

航空事故調査報告書

所 属 海上保安庁
型 式 テキストロン・アビエーション式172S型
国籍登録記号 JA395A
事 故 種 類 不時着による機体損傷
発 生 日 時 令和5年4月18日 10時02分頃
発 生 場 所 大分県宇佐市

令和7年9月25日

運輸安全委員会（航空部会）議決

委 員 長 李家賢一（部会長）
委 員 高野 滋
委 員 丸井 祐一
委 員 早田 久子
委 員 津田 宏果
委 員 松井 裕子

1 調査の経過

1.1 事故の概要	海上保安庁所属テキストロン・アビエーション式172S型JA395Aは、令和5年4月18日（火）、北九州空港を離陸後、飛行中にエンジンの出力が低下して、大分県宇佐市の農地に不時着し大破したが、火災は発生しなかった。 同機には、訓練生及び教官が搭乗しており、2名とも、軽傷を負った。
1.2 調査の概要	運輸安全委員会は、令和5年4月18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。 本調査には、本事故の機体の設計・製造国であるアメリカ合衆国の代表及び顧問並びにエンジンの設計・製造国であるドイツ連邦共和国の代表及び顧問が参加した。 原因関係者からの意見聴取及び関係国への意見照会を行った。

2 事実情報

2.1 飛行の経過	機長である訓練生、教官及び同機の近隣で飛行していたJA391Aの操縦士の口述、管制交信記録、簡易型飛行記録装置（FDM：Flight Data Monitoring）である統合計器（Garmin 社製 G1000、図3 参照）の飛行記録、同機の機内に装備されているAppareo Systems 社製Vision1000 System 及び教官が機内に設置したアクションカメラの映像並びにエンジン制御装置（FADEC：Full Authority Digital Engine Control）のエンジンデータによれば、飛行の経過は、概略次のとおりであった。 海上保安庁所属テキストロン・アビエーション式172S型JA395Aは、令和5年4月18日、事業用操縦士資格取得を目的とした訓練飛行のため、訓練生が左操縦席に、教官が右操縦席に着座していた。 同機は、前日に燃料漏れの不具合により関連部品を交換する整備作業を行っていた。同機は、事故当日に最大出力を含むエンジン試運転を行ってから、北九州空港を09時19分に離陸した。この飛行は、部品交換後の最初
-----------	---

の飛行であった。同機は、０９時５２分頃、国東半島^{くにさき}の上空で訓練飛行を行っていたが、途中、失速訓練により低下した高度を回復させるために、約３,２５０ft からエンジン出力を１００％にして上昇を開始した。０９時５３分、高度約３,４００ft において、訓練生と教官は、前方から「ドン」という異音を聞き、同時に、統合計器に表示されていたエンジン出力値が１００％から約６０％まで下がった。この時、エンジンの異常を知らせる警告表示などは発せられなかった。同機は訓練を中止して操縦を訓練生から教官に交代し、教官は、パワーレバーを表示されている約６０％の位置まで引いた。０９時５６分頃、北九州空港に戻ることを付近で訓練飛行をしていた同庁の同型式の訓練機であるＪＡ３９１Ａと築城^{ついき}ターミナルレーダー管制所（築城レーダー）に通報した。ＪＡ３９１Ａの操縦士は、目視しながら追跡していたＪＡ３９５Ａの排気管から黒煙が出ていることを確認した。

同機は、エンジン出力６０％で水平飛行が可能とされる約９０kt で飛行していたが、徐々に高度が下がっていった。０９時５８分頃、教官が、パワーレバーの操作によるエンジン出力の変化を確認するために、パワーレバーを１００％位置まで上げる操作をしたところ、エンジン出力表示は６５％以上には上がらず、次に少し下げる操作をしたところ、エンジン出力表示はパワーレバーの動きに追従するように下がった。教官は、パワーレバーを元の位置辺りに戻した。教官は、エンジン出力が統合計器に表示されている約６０％よりも感覚的に低いと感じ、高度も下がり続けていることから、北九州空港までたどり着くことはできないと判断した。教官は、南風が吹いていたため、同機の進路を南に取ることにした。０９時５９分、教官は、築城レーダーに、周辺の農地に緊急着陸することを通報した。教官は、日頃から周辺地形を把握しながら飛行していたため、緊急着陸する場所として、高压線などの電線がなく、緊急着陸した際の機体への衝撃の軽減が期待できる地点を選択した。同機は、左旋回しながら高度を徐々に下げた。高度１,０００ft を切ったところで、教官は、航空機用救命無線機（ＥＬＴ）を作動させ、訓練生にトランスポンダーコードを緊急事態に遭遇した際に送信する「７７００」に変えさせた。教官は、着地後に同機が反転することも予測して、訓練生に安全姿勢を取り衝撃に備えるよう伝え、訓練生及び自身のシートベルトの状態を確認するとともに、左操縦席ドア及び右操縦席ドアのロックを解除した。教官は、緊急着陸地^{かん}周辺に障害物や人がいないことを確認しつつ進入し、着陸間際、操縦桿をしっかり握り衝撃に備えた。１０時０２分、同機は農地に不時着し、機首が反方位を向いて、上下が反転した状態で停止した。教官は右操縦席ドアから機外に脱出し、左操縦席ドアに回り訓練生を脱出させ、機体から離れさせた。その後、自身も機体から離れた。同機は大破したが、火災は発生しなかった。搭乗していた２名は、軽傷を負った。

