

**航空事故調査報告書**  
**川崎航空株式会社所属**  
**セスナ式TU206G型JA3903**  
**埼玉県大宮市**  
**平成10年1月31日**

平成10年6月18日  
航空事故調査委員会議決  
委員長 相原康彦  
委員 勝野良平  
委員 加藤晋  
委員 水町守志  
委員 山根皓三郎

## 1 航空事故調査の経過

### 1.1 航空事故の概要

川崎航空株式会社所属セスナ式TU206G型JA3903は、平成10年1月31日、社内試験飛行のため調布飛行場を離陸し、古河市方面を飛行中、エンジンが不調となり、10時48分ごろ、大宮市春野の宅地造成地に不時着する際、左翼端が接地し、機体が損傷した。

同機には、機長ほか同乗者2名計3名が搭乗していたが、死傷者はなかった。

同機は中破したが、火災は発生しなかった。

### 1.2 航空事故調査の概要

#### 1.2.1 調査組織

航空事故調査委員会は、平成10年1月31日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか1名の航空事故調査官を指名した。

#### 1.2.2 調査の実施時期

平成10年1月31日

現場調査

平成10年2月2日

機体調査、エンジン分解調査

#### 1.2.3 原因関係者からの意見聴取

意見聴取を行った。

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

J A 3 9 0 3 は、平成 1 0 年 1 月 3 1 日、耐空証明検査受検前の社内試験飛行を予定していた。

事故に至るまでの経過は、機長及び同乗していた 2 名の整備士の口述によれば、概略次のとおりであった。

0 8 時 4 5 分ごろ、調布飛行場において、整備士がエンジンの試運転を実施し、異常のないことを確認した。

0 9 時 4 0 分ごろ、機長が飛行前点検及びエンジンの試運転を実施し、機体及びエンジンに異常のないことを確認した。

1 0 時 0 2 分ごろ、機長及び整備士 2 名計 3 名が搭乗して離陸した。

離陸後、調布飛行場の東約 3 nm の地点から大宮 NDB に向かい、高度 2, 5 0 0 ft まで上昇した。ADF 受信装置の局上通過特性を確認するため大宮 NDB 上空を通過した後、古河市に向かった。

古河市に向かいつつ、高度 1, 8 0 0 ft においてミクスチャー（混合気調整）の機能点検を実施した後、高度 8, 0 0 0 ft までの上昇データ（エンジン回転数 2, 6 0 0 rpm、吸気圧力 3 5 inHg）、引き続き高度 8, 0 0 0 ft における巡航データ（エンジン回転数 2, 5 0 0 rpm、吸気圧力 3 0 inHg）を計測したが、異常は確認されなかった。

その後、高度 8, 0 0 0 ft から失速を 2 回実施した。失速終了後、館山 NDB を受信して、ADF ループ・アンテナの方位特性を測定しながら約 5 0 0 ft/min の降下率で高度 2, 0 0 0 ft に降下した。

降下中、高度 6, 0 0 0 ~ 3, 0 0 0 ft では、滑油圧力は、計器上の緑色弧線（3 0 ~ 6 0 psi）の下端付近を示していた。

高度 2, 0 0 0 ft に到達した後、吸気圧力を約 2 1 inHg にセットし、日光 NDB を受信して機首方位誤差測定のため東北新幹線上空を北に向けて飛行中、1 0 時 4 0 分ごろ、滑油圧力が約 2 0 psi に低下しているのに気付いた。吸気圧力は、約 2 1 inHg で安定しており、機体の振動は感じられなかったが、直ちに、調布飛行場への帰投を決心し、最寄りのホンダ・エアポートへの緊急着陸も考慮して、桶川市経由の針路に向けた。

帰投中、機体外部の目視点検を実施したが、潤滑油の漏洩を確認することはできなかった。

エンジンへの負荷を考慮して、スロットル・レバーの操作はしなかった。

吸気圧力は、約 2 1 inHg から徐々に約 1 9 inHg に低下し、速度は約 1 1 0 kt か

ら約90ktに下がり、高度は蓮田市上空において約1,800ftに低下した。

エンジンの状況を判断し、調布飛行場への帰投は無理と考え、ホンダ・エアポートへの着陸を考慮していたところ、北足立郡伊奈町上空でエンジンの振動が始まった。

エンジン出力は、更に低下し始めたので、ホンダ・エアポートへの着陸も不可能と判断して不時着を決心し、適地を探したところ飛行方向左手に平坦な広い空き地を発見した。

空き地付近にあった煙突からの煙の流れを参考にして着陸方向を決め、高度を判断しながらフラップを段階的に降ろしつつ進入していたところ、空き地の南東端（進入側）中央付近にブルドーザーを発見した。それを回避するため、当初意図した進入経路よりもオーバー・シュート（予定した経路より遠回りを飛行）させた。

