

航空事故調査報告書

個人所属

アメリカン・チャンピオン式8KCAB型
N33RY

静岡県庵原郡蒲原町

平成9年10月26日

平成10年10月29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

個人所属アメリカン・チャンピオン式8KCAB型N33RYは、平成9年10月26日、静岡県庵原郡蒲原町の富士川場外離着陸場を離陸した直後にエンジン不調となり、10時30分ごろ、同場外離着陸場付近の海岸に不時着した際、機体を損傷した。

同機には、機長ほか同乗者1名計2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9年10月27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9年10月27日～28日

現場調査

平成9年11月14日

エンジン調査

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

N33RYは、平成9年10月26日、静岡県庵原郡蒲原町の富士川場外離着陸場（以下「場外離着陸場」という。）でレジャー飛行を行う予定であった。

事故に至るまでの飛行経過は、機長によれば、概略次のとおりであった。

09時00分ごろ、場外離着陸場の格納庫から機体を搬出し、機体点検及び試運転を行ったが異常はなかった。その後、自分の操縦で15分程度場周経路上を飛行したが、エンジンの調子を含め普段と変わったところはなかった。

10時20分ごろ、自分が前席、友人が後席に搭乗し、滑走路18側端の誘導路で、グライダーが着陸する間に、エンジンの試運転を実施したが、異常は認められなかった。グライダーが滑走路を離脱した10時28分ごろ、自分の操縦で離陸滑走を開始した。滑走路の約1/3の距離を滑走して正常に離陸した。

高度約200ftに達したころ、エンジン出力が急に弱くなった。この時は既に滑走路の中央付近まで達しており、滑走路の残り距離も少なく、滑走路36側端には側溝が横切っているため、着陸は危険だと判断した。左旋回で周回して着陸しようと試みたが、高度維持も困難な状況であった。このため、以前から何かあったら不時着する場所と決めていた海岸線に機首を向け、速度を制御してできるだけ地面近くで失速するように操縦した。

目標とした不時着地点で、高度約1mから失速状態で着陸した。最初に右主脚が接地し、その後数回バウンドし、機首が右へ約90°回転して停止した。

スイッチ類をオフとし、後席の友人のシートベルトを外し、2名とも機外に脱出した。

場外離着陸場において同事故を目撃した飛行仲間によれば、概略次のとおりであった。

同機が滑走路の約1/3で離陸し、高度50～60ftに上昇したころ、エンジンのラフな音（離陸時の連続音ではなく、バラバラといったかぶったような感じ）がした。同機の方を見たら、滑走路36側端より少し手前で薄い黒煙を出しながら上昇していた。東に向きを変えたので戻るのかなと思った。少し変針後に黒煙がひどくなり、水平飛行後降下し、不時着した。

事故発生地点は、静岡県庵原郡蒲原町向原5266-1の富士川場外離着陸場の滑

走路36側末端から南東方向へ約600mの富士川河口の海岸で、事故発生時刻は、10時30分ごろであった。

(付図1及び写真1参照)

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

中 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

右主脚	折損
右主翼端	破損
プロペラ	損傷
胴体下面	破損

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

自家用操縦士技能証明書(飛行機)

第20675号

限定事項 陸上単発機

平成6年3月29日

第2種航空身体検査証明書

第27832247号

有効期限

平成10年9月8日

総飛行時間

469時間19分

最近30日間の飛行時間

7時間42分

同型式機による飛行時間

71時間30分

最近30日間の飛行時間

3時間48分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式

アメリカン・チャンピオン式8KCAB型

製造番号

741-95

製造年月日 1995年 1 月
耐空証明書（米国連邦航空局（F A A）発行）
発行年月日 1995年 1月 20日
（平成9年9月17日航空法第11条第1項ただし書による許可取得（東空検
第1155号））
総飛行時間 281時間48分
定期点検（1年点検、平成9年8月9日実施）後の飛行時間 5時間42分

2.6.2 エンジン

型 式 ライカミング式AEIO-360-H1A型
製造番号 L-26596-51A
製造年月日 1994年11月23日
総使用時間 281時間48分
定期点検（1年点検、平成9年8月9日実施）後の使用時間 5時間42分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は1,790lb、重心位置は16.2inと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量1,800lb、事故当時の重量に対応する重心範囲13.3～18.4in）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、潤滑油はエアロシェルW15W-50であった。