本事故の発生場所は、大分県宇佐市内の農地（北緯３３度３３分００秒、東経１３１度２４分０８秒）で、発生日時は、令和５年４月１８日１０時０２分頃であった。

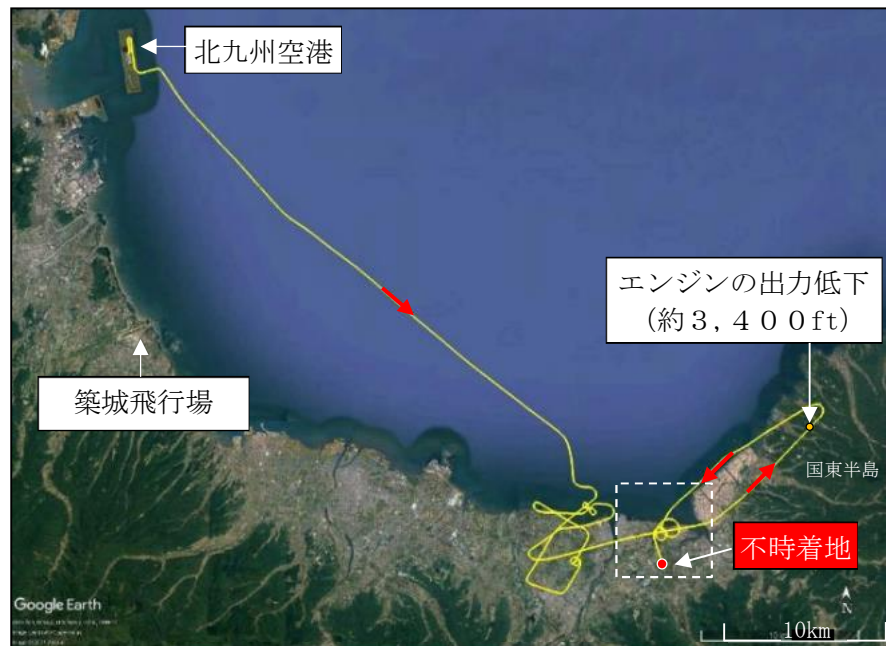


図1 GPSデータによる飛行経路図



図2 不時着までの飛行経路図 (図1の白色破線部分の拡大図)



図3 同機の操縦装置

2.2 死傷者	軽傷 2名
2.3 損壊	(1) 航空機の損壊の程度 大破 (2) 航空機各部の損壊の状況 プロペラ：3枚全てのプロペラブレードの破断 右主翼：翼端の座屈及び翼上下面の損傷及び変形 左主翼：ウイングストラットの折損、翼上下面の損傷及び変形 垂直尾翼：地面に接触した上部の損傷 胴体：後部の構造の変形及び外板の亀裂 エンジン：エンジンの外観には目立った損傷は認められなかったが、ターボチャージャーからインタークーラーを介してエンジンの吸気管につながる吸気ホースが、インタークーラー出口側で外れていた。また、ホースを留める2つのクランプのうち、上側のホースクランプは吸気ホースに残っていたが、下側のホースクランプは脱落していた。脱落した下側ホースクランプは、腐食していた。カウリング内に装備されていたバッテリーは、バッテリー液が漏れ出ていた。

