN	TSO
Hub	HA6	6/6/1988	1541.01	926.54
Blades	H00909	6/13/1988	1541.01	926.54
	F96066	6/13/1988	1541.01	926.54

(仮訳)

③ 整備履歴

運輸安全委員会調査官によれば、プロペラは、地面への衝突を受けて2005年に交換されており、事故時の総使用時間は1,541.01時間であった。

	製造番号	製造日	総使用時間	前回0/Hからの使用時間
ハブ	HA6	6/6/1988	1541.01	926.54
ブレード	H00909	6/13/1988	1541.01	926.54
	F96066	6/13/1988	1541.01	926.54

④ *Propeller Serial Number HA6*

(仮訳)

④ プロペラ製造番号 HA6

⑤ *Factory Serial Number: A12067*

(仮訳)

⑤ 工場製造番号：A12067

⑥ *Blade Model: F8074K*

Blade #1: S/N H00909

Blade #1: S/N F96066

(仮訳)

⑥ ブレードモデル：F8074K

ブレード#1：製造番号H00909

ブレード#2：製造番号F96066

⑦ *Blade Orientation:*

The blades were arbitrarily number 1-2 clockwise as viewed from the rear of the propeller. The hub serial number was between the 1 and 2 blades.

(仮訳)

⑦ ブレードの方向

後方から時計回りを見て、便宜的に1番ブレード、2番ブレードと番号を付けた。ハブの製造番号は、1番ブレードと2番ブレードの間にあった。

⑧ *As Received Condition:*

The propeller was attached to the engine when shipped to Lycoming. The propeller had been removed from the engine by Lycoming personnel prior to my arrival. Photos #1 and #2 show the condition of the propeller prior to the examination. The majority of one blade had been consumed by the post-crash fire. The other blade showed bending in the aft direction and twisting leading edge down (toward low pitch). The spinner dome and bulkhead remained attached to the propeller but approximately 30% was consumed by the post-crash fire.

(仮訳)

⑧ 受入れ状況

エンジン製造者へ輸送時、プロペラはエンジンに装備されていた。プロペラ製造者の検査員の到着に先立って、エンジン製造者の作業員がプロペラをエンジンから取り外していた。写真#1と写真#2は、検査前のプロペラの状態を示している。一つのブレードの大部分は墜落後の火災によって燃え尽きていた。他方のブレードは機体後方に曲げられ、前縁が下側（低ピッチ方向に）にねじれていた。スピナー・ドームと隔壁は、プロペラに付いていたが、約30%は墜落後の火災で燃損していた。



写真# 1 プロペラ (分解前)



写真# 2 スピナー部

⑨ *Spinner Dome*

The spinner dome was still mounted to the spinner bulkhead but crushed on one side and approximately 30% of it was consumed by the post-crash fire. The forward bulkhead was present but had debonded and the flange was bent in several places.

(仮訳)

⑨ スピナードーム

スピナー・ドームは、スピナーの隔壁に取り付いていたが、片側が潰れ、約30%は墜落後の火災で燃損していた。前方の隔壁は残っていたが、剥離し、そのフランジは数箇所曲がっていた。

⑩ *Spinner Bulkhead:*

The spinner bulkhead remained attached to the hub. Approximately 40% of the bulkhead was either consumed or heat damaged by the post-crash fire.

(仮訳)

⑩ スピナー隔壁

スピナーの隔壁はハブに付いていた。隔壁の約40%は、墜落後の火災で燃損するか、熱による損傷を受けていた。

⑪ *Propeller Cycling*

Propeller cycling was not attempted before disassembly due to lack of mounting provisions in the facility, lack of blade paddles to rotate the blades, and/or a method to pressurize the piston. Neither blade could be rotated by hand force only.

(仮訳)

⑪ プロペラのサイクリング

施設内に架台及びブレードを回すブレード・パドルがなく、ピストンを加圧する手段がなかったため、プロペラのサイクリングは分解に先立って実施されなかった。

いずれのブレードも手では回すことができなかった。

⑫ *Engine/Propeller Mounting*

The propeller remained attached to the engine throughout the crash sequence and subsequent recovery and shipping to Lycoming. The propeller was removed from the engine at Lycoming.

The mounting flange and all six mounting studs appeared intact and undamaged. There was no visually remarkable bending of the mounting studs or damage to the counter bores. The O-ring appeared undamaged and there was oil present in the hub bore leading up to the pitch change rod.

(仮訳)

⑫ エンジン／プロペラ据付け

墜落時、それに続く回収とエンジン製造社への搬送を通して、プロペラはエンジンに付いたままだった。エンジン製造社でプロペラはエンジンから取り外された。

取付けフランジと6個の取付けねじに損傷はなかった。特筆すべき取付けねじの曲げもねじ穴への損傷もなかった。Oリングは損傷がないように見え、また、ハブ穴からピッチチェンジロッドまでの間には油が存在していた。

⑬ *Cylinder (P/N: B-2428-1 Rev. A0, S/N: GK6881)*

The cylinder was intact but showed signs of heat distress on the exterior surface (charring, bubbling, etc.). The low pitch stop screw had been forced forward, stripping mounting threads in the cylinder but remained in the cylinder and required further unthreading to remove (see Photo #3).

