

航空事故調査報告書
南紀航空株式会社所属
セスナ式TU206G型JA3797
大阪府岸和田市西之内町
昭和60年10月15日

昭和62年9月22日
航空事故調査委員会議決

委員長	武田峻
委員	薄木正明
委員	西村淳
委員	幸尾治朗
委員	東昭

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

南紀航空株式会社所属セスナ式 TU206G型 JA3797は、昭和60年10月15日航空測量写真撮影の目的で飛行中、大阪府岸和田市上空で火災が発生し、10時00分ごろ同市西之内町795番地の休耕田に不時着した。

同機には、機長及びカメラマンが搭乗していたが、死傷者はなかった。

同機は、大破炎上した。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和60年10月15日、運輸大臣から事故発生 of 通報を受け、当

510001

該事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

1.2.2 調査の実施時期

昭和60年10月15日～10月17日 現場調査

昭和61年2月19日～2月20日 残骸調査

昭和61年4月12日及び4月16日 エンジン区画下方トンネル後部の温度測定試験

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

南紀航空株式会社所属セスナ式 TU206G型 JA3797は、昭和60年10月15日八尾空港から有視界飛行方式で徳島、高松、岡山及び鳥取経由岡山空港を目的地とする飛行時間4時間の垂直写真撮影の飛行を予定していた。

機長は、当該飛行計画を八尾空港事務所に提出した後、カメラマンを搭乗させ、09時47分八尾空港を離陸した。

その後事故に至るまでの経過は、機長及びカメラマンの口述によれば次のとおりであった。

同機は、09時56分ごろ岸和田市上空をほぼ南西に向け高度約1,300フィートで巡航飛行中、刺激臭の強い煙が操縦席の足元付近から操縦室内に入ってきた。機長は直ちに、社内無線で八尾空港へ引き返す旨を通報するとともに、左旋回で機首を北東方向に向けたところ、ペデスタル・カバーとエレベータ・トリム・ホイールとの間のすき間からオレンジ色の炎を視認したので、直ちに直下の休耕田に不時着した。

同機は、不時着後の滑走中前脚が脱落して前方に転倒後大破し、着地点から約40メートルの地点に10時00分ごろ停止した。

機長及びカメラマンは機体の停止後直ちに脱出し、その直後に機体は炎上した。

機長は脱出に際し、電源を切るなどの必要な措置を実施したかどうか記憶にないとのことである。

なお、同休耕田付近にいた目撃者の口述によれば、降下中の同機の胴体下面から炎と煙が出ていたとのことである。

510002

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷者はなかった。

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 航空機各部の損壊状況

胴 体	尾部約2.8メートルを除き焼失又は焼損
主 翼	右翼 翼根部一部焼失 左翼 焼 失

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 45歳

事業用操縦士技能証明書 第3771号 昭和46年5月21日取得

限定事項

飛行機陸上単発 昭和46年5月21日

飛行機水上単発 昭和46年7月21日

第1種航空身体検査証明書 第12530008号

有効期限 昭和61年4月24日

総飛行時間 3,490時間37分

同型式機による飛行時間 306時間18分

最近30日間の飛行時間 10時間39分

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

製造番号及び製造年月日 U20604221 昭和53年1月30日

耐空証明 第大-59-486号 昭和61年2月24日まで有効

510003

総飛行時間 1,487時間42分
100時間定時点検（昭和60年10月14日実施）後の飛行時間 なし

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 520753
製造年月日 昭和59年12月10日
総使用時間 95時間09分

100時間定時点検（昭和60年10月14日実施）後の使用時間 なし

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は3,338ポンド、重心位置は49.6インチと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量3,380ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲39.6～49.7インチ）内にあったものと認められる。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は、航空用ガソリン100/130、潤滑油はシェル W-100で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

大阪航空測候所八尾空港出張所の10時00分の定時気象観測値は、次のとおりであった。

風向変動、風速3ノット、視程30キロメートル、雲量1/8 積雲 雲高3,500フィート、雲量3/8 絹雲 雲高不明、気温19度C、露点温度7度C、QNH30.14インチ／水銀柱

2.8 事実を認定するための試験及び研究

火災発生直前における飛行中のエンジン区画下方トンネル(2.9.2及び付図参照、以下「トンネル」という。)後部の内外の温度を推定するため、同型式機を使用して、下記の要領で温度測定を行った。なお、当時の気象状態は、天気晴れ、気温20度Cであった。

1 測定方法

サーミスタ温度計の温度センサを、次の3箇所に取り付けた。

(1) トンネル内後部の中心部

(2) トンネル後部の内壁面

(エンジン区画内のターボ・チャージャに最も近い位置)