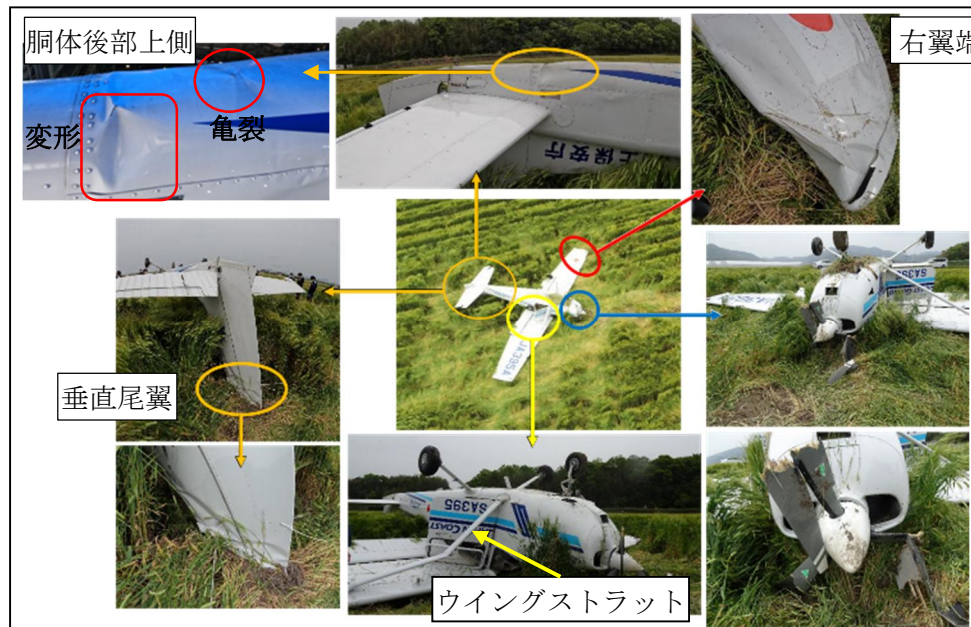


図4 機体の損傷状態



図5 事故後の吸気ホースが外れた状態



図6 下側ホースクランプ

2.4 乗組員等	(1) 訓練生 23歳 自家用操縦士技能証明書（飛行機） 令和4年8月31日 限定事項 陸上単発機 令和4年8月31日 特定操縦技能 操縦等可能期間満了日 令和6年8月31日 第2種航空身体検査証明書 有効期限：令和9年9月19日 総飛行時間 211時間25分 最近30日間の飛行時間 19時間50分 同型式機による飛行時間 211時間25分 最近30日間の飛行時間 19時間50分 (2) 教官 41歳 事業用操縦士技能証明書（飛行機） 平成15年10月24日 限定事項 陸上単発機 令和元年3月28日 特定操縦技能 操縦等可能期間満了日 令和6年3月28日 計器飛行証明 平成17年5月20日 操縦教育証明（飛行機） 令和元年8月5日 第1種航空身体検査証明書 有効期限：令和5年10月13日 総飛行時間 5,960時間15分 最近30日間の飛行時間 11時間25分 同型式機による飛行時間 924時間50分 最近30日間の飛行時間 11時間25分
2.5 航空機等	(1) 航空機 型式：テキストロン・アビエーション式172S型 製造番号：172S11735、製造年月日：平成28年8月26日 耐空証明書：第大-2022-474号 有効期限：令和5年11月14日 事故当時、同機の重量は約2,270lb、重心位置は40.8inと推算され、いずれも許容範囲内にあった。 耐空類別：飛行機 普通N 総飛行時間：1,390時間25分 (2) エンジン 型式：テクニファイ・モーターズ式TAE125-02-114型 製造番号：02-02-10429、製造年月日：平成28年6月23日 総使用時間：1,382時間55分
2.6 気象	(1) 豊後高田地域気象観測所の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。 観測時刻10時00分 気温 17℃、風向 北西、風速 2.2m/s (2) 教官の口述によれば、不時着時の天気は、くもり、南の風10kt、視程良好であった。

2.7 その他必要な事項

(1) 不時着による機体の損傷

同機は、農地に不時着して、上下が反転し、機首が反方位を向いた状態で停止していた。不時着した農地には、80～100cm 程度まで成長した麦が生えていた。地面は、ぬかるんではいなかったが、土は柔らかく、同機の主輪が先に接地して約20m滑走し、前輪が接地した後、更に約5m滑走したと見られるタイヤの痕跡が残っていた。前輪が5m滑走した先に、土が高さ約12cm 盛り上がり、その約90cm 先にプロペラのスピナが突き立ったような跡と周囲にプロペラが衝突した跡があった。

同機は、この盛り上がった土から約5m先で上下が反転して、機首が反方位を向いた状態で大破していた（図7 参照）。同機のスピナの先端から前輪の先端までの距離を測定したところ、約90cm であった。同機の降着装置には麦と土が付着していた。

同機は、事故発生から約1か月後の令和5年5月15日から16日にかけて、不時着地から同庁の北九州航空基地格納庫へ移動した。このときに、エンジンの吸気ホースが外れていたこと及び脱落した下側ホースクランプが腐食していたことが判明した。