(仮訳)

⑬ シリンダー (部品番号 : B-2428-1 Rev. A0、製造番号 : GK6881)

シリンダーは無傷だったが、外表面に熱による変質 (炭化、泡状化等)

があった。低ピッチストップねじは前に無理に押され、シリンダー内のねじ山を剥ぎ取っていたが、シリンダー内に残っていた。これを取り出すために更にねじを抜くことが必要だった（写真#3参照）。



写真#3 Low Pitch Stop

⑭ Piston:

The piston was intact and unremarkable. The piston O-ring was intact but showed signs of heat distress (hard/not pliable, flat and discolored in some areas.)

There was oil and what appeared to be sludge aft of the piston which was later determined to be blade bearing grease. Grease and grease byproducts from over-servicing the blade bearings had migrated forward through the hub bushing to the area behind the piston (see Photo #4).

Photo #5 shows the excessive amount of grease in the hub.

(仮訳)

⑭ ピストン

ピストンは無傷で特筆すべき点はなかった。ピストンのOリングは無傷であるが、熱による変質（堅く／柔らかくない、平らで所々変色有り）があった。

油と、後でブレードの軸受グリースであると判明したスラッジらしく見えるものがピストン裏にあった。ブレードの軸受へ過剰に供給されていたグリースとグリースの副産物が、ハブのブッシングを通して前方方向へ、ピストンの裏側（写真#4参照）まで移動していた。

写真#5はハブ内部の過剰なグリースを示している。



写真#4 ピストン部



写真#5 ハブ部

⑮ *Pitch Change Rod*

The pitch change rod was intact and unremarkable.

(仮訳)

⑮ ピッチ・チェンジ・ロッド

ピッチ・チェンジ・ロッドは無傷で、特に問題はなかった。

⑯ *Fork*

The fork was intact. The only visible damage was the plastic bumpers had melted and charred causing some surface discoloration.

(仮訳)

⑯ フォーク

フォークに傷はなかった。目視可能な損傷としては、プラスチックのバンパーが溶けて炭化し、表面に変色を起こしていた。

⑰ *Spring*

The spring was intact. The only remarkable trait was some oil coking/charring discoloration from heat exposure during the post-crash fire.

(仮訳)

⑰ スプリング

スプリングに傷はなかった。特記すべき特徴は、墜落後の火災の間に熱を受けてオイルのコーキング／炭化による変色が有ったことである。

⑱ Pitch Stops

Low Pitch Stop: The low pitch stop screw had been forced forward, partially out of the cylinder, stripping mounting threads in the cylinder. But it remained in the cylinder and required further unthreading to remove (see Photo #3).

High Pitch Stop: The high pitch stop was intact and unremarkable.

(仮訳)

⑱ ピッチストップ

低ピッチストップ：低ピッチストップねじは、前に押されて部分的にシリンダーの外に飛び出ており、シリンダー内のねじ山が剥ぎ取られていた。しかし、シリンダー内にとどまり、取り外すにはねじを抜くことが必要だった（写真#3参照）。

高ピッチストップ：高ピッチストップは無傷で、特に問題はなかった。

⑲ Hub Assembly

The preload plate shelves showed deformation on the aft/trailing edge quadrants consistent with the preload plate lip deformation. This deformation indicates the impact forces were a combination of aft and opposite direction of propeller rotation (see Photo #6). The hub was also excessively over-serviced with bearing grease (see Photo #5).

(仮訳)

⑲ ハブ組立

プリロードプレートのシェルフは、同プレートの縁の変形と一致する機体後方／後縁クアドラットへの変形があった。この変形は、衝撃の力が機体後方方向とプロペラの回転の反対方向の力が組み合わさったものであったことを示している（写真#6参照）。ハブにも軸受グリースが過剰に施されていた（写真#5参照）。



写真#6 ハブ組立 (内面)

⑳ Preload Plates: (see Photos #7 and #8)

NOTE: For this propeller model, when the blade knob is aligned with the hub parting line, the blade angle at the reference station is 48° (knob $\phi = 12^\circ + 36 = 48^\circ$). On a two-blade Compact series propeller, pitch change knob impressions are sometimes made on the opposite-side preload plate during the impact sequence. This impression mark can be measured to provide some blade angle information.

(仮訳)

⑳ プリロードプレート (写真#7及び#8参照)

注：このプロペラの型は、ブレードのノブとハブの分割線とを合わせると、基準ステーションにおけるブレード角が 48° ($\phi = 12^\circ + 36^\circ = 48^\circ$) になる。ブレードが2枚のコンパクトシリーズのプロペラでは、衝撃時にピッチチェンジノブの跡が、反対側のプリロードプレートに付くことがある。このマークにより、ブレード角の情報を推測することができる。

The #1 preload plate had a knob impression mark at approximately 34° corresponding to a blade angle of 14° (3.6° below the low pitch stop angle).

(仮訳)

#1のプリロードプレートは、ブレード角 14° (低ピッチストップから 3.6° 低い) に対応する約 34° に、ノブ跡があった。



写真# 7 プリロードプレート 1

The #2 preload plate had a knob impression mark at approximately 35° corresponding to a blade angle of 13° (4.6° below the low pitch stop angle).