このため、空き地内に着陸するには、継続した降下旋回を余儀なくされ、接地直前に翼を水平にするいとまもなく、失速警報が鳴った直後に、左翼端から接地した。

プロペラは、接地直前まで回転していたが、どの時点までエンジン出力があったかは不明である。

左翼端に続いて左主脚が接地したが、機体を水平に立て直し、方向の制御と減速に努め、停止させた。

事故発生地点は、埼玉県大宮市春野の宅地造成地で、事故発生時刻は、10時48分ごろであった。

（付図1、付図2及び写真1参照）

## 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

なし

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

中 破

### 2.3.2 航空機各部の損壊の状況

主翼	損傷
胴体	変形
エンジン	破損
主脚（取付部）	損傷

## 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

なし

## 2.5 乗組員に関する情報

機長 男性 46歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）

第4539号

限定事項 陸上単発機

昭和47年12月15日

第1種航空身体検査証明書

第17830851号

有効期限

平成10年5月26日

総飛行時間

8,788時間11分

最近30日間の飛行時間

12時間10分

同型式機による飛行時間

6,499時間05分

最近30日間の飛行時間

12時間10分

整備士A 男性 30歳

三等航空整備士技能証明書（飛行機）

第4586号

限定事項 陸上単発機

昭和63年5月2日

整備士B 男性 24歳

三等航空整備士技能証明書（飛行機）

第E306611号

限定事項 陸上単発機

平成9年5月28日

## 2.6 航空機に関する情報

### 2.6.1 航空機

型式

セスナ式TU206G型

製造番号

U20605313

製造年月日

昭和54年11月12日

耐空証明書

第東8-735号

有効期限

平成10年2月4日

総飛行時間

3,415時間30分

定期点検(200時間点検、平成10年1月30日実施)後の飛行時間

0時間00分

### 2.6.2 エンジン

型式

コンチネンタル式TSIO-520-M型

製造番号

291626-R

製造年月日	平成 7 年 2 月 2 4 日
総使用時間	7 8 5 時間 3 5 分
定期点検 (200時間点検、平成10年1月30日実施) 後の使用時間	0 時間 0 0 分

### 2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は3,080lb、重心位置は39.38inと推算され、いずれも許容範囲 (最大離陸重量3,600lb、事故当時の重量に対応する重心範囲38.00~49.67in) 内にあったものと推定される。

### 2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空用ガソリン100、潤滑油はストレート・ミネラル・オイル (MIL-L-6082E) であった。

## 2.7 気象に関する情報

2.7.1 機長によれば、当時の事故現場付近の気象は、次のとおりであった。

天気 晴れ、風向 西南西、風速 約5kt、視程 10km以上

2.7.2 事故現場の南南西約6.5kmに位置する大宮市消防本部における事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

10時00分 風向 ー、風速 0.2m/s、気温 5.5℃、湿度 60%

11時00分 風向 北西、風速 2.0m/s、気温 7.9℃、湿度 47%

## 2.8 事実を認定するための試験及び研究

### 2.8.1 事故現場の調査

(1) 事故現場は、湿地を埋め立てて概ね平坦に整地された宅地造成地であり、約460m×約360mのほぼ長方形の区域で、その長辺は北西方向を向き、周囲はフェンスで囲まれていた。

造成地内は、埋立て及び整地が未了の部分があり、土砂を埋め立てた区域は、周辺部よりも約80cm高くなり、段差を形成していた。

同機は、フェンスから約50m入ったところに接地し、そこから約200m滑走し、機首を西に向けて停止していた。

(2) 接地の痕跡

① 造成地の南東側短辺の北東寄り、当短辺のフェンスから約50mのところにあった土砂の段差に、同機が左翼端を接地させた痕跡があった。

左翼端が接地した痕跡は、段差肩部の深さが約20cm、幅が約30cmの

溝状をなし、北西方向に約6mにわたって徐々に浅くなっていた。

段差肩部の痕跡内には、翼端灯の小さな破片があった。

- ② 左翼端が接地した痕跡が消滅して西北西方向に約4m進んだところに、左主脚が強く接地した痕跡があり、そこから更に約3m進んだところから右主脚の接地痕が始まり、その後は通常の滑走跡があった。