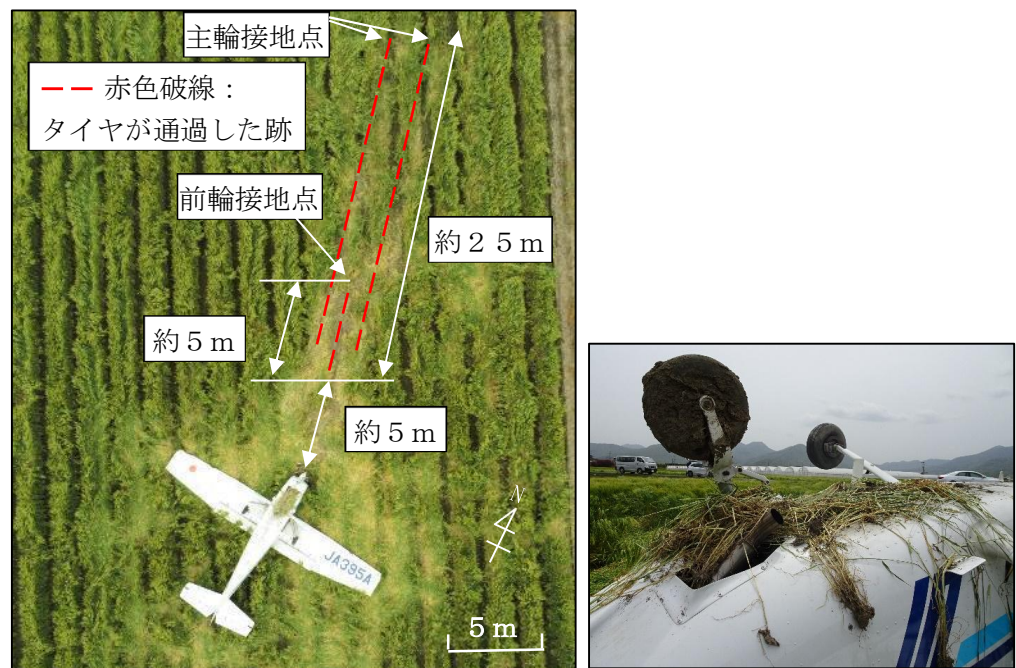


図7 不時着地の状況と降着装置に付着した土と麦

(2) 同機のエンジン

同機は、同機のエンジンの設計・製造者が保有する追加型式設計承認 (Supplemental Type Certificate、以下「STC」という。) により、テクニファイ・モーターズ式TAE125-02-114型水冷直列4気筒のCOMMON RAIL式直噴ターボディーゼルエンジンを装備している。使用燃料はJET A-1で、エンジン及びプロペラ・ピッチのコントロールは、FADECにより行われる。本エンジンのターボチャージャーは、エンジンの排気ガスによりタービン及び同軸のコンプレッサーを回転させて、最大で2,375mbar まで圧縮した空気をインタークーラーで冷却してから、吸気行程のシリンダーに送り込む。エンジンの設計・製造者によると、FADECは、パワーレバーの位置とエンジンの回転数から、必要となる燃料の量を計算するとともに、圧縮空気の圧力の調整とターボチャージャーの過回転防止

のため、吸気管内圧力（MAP：Manifold Air Pressure）センサーなどの情報に基づき、タービン側にあるウェスト・ゲート・バルブ（WGバルブ）の開度を制御する。

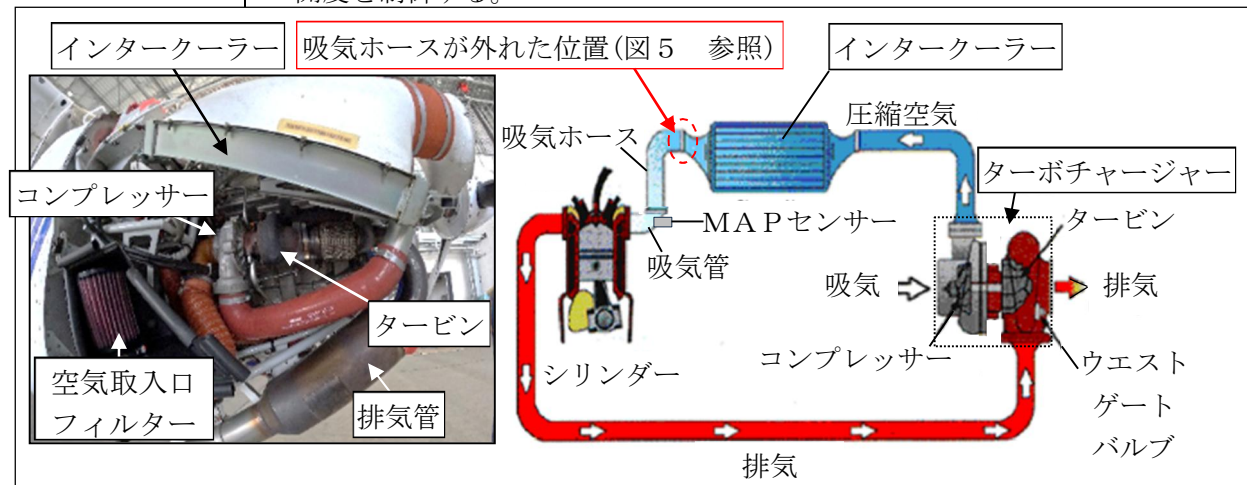


図8 ターボディーゼルエンジン系統図

(3) 本事故の前日に実施した整備作業

同機は、事故前日の令和5年4月17日午前の訓練飛行後、燃料漏れの不具合が認められたエンジンのNo.1フューエル・インジェクターを交換した。交換作業を行った確認整備士1名と整備補助者1名の口述及び整備記録によれば、交換作業は、インタークーラー出口側の吸気ホースを外して、フューエル・インジェクターを交換する手順であった。確認整備士は作業後、吸気ホースを元に戻し、トルクレンチを用いてホースクランプを適切なトルク（締結値）を確認しながら取り付け、最大出力を含むエンジン試運転により、フューエル・インジェクターの交換作業に問題がないことを確認し、整備記録の作成及び航空日誌への記録を実施した。この一連の作業において、確認整備士は、整備手順書で指示されている、ホースクランプの締結位置を示すトルクシールを塗布する作業について失念していた。なお、使用したトルクレンチに異常はなかった。同庁の整備記録によれば、同庁の同機を含む同型式エンジンを搭載している5機においては、運用を開始した令和2年10月から令和5年4月17日までに、インジェクターの交換作業を54件実施しているが、これまでに吸気ホースが外れたことはなかった。

(4) ホースクランプ

① インタークーラー出口側のパイプに吸気ホースをかぶせ、パイプと吸気ホースが重なった上から2つのホースクランプを締めることで、ホースが抜けないようにしている。ホースクランプは、ネジを締め付ける側に回転させると、ネジ山とベルト側の溝によりベルトが締め付けられる仕組みになっており、ホースクランプのネジを1回転させると内径は約1mm変化した。この2つのホースクランプは、同じ部品番号（NM-0000-0017001）であった。

同機のインタークーラー出口側のパイプの外径は約50.7mmで、吸気ホースの厚さは約5mmであった。

下側ホースクランプは、脱落したままの状態の内径を計測できたが、上側ホースクランプは、事故後、装着した状態を保って外すことが困難であったことにより、内径を測定することができなかった。