(仮訳)

2のプリロードプレートは、ブレード角13°（低ピッチストップから4.6°低い）に対応する約35°にノブ跡があった。



写真# 8 プリロードプレート 2

②① *Blade Bearings and Blade Pitch Change Knobs:*

The blade bearings were intact but the plastic ball spacer and grease on both blades had been heat compromised, was stiff and either crumbled or congealed together. The plastic bushings on the pitch change knobs had melted. The pitch change knob for blade #2 was fractured in the direction opposite low pitch with no signs of fatigue in the fracture surface. The pitch change knob for blade #1 was bent in the direction opposite low pitch with a visual

crack at its base (Photo #9). There were small ball indentations in the bearing races on the camber (forward) side of each blade indicating impact forces in the aft direction.

(仮訳)

⑳ ブレードベアリング及びブレードピッチチェンジノブ

ブレードの軸受は無傷だったが、熱焼損を受けた両ブレードのプラスチックのボール・スペーサとグリースは硬化し、砕けるか凝固していた。ピッチチェンジノブのプラスチックのブッシングは溶けていた。ブレード#2のピッチチェンジノブは、低ピッチとは反対の方向に破断しており、破断面に疲労の兆候はなかった。ブレード#1のピッチチェンジノブは低ピッチとは反対の方向に曲がっており、根元に目視可能な亀裂があった(写真#9参照)。各ブレードのキャンバー側(前方)の軸受レースに小さなボール状のへこみがあり、機体後方側へ衝撃力を受けたことを示していた。



写真#9 ピッチチェンジノブ (#1)

㉑ *Propeller Blades: (see Photos #10 through #12)*

There were impressions on each blade butt from pre-load plate contact indicating forces in a helical path (i.e. propeller rotation + forward speed) (Photo #10).

Blade #1

paint, camber side - Chordwise scoring, heat damage (scorched/charred/corroded).

paint, flat side - Heat damaged (scorched/charred/corroded).

bend - Bent aft starting approximately 15" from butt of blade.

twist - Leading edge down/toward low pitch.
lead edge damage - Gouging, nicks, dents and deformation from tip extending approximately 8" toward shank. De-ice boot missing, assumed consumed by fire.
trail edge damage - Outboard 6" melted/consumed.
knob condition - Visually bent opposite low pitch, cracked at base, pre-load plate impact mark at shoulder.

Blade #2 (See Appendix A for material composition analysis of melted material shown in Photo #12)

paint, camber side - Outboard ~24" of blade melted/consumed, shank was scorched/charred/corroded.
paint, flat side - Outboard 24" of blade melted/consumed, shank was scorched/charred/corroded.
bend - Not distinguishable.
twist - Not distinguishable.
lead edge damage - Heat damaged, de-ice boot missing, assumed consumed by fire.
trail edge damage - Heat damaged.
knob condition - Fractured, no visual signs of fatigue, only overload.

(仮訳)

② プロペラブレード (写真#10～#12参照)

各ブレードの根元に、らせん軌道 (すなわち、プロペラ回転+前進速度) の力を示すプリロードプレートとの接触による跡があった (写真#10)。

ブレード#1

塗装、キャンバー側 - 翼弦方向の擦り傷、熱による損傷 (焦げ・炭化・腐食)
 塗装、平面側 - 熱による損傷 (焦げ・炭化・腐食)
 曲げ - ブレードの根元から約 1.5 in (約 3.8 cm) から始まる機体後方への曲げ
 ねじれ - 前縁の下方/低ピッチ方向

前縁の損傷	—えぐれ、欠け、へこみ、先端からシャンク方向へ約 8 in (約 20 cm) に及ぶ変形、火災で焼失したと思われる防水ブーツの欠損
後縁の損傷	—外側 6 in (15.24 cm) が溶解・焼損
ノブの状態	—低ピッチとは反対方向への目に見える曲げ、ベースに亀裂、ショルダーにプリロードプレートの衝撃跡

ブレード # 2 (写真 # 1 2 にある溶けた材料の材質組成分析については Appendix A を参照)

塗装、キャンバー側	—ブレード翼端 2.4 in (61.44 cm) が溶解・焼損、シャンクの焦げ・炭化・腐食
塗装、平面側	—ブレード翼端 2.4 in (61.44 cm) が溶解・焼損、シャンクの焦げ・炭化・腐食
曲げ	—識別不能
ねじれ	—識別不能
前縁の損傷	—熱による損傷、火災で焼失したと思われる防水ブーツの欠損
後縁の損傷	—熱による損傷
ノブの状態	—疲労の兆候はなく、過負荷による破断



写真 # 1 0 プロペラブレード根元部



写真# 1 1 プロペラブレード



写真# 1 2 プロペラブレード (溶解部含む)

(4) *Propeller Governor Teardown Report*

① *Propeller Governor Model: V-11-1*

② *Governor Serial Number: G1455J*

③ *General Comments:*

The propeller governor is an engine/propeller RPM sensing device

and high pressure oil pump. In a constant speed propeller system, the governor responds to a change in engine/propeller RPM by directing oil under pressure to the propeller hydraulic cylinder (when over speeding), or by releasing oil from the hydraulic cylinder to the drain (when under speeding). The change in oil volume in the hydraulic cylinder changes the propeller blade angle and returns the engine/propeller RPM to the pilot selected value. The V-11 series governor is a pressure-to-increase pitch, non-feathering, intermediate capacity governor. The V-11-1 governor is specifically configured for use on the Piper PA-46-350P with the TIO-540-AE2A engine.