510004

- (3) トンネル後部の外壁面
(同上ターボ・チャージャに最も近い位置)

2 測定結果

- (1) トンネル内後部の中心部
飛行中20～25度Cで安定していた。
- (2) トンネル後部の内壁面
エンジン始動から高度17,000フィートまでの上昇中及び2,000フィートでの巡航中における温度は40～45度Cで安定していた。
- (3) トンネル後部の外壁面
エンジン始動5分後の離陸時における温度は約70度Cであり、離陸上昇中温度は上昇し、高度16,000フィートで約100度Cとなった。

2.9 その他必要な事項

2.9.1 同機の整備記録によれば、100時間点検整備の際、エンジン付近の燃料系統について実施した項目は次のとおりであり、異常は認められていない。

- (1) フューエル・エア・コントロール・ユニットの取付状態及び作動状況の点検並びに燃料漏れ点検
- (2) フューエル・エア・コントロール・ユニットのフューエル・スクリーンの清掃
- (3) フューエル・インジェクション・システムの取付状態の点検及び燃料漏れの点検
- (4) フューエル・インジェクション・ノズルの洗浄及び取付状態の点検並びに燃料漏れの点検
- (5) フューエル・ストレーナ・ドレイン・バルブの取付状態及び作動の点検
- (6) フューエル・ストレーナ・フィルタ及びボウルの洗浄

2.9.2 トンネル（付図参照）

エンジン区画の下部に機首からエンジン防火壁やや後方にかけて、エンジン架台を兼ねたボックス構造のトンネルがある。

このトンネルはセンタ・バルクヘッドによって前後に仕切られ、後部には前脚ストラットと燃料ストレーナが装備されており、燃料ストレーナには側壁を貫通して燃料パイプが結合されている。

エンジン防火壁から前方のトンネルはアルミ合金の板であるのに対して、エンジン防火壁から後方のトンネルはステンレスの板で構成され操縦席と仕切られている。

510005

なお、トンネル後部は、前脚ストラット周りで外気に通じている。

トンネル後部と操縦室の間には下記の開口部がある。

- (1) 直径約48ミリメートルの円柱形の前脚ステアリング・バンジが貫通する直径約70ミリメートルの開口部

同バンジと開口部とのすき間はブーツで覆われている。

- (2) ステアリング・ロッドを駆動するためのレバー2本が貫通する縦約44ミリメートル横約16ミリメートルの2個の開口部

同レバーと開口部とのすき間はブーツで覆われている。

- (3) トンネル前部に装備されている2個の着陸灯及び滑走灯用電線(以下「着陸灯用電線」という。)が貫通する直径約10ミリメートルの開口部

ただし、電線との間にすき間はほとんど生じない。

2.9.3 ターボ・チャージャ

エンジンの排気ガスによって駆動されるターボ・チャージャがトンネル右側のエンジン区画に装備されている。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 機長は、適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。

3.1.2 当時の気象は、本事故に関連がなかったものと推定される。

3.1.3 残骸を調査した結果、トンネル後部に装備されている燃料ストレーナ、同ストレーナに接続されているトンネル内の約20センチメートルの燃料パイプ及びトンネル側壁が溶融していたが、これにつながるエンジン区画側の燃料パイプは一部溶融しない状態で残っており、火災による損傷はトンネル内が著しかった。

これらの事実及び機長の口述から、飛行中の火災はトンネル内に発生したものと推定される。

3.1.4 残骸及び同型式機による調査結果から、異常事態発生後の機長がペDESTAL・カバーとエレベータ・トリム・ホイールとの間に災を視認したことについては、次のことが考えられる。

510006

トンネル後部には、操縦席からの直径48ミリメートルのステアリング・バンジが貫通する直径約70ミリメートルの開口部があり、同開口部は、通常前脚ステアリング・バンジに取り付けられているブーツによってふさがっているが、トンネル後部の火災で同ブーツが焼失すれば同開口部と前脚ステアリング・バンジにはある程度のすき間ができる。

したがって、機長はこのすき間から、トンネル内部の炎を視認したことが考えられる。

3.1.5 火災は、内部に漏れた燃料によるものと考えられる。

燃料漏れについては、燃料ストレーナと燃料パイプの結合部の緩み若しくは2.9.1項に前述する100時間定時点検において、燃料ストレーナ・フィルタ及びボウルの洗浄を行った後の燃料ストレーナの組立作業が適切に行われなかったことによることが考えられるが、トンネル後部内の燃料ストレーナ及び燃料パイプが溶融したため、その原因を明らかにすることができなかった。