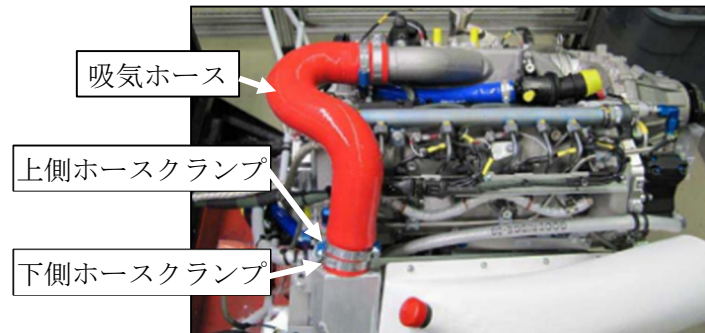


図9 正常な吸気ホース取付け状態（エンジン整備手順書より抜粋）

- ② 脱落した下側ホースクランプは腐食していたが、CTスキャナーで内部を確認したところ、亀裂や破損などは認められなかった。

同じ部品番号の正常な別のホースクランプを同機の下側ホースクランプの位置に取り付け、適正な値で締め付けたときの内径を計測し、脱落していた下側ホースクランプの内径と比較した。結果は、表1のとおりであった。

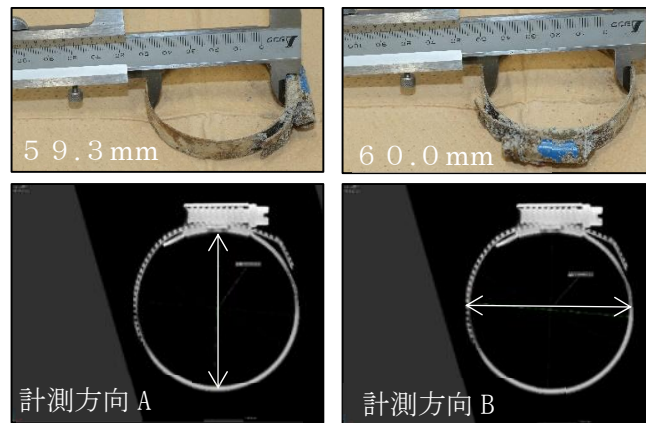


図10 脱落していた下側ホースクランプの計測

表1：同機に装備して脱落していたホースクランプの内径及び
同じ部品番号で別のホースクランプを取り付けた際の内径

（単位：mm）	計測方向A	計測方向B
脱落クランプ	59.3	60.0
別クランプ	59.0	58.8
差分	0.3	1.2

(5) エンジンの設計・製造者による検証

エンジンの設計・製造者は、本事故以外でも過去に吸気ホースが外れた機体があったことを受けて、自然吸気状態となった状況を模擬した台上試運転を行い、エンジンの出力変化を検証して Engineering Report No.05-0568-7200-PST-ER-01（令和5年4月11日発行。以下「同レポート」という。）を作成した。同レポートによれば、同機のエンジンの出力表示値は、エンジン回転数と燃料噴射量からFADECで算出される値である。パワーレバーの位置とエンジン回転数から算出される燃料噴射量は、吸気管内圧力値を参照して、空気量と燃料量（空燃比）が適切になるように調整される。エンジンの吸気ホースが外れ自然吸気状態になった場合、ターボチャージャーによる

圧縮空気がエンジンに送り込まれなくなることで空気量が減少し、燃料過多による不完全燃焼となり、エンジン出力が下がる。また、吸気管内圧力を上げようとするために、WGバルブが閉じることにより、排気圧力（排圧）が高まって、エンジン出力が減少する。なお、この試験中にF A D E Cが警報を発することはなかった。

エンジンの設計・製造者に、同機の吸気ホースが外れてターボチャージャーからの空気が供給されない状態になったエンジンの出力を確認したところ、エンジン出力表示値が60%であれば、このときの実際のエンジン出力は35%程度という回答であった。また、パワーレバーを100%位置にしたとき、2,000ftではエンジン出力表示は72%となり実際のエンジン出力は37%、5,000ftではエンジン出力表示は71%となり実際のエンジン出力は28%、10,000ftではエンジン出力表示は69%となり実際のエンジン出力は19%という回答であった。

(6) 黒煙の発生

同機と同じエンジンを搭載した同型機（セスナ式172S型）のピストンエンジンでは、不完全燃焼が生じた場合、燃焼しきれない燃料成分により、排気管から黒煙が生じることがある。

(7) 同種事例

エンジンの設計・製造者によれば、吸気ホースが同じ箇所を外れた事例は、同機を含め3件発生しており、いずれも吸気ホースとホースクランプを取り外し再取付けした整備作業後に発生している。

(8) 飛行記録等に関する情報

同機の統合計器及びF A D E Cに残されていた失速訓練（09時52分30秒）から同機が停止するまで（10時02分25秒）の飛行記録は、図11のとおりであった。なお、統合計器及びF A D E Cの飛行記録機能は、正常に作動していた。

同機が100%のエンジン出力で上昇中、09時53分にドンという音とともに、次の表2のとおり各項目は変化した。また、この時の飛行高度は3,431ftで、大気圧は889mbarであった。

エンジン出力が低下してからの同機の前速度は、90kt前後を維持していた（図11① 参照）。エンジンの出力が下がった09時53分から緊急着陸することを通報した09時59分までの約6分間の気圧高度の変化については、約3,430ftから約1,430ftまで、約2,000ft降下していた（図11② 参照）。