④ *Installation Specifications:*

Refer to Hartzell Manual 130B for V-11-1 specifications

⑤ *Service History:*

No service history data for the governor was presented prior to the examination

⑥ *As Received Condition:*

The propeller governor was still mounted to the engine but the control arm/shaft assembly was fractured and missing (see Photo #13). The high RPM stop/adjust screw was intact. The governor was removed from the engine without difficulty and the drive shaft turned freely by hand. The gasket screen did not have any remarkable debris.

⑦ *Governor Head and Spool Valve:*

The governor head was removed without difficulty. It appeared the control arm/shaft assembly was forcibly pulled from the head but the rack and rack adjust screw remained in the head. The spool valve appeared undamaged and could be moved by hand within the governor body. Internal oil discoloration implied evidence of high temperatures inside the governor head.

⑧ *Flyweight Unit:*

The flyweights were intact and moved freely on their pivot points. The flyweight disk turned freely with shaft rotation by hand.

⑨ *Oil Pump and Governor Body:*

The oil pump gears were undamaged and turned freely by hand. The oil pump cavity was free of any foreign objects or debris. The pressure relief valve was intact. See Photo #14 for the governor components disassembled and examined.

(仮訳)

(4) プロペラガバナーの分解調査報告

① プロペラガバナー型式：V-11-1

② ガバナーの製造番号：G1455J

③ 概要

プロペラガバナーは、エンジン/プロペラ回転数感知装置と高圧オイルポンプからなる。定速プロペラ装置では、ガバナーは、滑油に圧力を掛けてプロペラの油圧シリンダーに送る（回転速度超過時）ことによって、又は油圧シリンダーからドレインへオイルを逃す（回転速度低下時）ことによって、エンジン/プロペラの回転数の変化に対応している。油圧シリンダー内のオイル量の変化がプロペラのブレード角を変え、エンジン/プロペラ回転数をパイロットの選択した値に保つ。V-11シリーズのガバナーは、加圧でピッチ増、フェザーリング無し、中容量のガバナーである。V-11-1ガバナーは、TIO-540-AE2Aエンジンを装備したパイパー式PA-46-350P型で使うために特別に設定されている。

④ 搭載仕様

V-11-1仕様に関しては、ハネウエルマニュアル130Bを参照。

⑤ サービス経歴

検査に先立って、整備履歴データの提出はなかった。

⑥ 受入れ状況について

プロペラガバナーは、エンジンに取り付けられたままであったが、コントロール・アーム/シャフトのアッセンブリは破断し欠損していた（写真#13参照）。高回転側ストップ/調整ねじは無傷だった。ガバナーはエンジンから問題なく取り外された。ドライブ・シャフトは自由に手で回すことができた。ガスケットのスクリーンには、目立った破片は付着していなかった。

⑦ ガバナー頭部及びスプールバルブ

ガバナーヘッドは問題なく取り外された。コントロール・アーム/シャフト・アッセンブリは、ヘッドから無理に引き抜かれたように見えたが、ラックとラック調整ねじは、ヘッド内に残っていた。スプールバルブは、

損傷がないように見えた。ガバナー本体内で手で動かすことができた。内部オイルの変色は、ガバナーヘッド内が高温であったことを示していた。

⑧ フライウエイトユニット

フライウエイトは、無傷でピボット・ポイントにおいて自由に動いた。同ウエイトのディスクは、手でシャフトの回転と一緒に自由に回転した。

⑨ オイルポンプ及びガバナー本体

オイルポンプ・ギヤに損傷はなく、手で自由に回転した。オイルポンプの空洞部には、異物も破片も無かった。圧力リリーフ弁は無傷だった。分解・検査されたガバナーの部品に関して、写真# 14を参照のこと。



写真# 13 プロペラガバナー



写真# 14 プロペラガバナー (分解後)

(5) Metallurgical Laboratory Report

① Test Method: The blade was sectioned and chemical analysis was conducted.

② Test Summary: The melted blade was sectioned and appeared porous throughout. Chemical evaluation indicates that the material is an aluminum alloy containing copper, magnesium, and silicon, but due to the burned nature of the blade, some the constituents could have burned off or changed in amount.

③ Test results

Chemical analysis of the melted propeller indicate the blade was produced from an aluminum alloy containing copper, magnesium, and silicon.