## 2.8.2 機体調査

主な部分の損傷状況は、次のとおりであった。

### (1) 左主翼

- ① 翼端部が、前縁から約3分の1にわたり破損していた。(写真2参照)
- ② 前縁が、翼端から約50cmにわたり変形していた。(写真2参照)
- ③ 後桁付近の上面外板が、翼端から20～50cmにわたって2～3cm盛り上がっていた。
- ④ フラップ接続部付近の上面外板が、エルロンとの境界から約40cmの所で約5cm凹んでいた。(写真3参照)
- ⑤ 上面外板には、翼端からストラット取付部周辺まで、全面にわたって皺が認められた。(写真4参照)
- ⑥ 下面外板は上面外板に比べると少ないが、同様な皺が認められた。

### (2) 胴体

- ① 左主脚取付部から後方約2m辺りの側面外板に皺があり、また、後部胴体部分が、垂直尾翼後端の最下方の位置において、正常な位置から約4cm左方向に曲がっていた。
- ② 左主脚取付部周辺の外板の下側が凹み、その取付けリベットが8本切損していた。

### (3) エンジン

- ① No.4シリンダーのバルブ・ロッカー・カバーの取付けネジが、8本のうち7本が抜け落ち、No.2シリンダーの同ネジも2本が抜け落ちていた。(写真5参照)
- ② No.4シリンダーの上記カバーから大量の潤滑油が流出した形跡があり、付近に潤滑油が付着していた。また、No.5シリンダーの同カバーからも潤滑油が漏洩していた。
- ③ No.4シリンダーのクランク・ケース取付けボルトの固定用ナットが、8個のうち2個が脱落していた。(写真6参照)
- ④ No.5シリンダー側のクランク・ケース上部に、内部から外に向かって開口している長さ約4cm及び約1cmの亀裂があった。
- ⑤ プロペラは、手回しを試みたが全く動かなかった。

### 2.8.3 エンジン分解調査

同機のエンジンのシリンダー・ヘッド部の分解及びクランク・ケースの亀裂部を切開し、内部を調査した結果、次のことが確認できた。

- (1) No. 5シリンダーのバルブ・ロッカー・カバーの取付けネジは、すべて緩んでいた。
- (2) No. 1、3、5シリンダーの下側点火栓及びNo. 5シリンダーの上側点火栓が手回し出来る程緩んでいた。
- (3) No. 4シリンダーの排気バルブ・ロッカー・シャフトの止めネジが5mm浮き上がっていた。
- (4) No. 5ピストンのコネクティング・ロッドが破壊していた。
- (5) No. 5ピストンとほぼ反対側のNo. 6ピストンのクランク・シャフト側に強い打痕があった。
- (6) No. 4、5を除く各バルブ・ロッカー・ボックスには、3cc程度のオイルが残留していた。
- (7) オイル・フィルターには、少量の金属粉が付着していた。
- (8) その他のオイル循環経路上に異常は認められなかった。
- (9) 点火栓を点検したところ、すべて良好な状態であった。

### 2.8.4 試験飛行時のデータ

同機が今回の試験飛行時に取得していたエンジン・データと、昨年同時期に実施した試験飛行時のエンジン・データとを比較した結果、飛行中の潤滑油の漏洩によるものと考えられる変化（滑油圧力の減少及び滑油温度の上昇）があった。

エンジン・データの細部は、次のとおりであった。

#### (1) 滑油圧力

離陸時は、昨年の値（約46psi）とほぼ同様であった。

離陸後、2,500ftの水平飛行をした後の上昇時においては、当初から昨年の値よりやや低く、高度が上昇（時間が経過）するに伴い、ゆっくりと低下する傾向を示していた。（昨年は、上昇中、約45psiでほぼ一定であった。）

その後の巡航時は、昨年の値（約46psi）よりも低い値を示していた。

#### (2) 滑油温度

離陸時は、昨年の値（170°Fよりやや低い。）とほぼ同様であった。

水平飛行後の上昇時においては、当初、昨年の値とほぼ同様であったが、高度が上昇（時間が経過）するに伴い、上昇する傾向を示していた。（昨年は、上昇中、約170°Fでほぼ一定であった。）