09時58分頃、教官は、エンジン出力表示の変化を確認するために、パワーレバーを100%位置まで上げる操作をした後、68%位置まで下げる操作をした（図11③ 参照）。パワーレバー位置が最大の100%時に、エンジン出力の最大表示値は67%まで上昇し、エンジン回転数は、最大2,151rpmまで、約100rpm上昇したが、それ以上は上がらなかった。パワーレバーを68%位置まで下げた時には、エンジン出力表示値及びエンジン回転数は、操作に追従するような動きを示した。教官がこの操作後に戻したパワーレバーの位置は、79%の位置であった。WGバルブは、全閉のまま、緊急着陸前にパワーレバーを下げるまで変化がなかった。同機が着地した際の速度は、約37ktで、上下が反転して、地面に衝突した時の垂直加速度の最大値は、-1.32Gであった。燃料流量については、当日のエンジ

ンが正常な状態の時の巡行中におけるエンジン出力表示が63%時の燃料流量は約5.0 gallon(US)/h（以下、「gph」という。）で、35%時の燃料流量は約3.0 gphであった。

表2：異音の発生前後のエンジン関連項目の値の変化

項目	エンジン出力100%時	異音発生後
エンジン出力表示値	100% → 約60%	
エンジン回転数	約2,300rpm → 約1,900rpm	
吸気管内圧力値	2,375mbar → 約900mbar	
燃料流量	約8.8gph → 約5.2gph	
燃料噴射量	約71mm ³ → 約49mm ³	

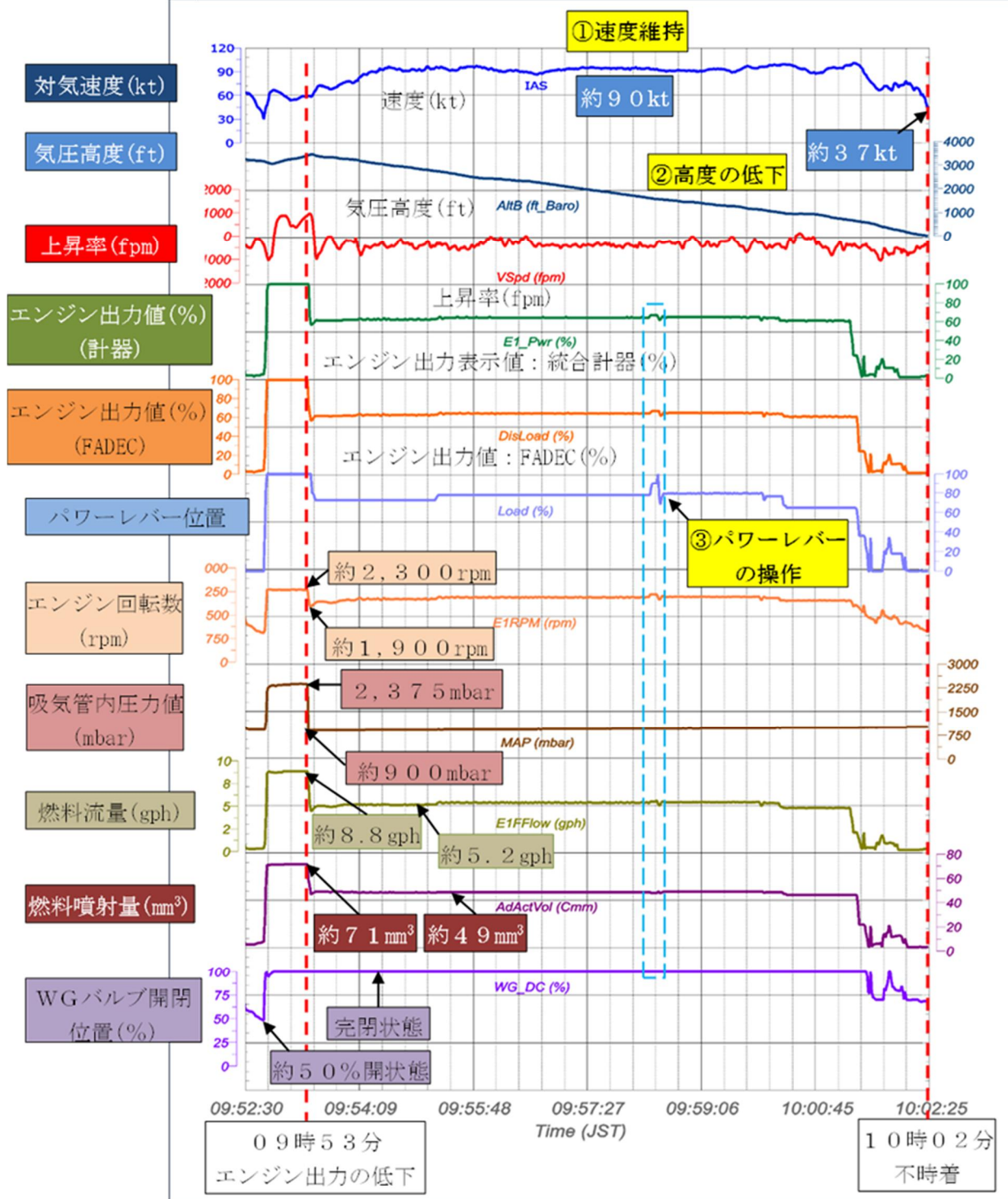


図 1 1 飛行記録

(9) 緊急着陸時の進入

小型飛行機における緊急着陸時の進入について、U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION Flight Standard Service FAA-H-8083-3C “Airplane Flying Handbook” (以下「F A Aハンドブック」という) p.18-4～18-5 に次のように記載されている。