写真 溶解したプロペラブレード

Chemical Analysis

<i>Element</i>	<i>Melted blade</i>	<i>2025 AA Limi</i>
<i>Copper</i>	<i>3.3</i>	<i>3.9 to 5.0</i>
<i>Magnesium</i>	<i>1.11</i>	<i>0.050 max.</i>
<i>Silicon</i>	<i>1.13</i>	<i>0.50 to 1.20</i>
<i>Iron</i>	<i>0.28</i>	<i>1.00 max.</i>
<i>Manganese</i>	<i>0.47</i>	<i>0.40 to 1.20</i>
<i>Nickel</i>	<i>0.01</i>	<i>---</i>
<i>Zinc</i>	<i>0.27</i>	<i>0.25 max.</i>
<i>Titanium</i>	<i>0.04</i>	<i>0.15 max.</i>
<i>Chromium</i>	<i>0.02</i>	<i>0.10 max.</i>
<i>Other, ea.</i>	<i><0.05</i>	<i>0.05 max.</i>
<i>Other, total</i>	<i><0.15</i>	<i>0.15 max.</i>
<i>Aluminum</i>	<i>Rem.</i>	<i>Remainder</i>

(仮訳)

(5) 溶解したプロペラの成分分析

① 試験方法

分断されたブレードについて化学分析を実施した。

② 試験のまとめ

ブレードは溶解して分断しており、全体に多孔性があった。化学的分析では、銅、マグネシウム、そしてシリコンを含むアルミニウム合金であったが、燃えたことによりその成分の幾つかは燃え尽きたか量に変化していた。

③ 試験結果

溶けたプロペラの化学的分析は、ブレードが銅、マグネシウム及びシリコンを含むアルミニウム合金から作られたことを示している。

表 化学的分析結果

成分	溶解ブレード	2025 AA リミット
銅	3.3	3.9から5.0
マグネシウム	1.11	最大0.050
ケイ素	1.13	0.50から1.20
鉄	0.28	最大1.00
マンガン	0.47	0.40から1.20
ニッケル	0.01	---
亜鉛	0.27	最大0.25
チタニウム	0.04	最大0.15
クロム	0.02	最大0.10
その他	<0.05	最大0.05
その他 計	<0.15	最大0.15
アルミニウム	残り	残り

ターボチャージャー製造者の報告書に記載がある主なものは次のとおりであった。

(6) *Turbocharger Teardown Report*

① *TURBO SYSTEM GENERAL INFORMATION:*

The turbocharger system installed on the TIO-540-AE2A engine used on the PA-46-350P aircraft is called a "Variable Absolute Pressure System." The variable absolute pressure controller senses deck pressure, compares it to a reference absolute pressure, and adjusts the wastegate butterfly via the turbo controller valve (controlling turbocharger speed) to maintain the desired horsepower at varying altitudes. It differs from the non-variable version, however, in that the turbo controller is directly linked to the engine throttle, and through a system of cams and followers, adjusts itself to varying power settings, achieving the optimum deck pressure for a given throttle movement. A pressure relief valve set slightly in excess of maximum deck pressure is provided to prevent damaging overboost in the event of a system malfunction. A sonic venturi (customer supplied) is incorporated to provide a constant source of compressed air to the cabin pressurization system. An intercooler (customer supplied) is added to cool the

compressor outflow and increase cylinder charge air density. The system includes the components listed in Table 1.

(略)

Only the two turbochargers and wastegate valve body were recovered from the accident aircraft and presented for examination. The controller and pressure relief valve were either not recovered or consumed by the post-crash fire and therefore not examined.

(仮訳)

(6) ターボチャージャーの分解調査

① ターボシステムの概要

PA-46-350PのTIO-540-AE2Aエンジンに装備されたターボチャージャー装置は、「可変式絶対圧装置」と呼ばれる。可変式絶対圧コントローラは、デッキ圧を感知し、基準絶対圧と比較し、ターボ・コントローラ弁（ターボチャージャーの速度を制御）を通して、ウェイストゲートのバタフライを調整することにより、様々な高度で必要な出力を維持する。非可変式と異なり、ターボ・コントローラはエンジンのスロットルに直接連結され、カムとフォロワーのシステムを通して、与えられたスロットルの動きに関して最適なデッキ圧をもたらすことにより、様々な設定出力に調整する。システムが不具合を起こしたとき、過給圧超過による損傷を防ぐため、最大デッキ圧を少し超えた圧力に設定された圧力リリーフ弁が装備されている。客室与圧装置に常に圧縮空気を提供するために、ソニック・ベンチュリー（顧客支給）が、取り付けられている。インタークーラー（顧客支給）は、圧縮機出口の空気を冷やし、シリンダーに供給される空気の密度を増加するために装備されている。

(略)

ターボチャージャー二つとウェイストゲートバルブ本体だけが事故機から回収され、調査された。コントローラと圧力リリーフ弁は、回収されなかったか、事故後の火災で焼失したのかどちらかであり、調査されなかった。

② *Wastegate:*

The wastegate valve was free and had full range of motion. The wastegate actuator body was completely consumed by the post-crash fire; only the valve housing assembly, actuator shaft and return spring remained. See Photo #1.

(仮訳)

② ウェイストゲート

ウェイストゲート弁は、拘束なく全範囲で動いた。ウェイストゲートのアクチュエーターは、墜落後の火災で完全に焼失しており、弁のハウジング・アッセンブリ、アクチュエーターのシャフトそしてリターン・スプリングのみ残っていた。写真#15を参照のこと。



写真#15 ウェイストゲート・バルブ

③ *Right Turbo (Turbo #1) Information*

There was light impact damage, some evidence of heat/sooting, dirt and oily surface on turbine side. There was no evidence of eroding, fretting, or damage to attachment/mounting surfaces.

Able to Turn/Spin the Turbine Wheel? YES

Clearance Between T-Wheel blades and Housing YES

Clearance Between Impeller Blades and Housing YES

All clamps, lockplates and fasteners were intact.