巡航時は、昨年の値（170°Fよりやや低い。）よりやや高い値を示していた。

### (3) シリンダー・ヘッド温度

離陸、上昇及び巡航のすべてのフェーズで昨年の値より高い値を示していた。

## 2.9 その他必要な事項

### 2.9.1 耐空証明検査受検前の整備作業

今回の耐空証明検査の受検前整備作業として、1月13日から1月30日の間、200時間定期点検が行われた。

エンジンについては、シリンダー圧力が低下していたため、シリンダー6本（全数）が新品と交換された。

作業を実施した2名の整備士（以下それぞれ「A」及び「B」という。）によれば、当該整備は、概略次のとおりであった。

今回の整備は、Aが責任者となって実施した初めての作業であった。

1月13日から14日の間、旧シリンダーの取外し、1月19日から22日の間、新品シリンダーの取付けを実施した。

1月23日は、その他の整備作業を実施し、1月26日にロール・アウトした。

この間の作業は、AとBによる分担又は共同により、メンテナンス・マニュアルを使用して実施した。

しかしながら、Aによれば、作業終了後のナット等の締付けの実機での最終確認（リチェック）については覚えていないとのことである。

1月26日は、AとBが回転数1,700rpmまでのエンジン試運転を実施し、その後に潤滑油を抜いて点検したが、金属粉は確認されなかった。エンジンまわりの点検においても潤滑油の漏れ等は確認されなかった。

1月29日は、同社の別の整備士及びBがスタティック・フル・パワーまでのエンジン試運転を実施した。アイドル回転の調整を要したものの、潤滑油の漏れ等は確認されなかった。

1月30日に社内の書類確認を実施し、本整備作業を終了した。

### 2.9.2 エンジン潤滑油の量について

Aによれば、事故当日の飛行前点検において、エンジンに12クォート（規定量）の潤滑油があったことを確認したとのことである。

### 2.9.3 滑油圧力

同機の飛行規程によれば、滑油圧力の常用範囲は、30～60psi（緑色弧線で表示されている。）である。

#### 2.9.4 滑油温度

同機のエンジンのオーバーホール・マニュアルによれば、滑油温度は、サーモスタティック・バルブがオイル・クーラーへ潤滑油を流すか、バイパスするかを決定し、適温（約170°F）に保たれる。

#### 2.9.5 事故発生までのエンジンの運転時間

事故発生までの同機のエンジンの運転時間は、次のとおりである。

平成10年1月26日	試運転等	約1時間30分
平成10年1月29日	試運転等	約0時間20分
平成10年1月31日	試運転等	約0時間30分
平成10年1月31日	試験飛行	0時間45分
		計約3時間05分
		（うち飛行時間0時間45分）

### 3 事実を認定した理由

#### 3.1 解析

3.1.1 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。

3.1.2 整備士は、適法な航空従事者技能証明を有していた。

3.1.3 エンジンの調査結果、試験飛行時のデータ及び機長の口述から、同機は飛行中、滑油圧力が低下した後、エンジンが不調になったものと推定される。

3.1.4 エンジンが不調になったのは、潤滑油の大半が流出し、エンジン各部に潤滑油が供給されなくなったため、No.5ピストンのコネクティング・ロッドのベアリングが破壊し、同ロッドが折損したことによるものと推定される。

3.1.5 同機のエンジンから潤滑油が流出したのは、No.4シリンダーのバルブ・ロッカー・カバーの取付けネジが、8本中7本が脱落したため、同カバーから潤滑油が流出したことによるものと推定される。

3.1.6 同機は、上昇中に滑油温度の上昇が始まっていることから、No.4シリンダーのバルブ・ロッカー・カバーの取付けネジは、飛行開始後、緩み始め、潤滑油の流出が始まったものと推定される。

3.1.7 同機は、エンジンが不調になった後、不時着を試みたが、不時着場として選定した宅地造成地内の障害物を避けようとして、接地直前まで継続した旋回を余儀なくされ、翼を水平に戻す余裕もなく着陸することとなったため、翼端から接地したものと推定される。

3.1.8 飛行中にシリンダーのバルブ・ロッカー・カバー取付けネジ及びクランク・ケース取付けボルト固定用ナットが脱落並びに点火栓が緩んだのは、6本のシリンダーが交換された時、これらの締付けが不足していたことによるものと推定される。