3.1.6 トンネルに漏れた燃料への引火要因としては、

- (1) ターボ・チャージャによる加熱されたトンネル側壁
- (2) トンネル内壁面に沿って配線されている着陸灯用電線の被覆の破れから生ずるスパーク
- (3) 排気管からの燃焼ガス又は火の粉

が考えられるが、それぞれについて検討の結果は次のとおりであり、引火要因を明らかにすることはできなかった。

(1)については、2.8において述べたように事故時とほぼ同気温の状況下で実施したトンネル後部の温度測定試験結果からもトンネル内側壁の温度は40～45度Cと推定され、加熱されたトンネル側壁が漏れた燃料の気化を促進するものであっても、引火の要因となるとは考えられない。

注：同燃料の自然自己発火点 844度 F (451度 C)

(2)については、事故当時は昼間で、また機長は飛行に際し着陸灯を点灯していないと述べていることから、同配線には通電されていなかったものと推定され、たとえ同電線被覆に破れがあったとしても、それが引火要因になるとは考えられない。

(3)については、前脚ストラットから右斜め前方約55センチメートルのところに排気管の出口がある。事故当時の飛行中、前脚ストラット周りから燃料が機外に流出していたものと推定され、これが排気管からの燃焼ガス又は火の粉により引火したことも考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。