Condition of Compressor Housing: Intact

Foreign Object Damage / Bent Blades: Compressor Wheel: Moderate

Center Hub Rotation Assembly (CHRA):

Note: Dimensional inspections of the CHRA assembly components were not performed since the turbocharger easily rotated freely by finger force; teardown was deemed unnecessary.

The compressor wheel spun with the turbine wheel on the shaft.

It had moderate blade damage.

The turbine wheel appeared undamaged.

BackPlate: Intact

(仮訳)

③ 右側ターボチャージャーの情報

a 概況

軽度の墜落による損傷があり、熱/すす、汚れ、そしてタービン側の面に油の跡があった。浸食、擦過腐食又は附属品/取付台面への損傷の痕跡はなかった。

タービン・ホイールは指で回すことができた。

タービン・ホイール・ブレードとハウジング間には、隙間があった。

(写真#17を参照のこと。)

圧縮機ブレードとハウジング間には、隙間があった。

クランプ、ロックプレート、ファスナーは、無傷であった。

圧縮機ハウジングは無傷であった。(写真#16を参照のこと。)

圧縮機の羽に中程度の外部からの異物による損傷/ブレードの曲がりがあった。

b センターハブローテーションアセンブリー

注：センターハブローテーションアセンブリー部品の寸法的な検査は、ターボチャージャーが指の力で簡単に自由に回転するために、実施しなかった；分解調査は必要ないと判断された。

圧縮機はタービン・ホイールとともに軸上で回転した。圧縮機の羽には中程度の損傷があった。

タービン・ホイールに損傷はなかった。

バックプレートは無傷であった。



写真#16

圧縮機・ホイールの残骸 (右側)



写真#17

タービン・ホイール (右側)

④ *Left Turbo (Turbo #2) Information*

The left turbo exhibited extensive fire damage and corrosion.

There was no evidence of eroding, fretting, or damage to attachment/ mounting surfaces. The compressor housing, compressor wheel and mounting surfaces were consumed by fire.

Clearance Between T-Wheel blades and Housing: Not at all blade locations.

Clamps and Lock plates: All turbine lock plates and fasteners intact. The compressor clamps and fasteners were missing or consumed by the post- crash fire.

Condition of Compressor Housing: Consumed by post-crash fire.

Center Hub Rotation Assembly(CHRA):

NOTE : Dimensional inspections of the CHRA assembly components were not performed either due to extreme heat damage or since teardown was conducted at Lycoming; the proper tooling and fixtures were not available.

Center Bearing Housing:

• Existence of Residual Oil. Dry and extreme corrosion present.

(仮訳)

④ 左側ターボチャージャーの情報

a 概況

広範囲に火によるダメージと腐食があった。取付台の表面に剝離、フレッチングやダメージはなかった。圧縮機ハウジング、圧縮機ホイールと取付台表面は火により焼損していた。写真# 18を参照のこと。

全てのブレード位置において、タービン・ホイール・ブレードとハウジング間に隙間はなかった。

タービンのクランプ、ロックプレート、ファスナーは無傷であったが、圧縮機のは、欠品又は墜落後の火災により焼失していた。

圧縮機ハウジングは、墜落後の火災により焼失していた。

b センターハブローテイングアセンブリー

注：センターハブローテイングアセンブリー部品の寸法的な検査は、極度の熱による損傷により、又はエンジン製造社で分解作業が行われたことにより（適切な道具や固定具がなかった）、実施しなかった。

圧縮機は写真# 19を参照のこと。

タービン・ホイールは写真# 20を参照のこと。

センターベアリングには残存油はなく、極度に腐食していた。



写真#18 左側ターボチャージャー部の状況



写真#19 圧縮機の残骸 (左側)



写真#20 タービン・ホイール (左側)

⑤ *Conclusions and Additional Comments:*

The Right turbocharger assembly was consistent with the design data and there was no evidence of mechanical malfunction. The turbocharger appeared functional and the wheels spun freely with light finger force. There was evidence of lubrication present (wet surfaces and free rotation).

The Left turbocharger assembly components that were not consumed by the post-crash fire appeared consistent with the design data and there was no evidence of mechanical malfunction prior to impact or the post-crash fire. No liquid indication of lubrication was present, presumably due to post-crash fire heat and time elapsed from the accident. The compressor wheel and compressor housing were almost completely consumed by the post-crash fire indicating the level of heat exposure.

Although both turbochargers did not show any evidence of pre-impact mechanical malfunction, the turbocharging system

performance cannot be verified due to the missing turbo controller, wastegate actuator and pressure relief valve. None of the turbocharger components presented showed evidence of wheel/housing rub but based on the lack of external impact damage, does not indicate the turbochargers were not turning at impact. There is no evidence to suggest the turbocharger system was not functional prior to impact.