3.1.9 No.5シリンダー側のクランク・ケース上部2箇所亀裂は、破壊したNo.5ピストンのコネクティング・ロッドの破片が当たったことによりできたものと推定される。

3.1.10 シリンダーのバルブ・ロッカー・カバー取付けネジ等の締付けが不足していたことについては、作業の記録がなく、これら作業が確実に行われなかったこと及び当該作業後の確認が行われなかったことによるものと考えられる。

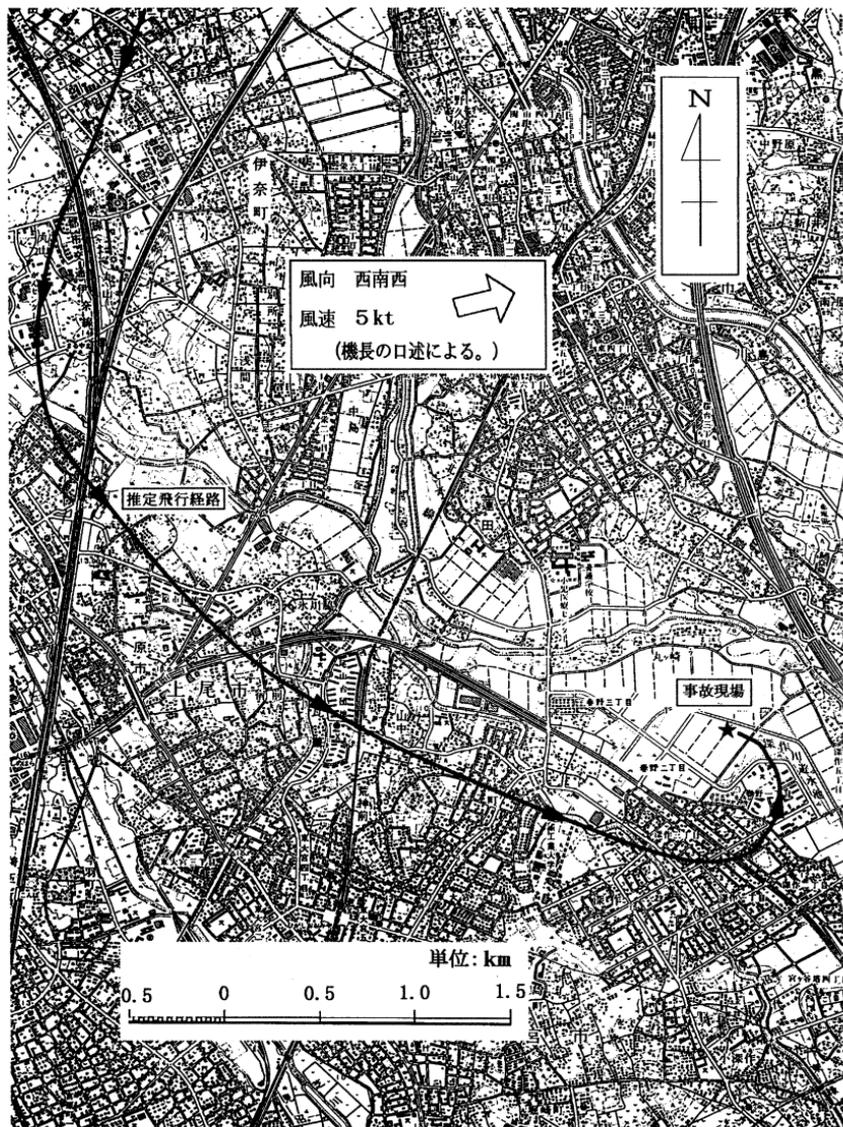