When the pilot has time to maneuver, the planning of the approach should be governed by the following three factors:

- *Wind direction and velocity*

	• <i>Dimensions and slope of the chosen field</i> • <i>Obstacles in the final approach path</i> <i>These three factors are seldom compatible. When compromises have to be made, the pilot should aim for a wind/obstacle/terrain combination that permits a final approach with some margin for error in judgment or technique. (omitted)</i> (抄訳) パイロットが操縦する時間的余裕がある場合、進入の計画は次の3つの要因に基づいて決定されるべきである： • 風向と風速 • 選択した緊急着陸地点の広さ及び傾斜 • 最終進入経路上の障害物 これらの3つの要因は、ほとんどの場合、互いに相容れない。妥協が必要となる場合、パイロットは風・障害物・地形が組み合わさった条件を選択し、最終進入時に判断や技術における誤差の余地を確保できるようにすべきである。(略)
--	--

3 分析

(1) 機体の損傷

乗務員の口述、同機の飛行記録、損傷状態及び農地に残された痕跡から、同機は宇佐市の農地に不時着した際にノーズオーバー^{*1} となって上下が反転し、反方位を向いて停止したものと推定される。同機が反転したことについては、速度約37kt で主輪が接地して約20m滑走し、前輪が接地してから更に約5m進んで、土と巻き込んだ麦により回転しにくくなった前輪のタイヤが、土を高さ12cmほど盛り上げて急停止したことで、ノーズオーバーの状態となって前方に回転したことによるものと推定される。同機は、ノーズオーバーした際に、プロペラが地面と接触して破損し、スピナを支点とした倒立状態から、右側に傾いたことで右主翼端が先に地面に接地して座屈した。次に左側に傾きながら主翼上面が接地して、左主翼のウイングストラットが折損し、最後に垂直尾翼が地面と衝突したことにより、損傷したものと推定される。また、垂直尾翼が地面と衝突して、垂直尾翼と胴体をつなぐ構造により胴体後部下面を突き上げて、胴体後部の構造が変型したことにより大破したものと推定される。

(2) エンジンの出力低下

同機のエンジンの出力が低下したことについては、09時53分に「ドン」という音とともに、インタークーラーの出口側のエンジンの吸気ホースが外れたことによるものと推定される。このときの吸気管内圧力値は、同エンジンの最大圧力値である2,375mbar から飛行中の大気圧(889mbar)とほぼ同じ約900mbarまで下がっていることから、自然吸気状態になっており、エンジンに供給される空気量が大幅に減少したものと推定される。

同機のエンジン出力表示が63%の時の巡航中の燃料流量は、吸気ホースが外れる前の正常な状態では、約5.0gphであった。吸気ホースが外れた後では、約5.2gphであったことから、大きな差はなかった。しかしながら、吸入空気量が大幅に減少した状態で、約5.2gphの燃料流量が供給されていたことで燃料過多による不完全燃焼になったものと推定される。また、同レポートにもあるとおり、WGバルブが閉じて排圧が高まったことでエンジンの圧縮圧力が減少したことも相まって、エンジン出力が低下していたものと推定され、エンジンの設計・製造者が述べた

*1 「ノーズオーバー」とは、前方にのめって機首が地面に接触する状態、若しくはそのまま前方に反転した状態をいう。

「このときの実際のエンジン出力は35%程度」という状況になったものと考えられる。

燃料が過剰となったことについては、ホースが外れたことにより空気量が減ったこと及びパワーレバーが79%の位置にあったことで、F A D E Cがパワーレバー位置とエンジンの回転数に合わせてした燃料量を供給したことによるものと推定される。

エンジン出力表示値が正確な表示となっていなかったことについては、エンジンに供給される燃料量とエンジンの回転数からF A D E Cが計算した値が統合計器に表示されるようになっていことから、過剰な燃料により不完全燃焼となってエンジン出力値が下がっていても、エンジンの出力表示値は、約60%と高く表示されていたものと推定される。

同庁のJ A 3 9 1 Aが、同機を追跡中に同機の排気管から黒煙が出ていたことを確認していることから、同機は、エンジンが不完全燃焼の状態で飛行していたものと推定される。

(3) ホースクランプ

脱落していた下側ホースクランプが腐食していたことについては、同機が反転したことで漏れ出したバッテリー液に浸されたことで、同機が北九州空港に移動してホースクランプを回収するまでの間に腐食したものと推定される。

吸気ホースが外れたことについては、本事故となった同機の飛行がインジェクター交換作業後の最初の飛行であり、飛行中に外れた吸気ホースとホースクランプを取り外し、再取付けしていたことから、本整備作業が関与した可能性が考えられる。

2.7(4)②に記述したように、同じ部品番号で別のホースクランプを装着して測定した内径と、脱落していた下側ホースクランプの内径を比較したところ、脱落していた下側ホースクランプの内径が、計測方向のA側で0.3mm、B側で1.2mm 広がった。内径が1mm 違えば円周方向の長さ（締め付けるバンドの長さ）は約3mm 広がって、ホースクランプが緩む状態になることから、前日に行ったインジェクター交換で外した、2つのホースクランプの締結状態が十分ではなかった可能性が考えられる。