(仮訳)

⑤ 結論及び追加コメント

右側のターボチャージャーアセンブリーは設計データと一致し、機械的な不具合の証拠はなかった。ターボチャージャーは機能していたと考えられ、ホイールは指の軽い力で自由に回った。潤滑がされていた証拠があった（ぬれた表面と自由な回転）。

墜落後の火災で焼失を免れた左側のターボチャージャーアセンブリーの構成部品は設計データと一致していたと考えられ、墜落又は墜落後の火災の前に機能の不具合が発生したことを示すものはなかった。潤滑を示す液体はなかったが、墜落後の火災と事故から時間が経過したためと思われる。圧縮機のホイールと圧縮機のハウジングは、墜落後の火災によってほとんど完全に焼失しており、これらはさらされた熱のレベルを示している。

両方のターボチャージャーについて衝突前に機械的な不具合が発生していた証拠はないが、ターボ・コントローラ、ウェイストゲートのアクチュエーター、圧力リリーフ弁がないため、ターボチャージャー装置の性能を確認することはできない。外部的な衝撃の損傷がないこと、ターボチャージャーの構成部品に、ホイール／ハウジングが擦れた跡が見受けられないことから、ターボチャージャーが衝突時に回転していなかったことを示す証拠はない。衝突前に、ターボチャージャー装置が機能していなかったことを示す証拠はない。

2 マグネトーの分解調査

エンジンの点火系統を調査するために、平成28年8月2日に同系統の主要な装備品であるマグネトーについて分解調査を実施した。当該装備品は特に非金属部の焼損及び損傷が激しく炭化した状態であり、目視による調査や機能点検などの実施はできなかった。写真#21及び#22を参照のこと。

2.1 概要

片方のマグネトーから分解調査を開始し内部を目視で確認したところ、墜落後の火災による焼損が著しく、機能試験ができる状況になかった。続けて他方のマグネトーを分解したが、同様な状況であった。

分解時に確認した主な状況は次のとおりである。

- (1) 点火ハーネスはほとんどが焼失していた。
- (2) ディストリビュータ・ブロックは焼損していた。
- (3) ディストリビュータ・ロータは溶解していた。
- (4) コイル組立は焼損していた。
- (5) フィールドスルーキャパシタは焼損していた。
- (6) ブレーカポイントは焼損していたが、確認できた接点には大きな損傷はなかった。
- (7) フィールドスルーキャパシタとコイル組立をつなぐ一次リード線は、断線していなかった。
- (8) 回転磁石は拘束することなく指の力で回転させることができた。



写真# 2 1 マグネトー（右側）



写真# 2 2 マグネトー（左側）

3 空調装置（エアコン）の分解調査

同機の飛行規程においては、通常の離陸上昇性能が得られなくなるため、離着陸時の空調装置（以下「エアコン」という。）の使用は禁止されている。航空機製造者によると、エアコンを作動させた場合のエンジン出力の低下は、約1%（3～5 HP）とのことであった。また、駐機場出発時にエアコンを使用することは、離陸開始までにエアコンの使用を止めれば、エンジン出力の低下は解消されるため安全上の問題はない。事故現場より回収したエアコンの圧縮機を分解し、事故前のエアコンの使用状態について調査を実施した。

離陸時のエアコンの作動状態について、平成28年5月9日にエアコン製造者において分解調査を実施した。エアコン製造者の報告書に記載がある主なものは次のとおりであった。