このことについては、整備管理が十分行われなかったことによるものと考えられる。

## 4 原因

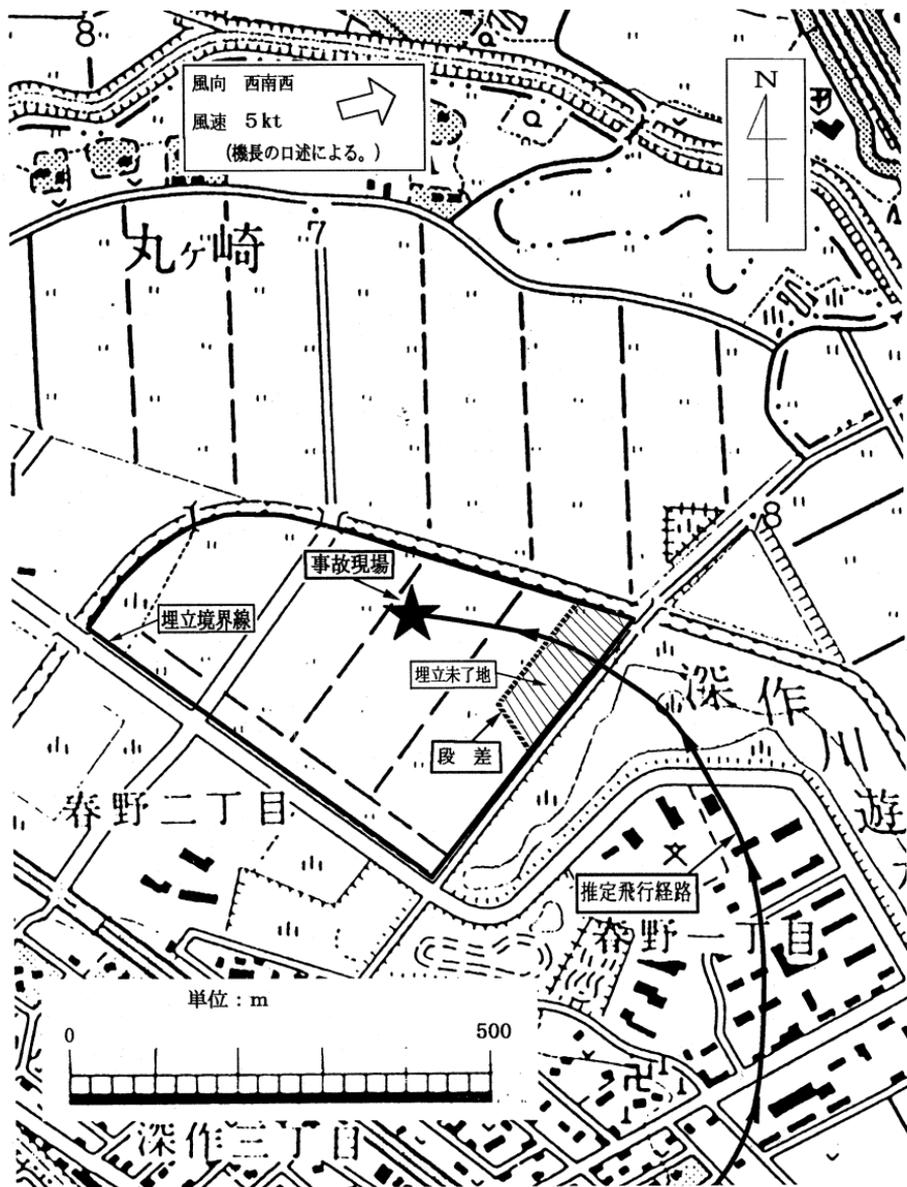
本事故は、飛行中にエンジンが不調となったため、不時着を行った際、翼端が接地したことによるものと推定される。

なお、エンジンが不調になったことについては、バルブ・ロッカー・カバーの取付けネジの締付けの不足により当該ネジが脱落したため、潤滑油が流出したことによるものと推定される。