510007

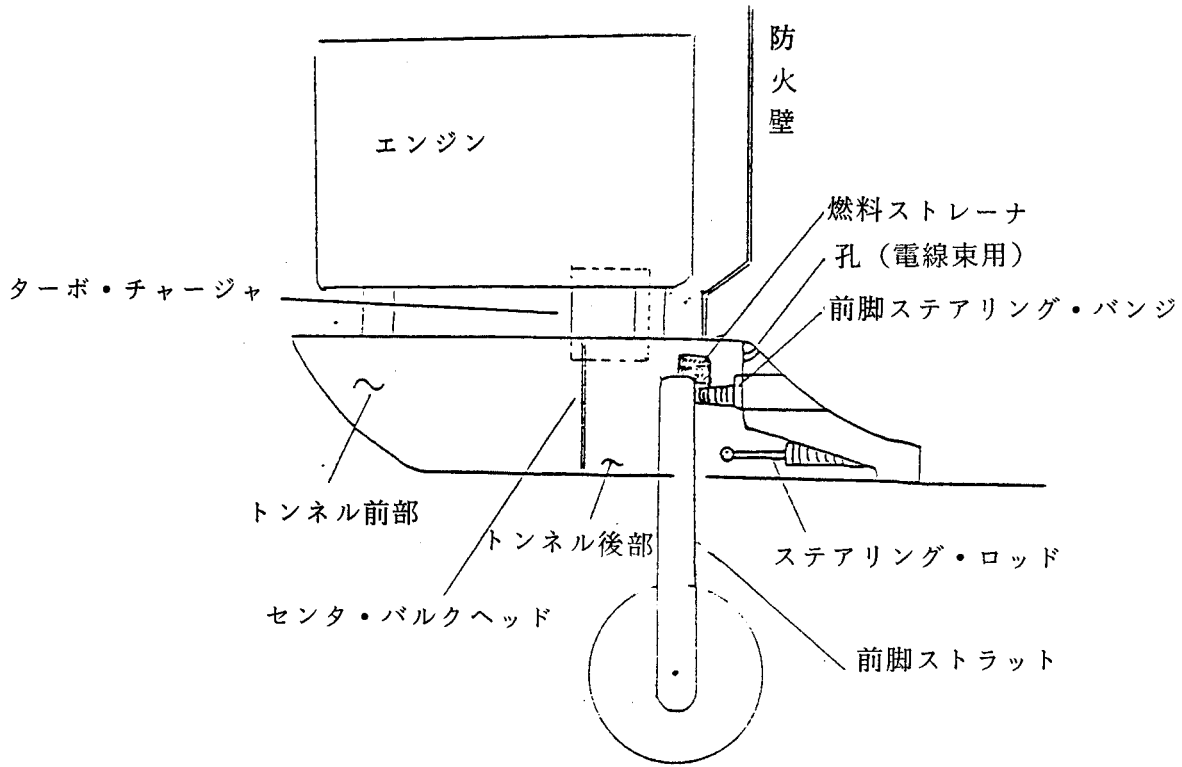
4 原因

本事故の原因は、飛行中、トンネル内に漏れた燃料に引火し、火災が発生したことによるものと推定される。

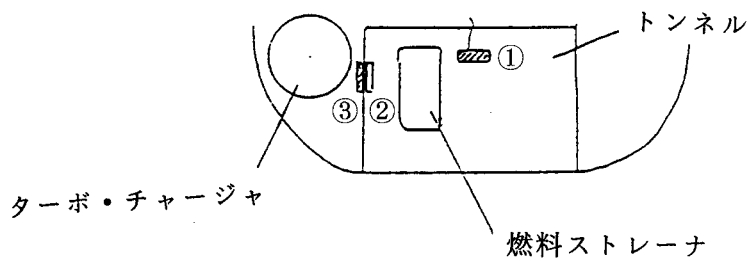
なお、燃料漏れ及び引火の原因については、これを明らかにすることができなかった。

510008

トンネル付近見取図

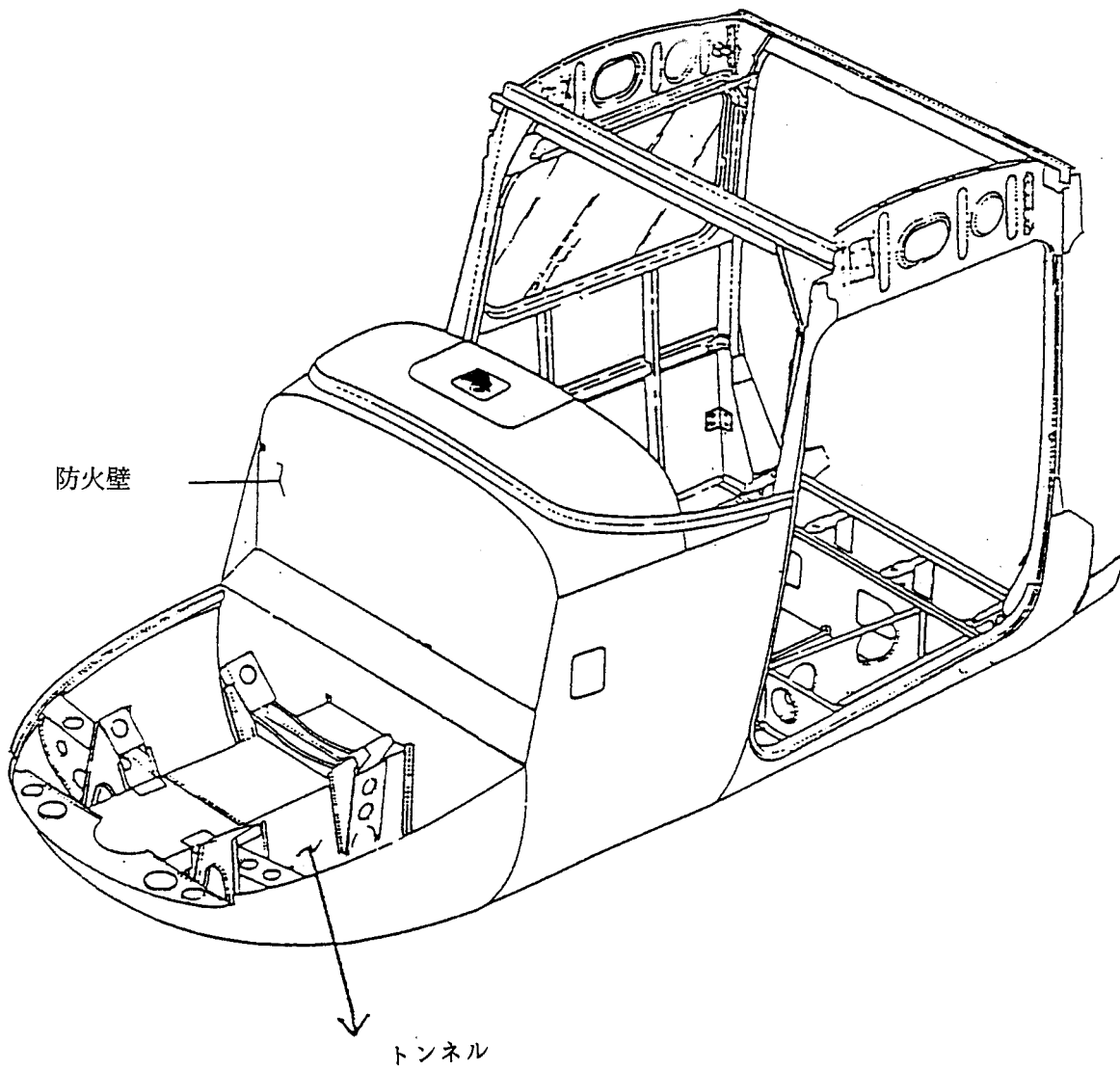


温度センサ取付位置 (後方を見る。)



- ① トンネル内後部の中心部
- ② トンネル後部の内壁面
- ③ トンネル後部の外壁面

510009-1



510009-2