3.1 圧縮機各部品の分解調査

(1) 電磁クラッチ

クラッチ板の吸着（通電ON）、離脱（通電OFF）動作は可能で、異常はなかった。

(2) シャフトロータ回り

① フロントスラストベアリング

摩耗、変形はなく、異常はなかった。

② メインベアリング/シャフトローラーのベアリング転走部

摩耗、変形はなく、異常はなかった。

③ リアスラストベアリング一式

摩耗、変形はなく、異常はなかった。

(3) プラネットプレート回り

① ボールベアリング一式/ギアー式

摩耗、変形はなく、異常はなかった。

② プラネットプレートのロッド摺動部

異常はなかった。

(4) ピストン/シリンダーボア部/ピストンのロッド摺動部

摩耗、変形はなく、異常はなかった。

(5) 弁回り

① 吐出弁

ズレがなく、異常はなかった。

② 吸入弁

ズレがなく、異常はなかった。

3.2 事故前のエアコン作動有無調査

(1) クランク室内部から検出した黒色付着物分析結果

クランク室内部の事故後下側壁面に黒色物が付着していた。上面には付着物は認められなかった。

当該黒色付着物をフーリエ変換赤外吸光分析したところ、冷凍機油SP10Aと一致した。このため、クランク室の「事故後下側」の壁面のみに、冷凍機油が残存していた。

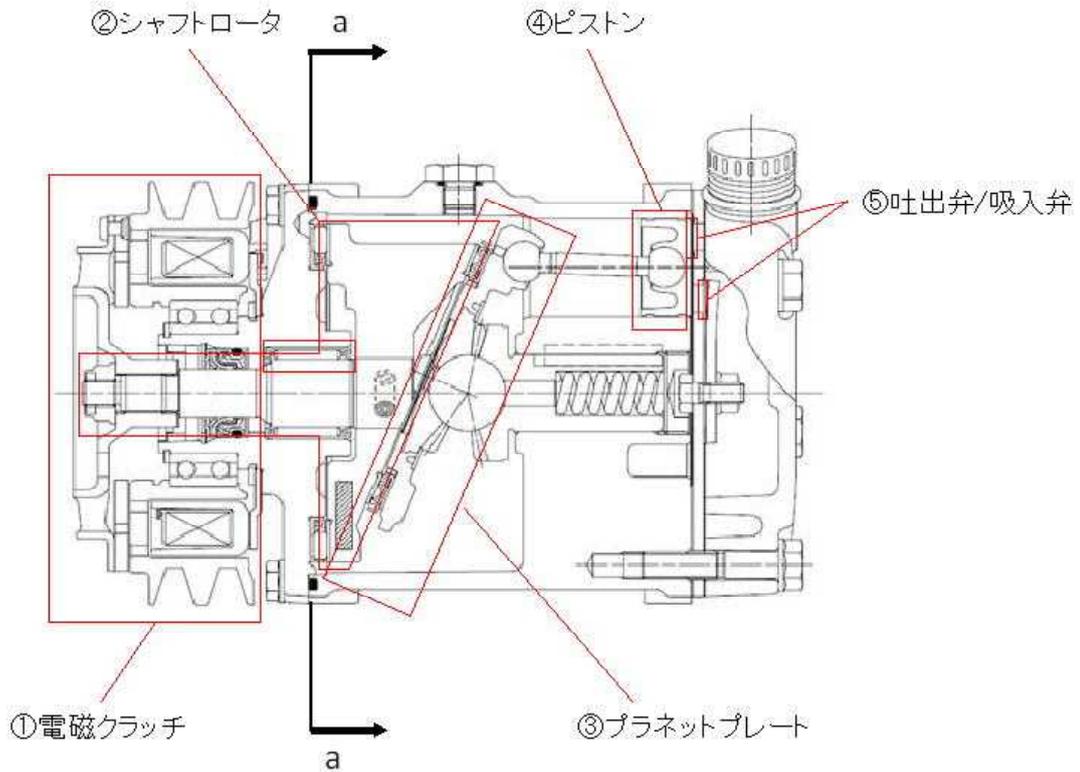


図 別添 6 3.2(2) 圧縮機 (断面図)



写真# 2 3 a-a断面

(2) 考察

出発後から離陸前と離陸時の空調装置作動状態におけるクランク室内壁への冷凍機油付着状態との関係を考察した結果を表 別添 6 3.2(2) 空調装置の作動状況に係る考察に示す。

表 別添6 3.2(2) 空調装置の作動状況に係る考察

	空調装置作動状況		クランク室内壁面冷凍機油付着状態		
	離陸前	離陸時	離陸時	事故時	火災後（加熱）
1	作動	作動	内壁全体付着 (可動部分による油攪拌)	内壁全体に付着 (油粘性によりクランク室内壁に付着)	内壁全体に冷凍機油の焼け跡（黒色物）が残存する
2	作動	不作動	内壁全体付着 (油粘性により付着)		
3	無作動	作動	内壁全体付着 (可動部分による油攪拌)		
4	無作動	不作動	内壁全体付着 (油と凝縮冷媒が混合状態であり粘度は低下)	内壁全体に付着 (上下が逆転し凝縮冷媒とともに重力により事故後下側に油が付着)	事故後下側の内壁に冷凍機油の焼け跡（黒色物）が残存する可能性有り

4 プロペラ・ピッチの高ピッチストップ及び低ピッチストップの検証

プロペラ製造者における分解調査の後、平成28年6月10日より同機のプロペラハブから、低ピッチストップ及び高ピッチストップの角度の検証を国内の関係行政機関の協力により行い、報告書に記載があった主なものは次のとおりであった。

回収された同機のプロペラハブから、低ピッチストップ及び高ピッチストップの角度の検証を行ったが、墜落や熱による変形を伴っているため、ここで計測されたプロペラ・ピッチ角が事故以前の状態を完全に表していない可能性がある。

プロペラのブレード角は本来は半径75%位置で計測した値である。しかし、同機のプロペラは2枚とも損傷しており計測が困難であった。そこで、プロペラブレードの根元に取り付けられているプロペラ・ピッチ角を変えるためのPitch Change Nob（以下「ノブ」という。）の作動範囲を計測することで、低ピッチストップ及び高ピッチストップの値を計算により求めた。ノブの角度 ϕ とプロペラ・ピッチ角 β は、プロペラ製造者の資料から以下の関係がある。

$$\beta = 48 - \phi$$

プロペラ製造者から提供された技術資料等に基づき、ノブを含むプロペラブレードの根元部分を3Dプリンタで作成した（写真#24 参照）。また、低ピッチストップの調整用ボルトが損傷していたので、同じ長さのボルトを用意して、これに代えた（写真#25 参照）。

これらを組み立て、計測した状態を写真#26～#29に、ノブの角度を計測し

た結果を表 別添6 4 プロペラ・ピッチ角に示す。



写真# 2 4 3Dプリンタで
製作したプロペラブレード根本部分



写真# 2 5 Low Pitch Stop (下)
と代替ボルト (上)



写真# 2 6 High Pitch Stop
Blade #1



写真# 2 7 Low Pitch Stop
Blade #1



写真# 2 8 High Pitch Stop
Blade #2



写真# 2 9 Low Pitch Stop
Blade #2

表 別添6 4 プロペラ・ピッチ角

	Blade #1 (deg)		Blade #2 (deg)	
	ノブφ	ピッチβ	ノブφ	ピッチβ
高ピッチストップ	7.5	40.5	7.7	40.3
低ピッチストップ	33.0	15.0	32.8	15.2