部品交換作業後の地上試運転、飛行前の地上試運転及び離陸時におけるそれぞれのエンジンの最大出力では、ホースクランプは脱落しなかったが、失速訓練により低下した高度を回復させるために最大出力で上昇していたときに、ホースクランプの締結が十分でなかったことで、最大出力時に生じる大気圧の約2倍の吸気管内圧力により、吸気ホースがインタークーラー出口側のパイプから外れた可能性が考えられる。また、整備手順書に示されたトルクシールを塗布する作業が実施されていなかったことも踏まえると、整備作業及び整備後の確認が適切に行われなかった可能性が考えられる。

航空機の耐空性を継続するためには、航空機及びエンジンの設計・製造者が定めるメンテナンス・マニュアルなどの耐空性を継続するための指示書に従った整備及び整備後の確認を確実に行うことが重要である。

(4) エンジンの設計・製造者における今後の対応

吸気ホースが外れたときに、F A D E Cが燃料を適切に制御できなくなること及び警報等が発せられないことにより、操縦士が異常を認識できないままエンジン出力表示値が高く表示されることは、誤った状況判断につながる可能性がある。このため、S T C保有者である同機のエンジンの設計・製造者は、F A D E Cが適切に燃料を制御できるようにするとともに、吸気ホースが外れるなどにより吸気管内圧力が下がったことを警報等により操縦士が認識できるように設計変更等を行い、改善する必要がある。

また吸気ホースが外れても正確なエンジン出力値が表示されるよう、F A D E Cのソフトウェアを改修する必要がある。

(5) 緊急着陸

教官は、実際のエンジン出力がエンジン出力表示よりも低いと感じ、北九州空港までたどり着くことはできないと判断し、宇佐市内の農地に進入し緊急着陸を行ったものと考えられる。教官

の緊急着陸地点への進入は、風向きは正対していて、高圧線などの電線がなく、緊急着陸時の衝撃の軽減が期待される地点への進入であった。その進入は、F A Aハンドブックの中で記述されている3つの要因を全て満たした適切な進入であったものと考えられる。

教官は、着陸時に機体が反転することも予測して、シートベルトの状態確認や訓練生に安全姿勢をとらせるなどし、不時着に備えていたものと考えられる。

教官及び訓練生2名とも命に別状がなかったことは、教官の判断及び操縦技術が適切であったものと考えられる。

緊急着陸に適した場所は、飛行場は言うまでもなく、広くて開けた平坦な場所が望ましい。しかし、そのような理想的な場所は容易に見つかるものではない。パイロットは日頃から、緊急着陸の適地に注意を向けつつ、飛行を行うべきである。また、緊急事態に直面した際、迅速かつ適切に対応するために、パイロットは、その事態を受け入れ、けがを過剰に恐れることなく、場合によっては機体を犠牲にしても搭乗者の安全を優先させる決断が必要となる場合がある。

4 原因

本事故は、同機のエンジン出力が低下して高度を維持することができなくなったため、農地に不時着した際に、前方に反転して垂直尾翼が地面に衝突し、大破したことによるものと推定される。

同機のエンジン出力が低下したことについては、エンジンの吸気ホースが外れたことにより、自然吸気状態になったため、エンジンが不完全燃焼の状態になったことによるものと推定される。

エンジンの吸気ホースが外れたことについては、前日に行った整備作業において外した当該吸気ホースの取付けが適切ではなかった可能性が考えられる。

5 再発防止策

5.1 必要と考えられる再発防止策	3 分析に記述したとおり、同庁及びエンジンの設計・製造者は、次の再発防止策を講じる必要がある。 (1) 同庁は、同機の整備の実施に際し、航空機及びエンジンの設計・製造者が定める耐空性を継続するための指示書である、メンテナンス・マニュアルに従って整備を行う必要がある。 (2) S T C保有者である同機のエンジンの設計・製造者は、F A D E Cが適切に燃料を制御できるようにするとともに、吸気ホースが外れるなどにより、吸気管内圧力が下がったことを警報等により操縦士が認識できるよう、設計変更等を行い、改善する必要がある。 また吸気ホースが外れても正確なエンジン出力値が表示されるよう、F A D E Cのソフトウェアを改修する必要がある。
5.2 本事故後に講じられた再発防止策	(1) 同庁により講じられた措置 ① 当該事故機を除く同型式の4機に対して、インタークーラー出口部分の吸気ホースの取付け部の点検を行うとともに、ホースクランプにトルクシールが塗布されていることを確認した。 ② 整備従事者に対する訓練資料について、適切な整備作業を実施するために、ヒューマンファクターズを取り入れた内容に改訂するとともに、技量維持のための定期訓練については、整備作業における装備品の取付けに際して、不備があった場合にはどのような事態が生じるかなどの危険予知を含めた内容で実施した。 (2) エンジンの設計・製造者により講じられた措置 S T C保有者である同機のエンジンの設計・製造者は、F A D E Cが適切に燃料を制御できるようにするとともに、吸気ホースが外れるなどして、吸

	気管内圧力値が下がった場合に、警報を発するよう設計変更を行った。また吸気ホースが外れても正確なエンジン出力値が表示されるよう、F A D E C のソフトウェアを改修した。
--	---