付図 1 推定飛行経路図



付図2 事故現場見取図



付図3 セスナ式TU206G型三面図

単位：m

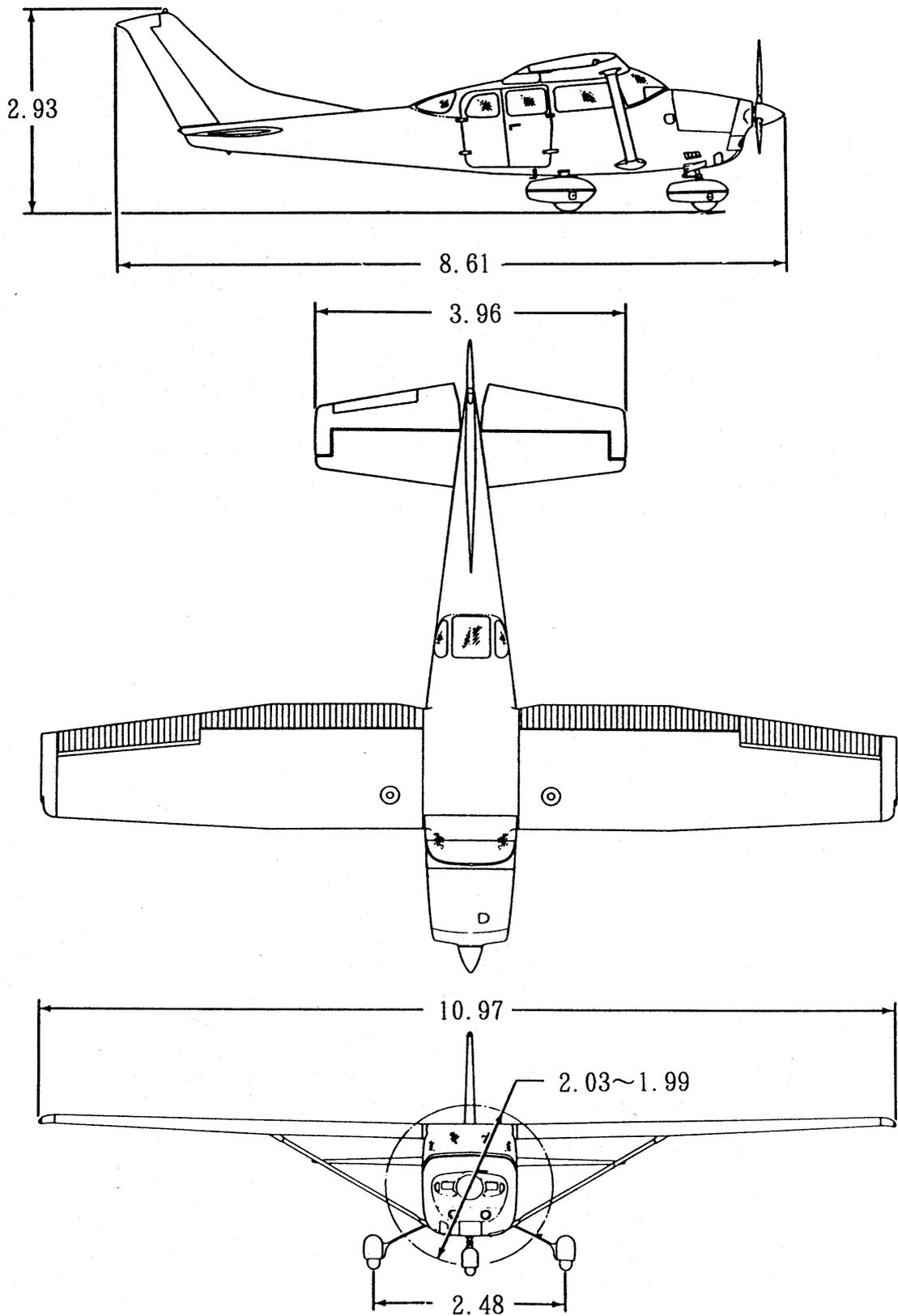


写真 1 事故現場



写真 2 翼端の破損状況

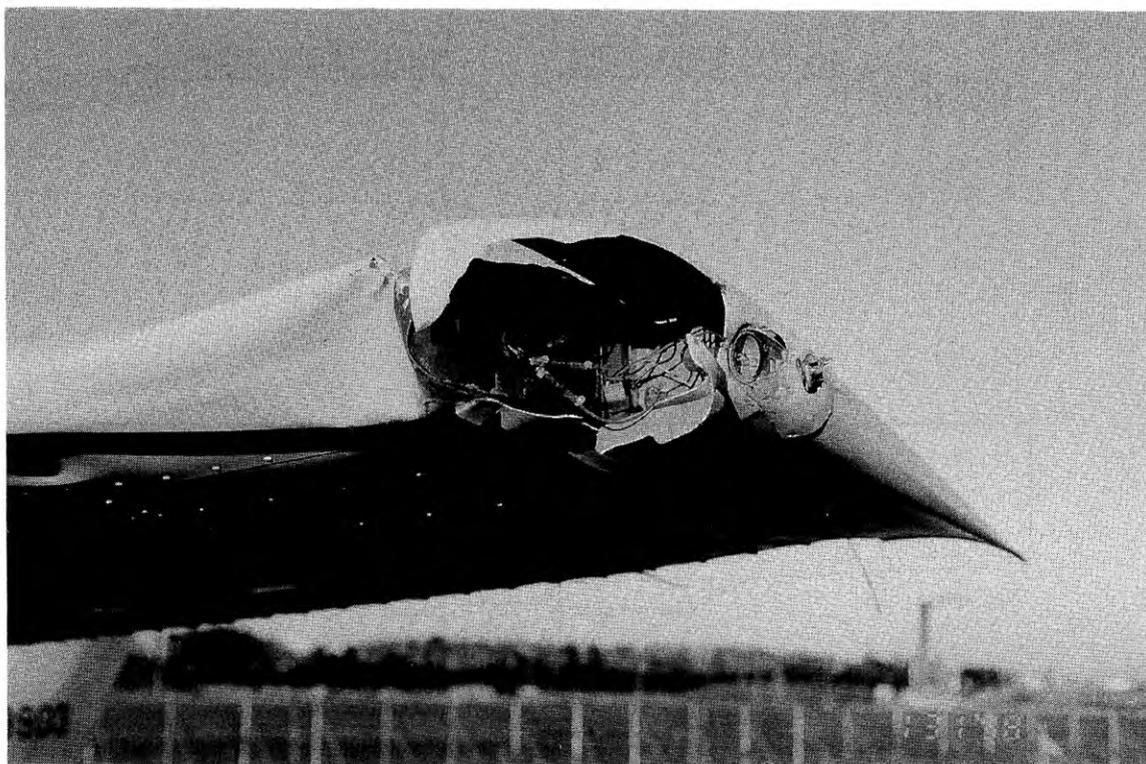


写真3 左翼上面外板後縁部の凹凸



写真4 左翼上面外板の皺



写真5 No. 4シリンダーのバルブ・ロッカー・カバーのネジの状況

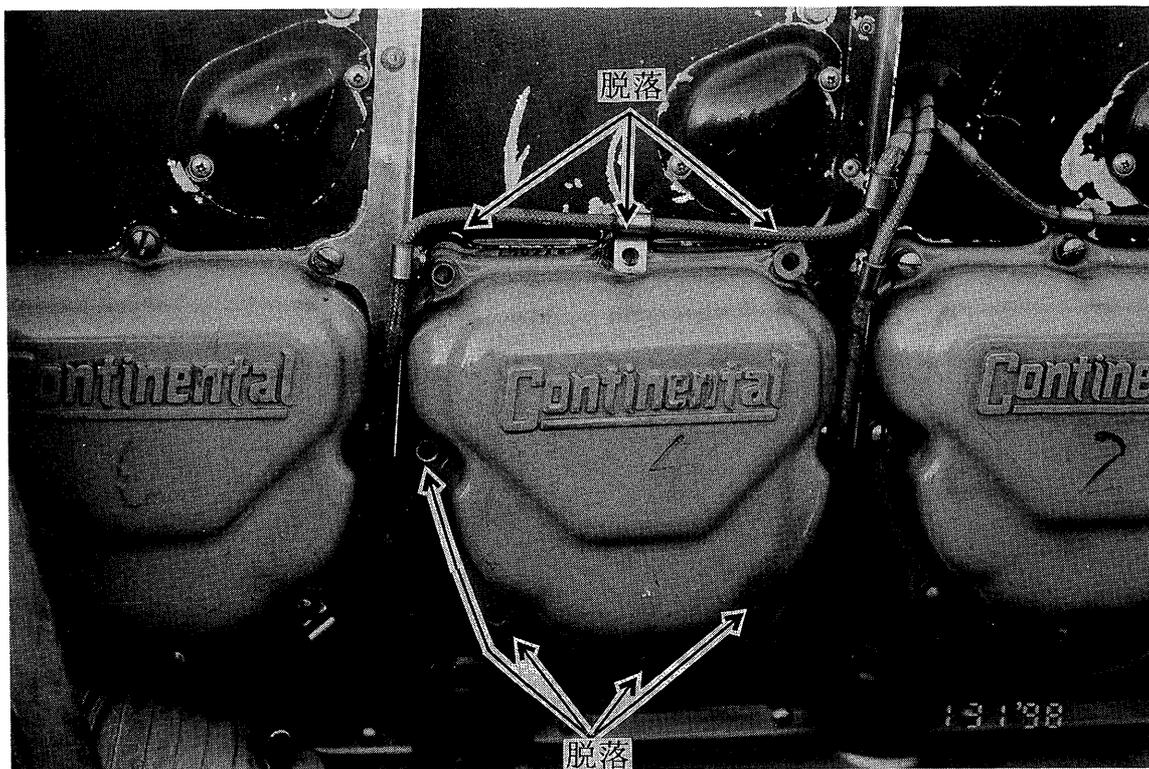


写真6 No. 4シリンダーのクランク・ケース固定用ナットの状況