2.7 気象に関する情報

機長及び飛行仲間によれば、事故当時の気象は、次のとおりであった。

当日は快晴であり、事故当時の風は、風向指示器（吹流し）の目視観測によれば、風向120°、風速3～5ktであった。

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 機体調査

(1) 機首部

下部エンジン・カウリングが破損していた。

(2) 胴体部

① 防火壁下部には、攔座時に受けた変形があった。

② 前方下部外板が破損していた。

- (3) プロペラ部
2枚のブレード共、先端が後方に湾曲し、スピナーに擦過痕があった。
- (4) 脚部
 - ① 右主脚は、胴体取付部付近で破断分離し、更に2分割していた。
 - ② 車輪カバーは、左右共に破損していた。
- (5) 主翼部
右主翼は、翼端が脱落し、翼端リブが変形していた。

2.8.2 エンジン調査

- (1) クランクシャフトを手回しした結果、拘束はなく円滑に回転し、補機等の駆動にも異常は認められなかった。
- (2) 点火系統を点検した結果、異常は認められなかった。
なお、No. 1、2、4シリンダの点火プラグにカーボンの付着があったが、No. 3シリンダの点火プラグには、カーボンの付着は認められなかった。
- (3) 燃料系統
 - ① 燃料パイプに破損、閉塞はなかった。
 - ② 採取した燃料に水分、異物の混入はなかった。
 - ③ 燃料フィルターに異物等による目詰まりはなかった。
 - ④ 燃料噴射ノズルを点検した結果、No. 3シリンダ用燃料噴射ノズルに異物による閉塞が認められた。
 - ⑤ フューエル・インジェクタの取付けフランジ部に損傷が認められたが、これは、オイルサンプの取付けスタッドが後方に押し曲げられていたことから、攪座によるものと推定される。
- (4) No. 1、2、4シリンダ用排気管の内壁にカーボンの付着があったが、No. 3シリンダ用排気管の内壁には、カーボンの付着は認められなかった。
- (5) 燃料噴射ノズルについて
 - ① 4本の燃料噴射ノズルの流量試験を実施した結果、No. 3シリンダ用燃料噴射ノズルにはほとんど流量がなかった。
 - ② No. 3シリンダ用燃料噴射ノズルに詰まっていた異物を取り出し、拡大鏡を使用して観察したところ、薄茶色で透明な固形物であり、その成分検査の結果、異物の主成分は、脂肪酸の塩（ステアリン酸、パルミチン酸塩）及びフタル酸エステルと認められた。
このうち脂肪酸の塩は、石鹼の成分であり、また、航空用のナトリウム

石鹼基グリース等の成分でもある。一方、フタル酸エステルは、可塑剤の成分であり、ガソリン運搬用のポリ容器等からガソリンに混入する可能性は考えられるが、これ自体が凝固する成分ではない。

(6) フューエル・フロー・トランスデューサについて（付図3参照）

同機は、1997年7月9日、米国において、FAA承認のSTC（Supplemental Type Certificate、SE459GL）に従い、デジタル・フューエル・フロー・メーター（燃料流量計）の取付け作業が実施された。

この燃料流量計の構成部品の内、フューエル・フロー・トランスデューサの取付け位置は、STCに記述された手順によれば、エンジン・フューエル・ポンプとフューエル・インジェクターの間に指定されていたが、同機へのフューエル・フロー・トランスデューサの取付け位置は、フューエル・インジェクターとフューエル・マニフォールドの間であった。

(7) フューエル・フロー・トランスデューサ出口側の付着物（写真2参照）

フューエル・フロー・トランスデューサの出口側に付着していた物質の成分検査の結果、2.8.2(5)②で述べたNo.3シリンダ用燃料噴射ノズルに詰まっていた異物の主成分と類似した成分であることが認められた。

2.8.3 現場調査

同機の不時着地点は、同場外離着陸場の滑走路36側末端の東方約600mの海岸で、その砂地には大小の石が混在していた。同機は既に撤去されていたが、不時着地点には右主脚が接触したと推定される長さ約2mの痕跡があり、その地点の石には右主脚の車輪カバーと同色の塗料が付着していた。同痕跡の前方約18mの地点に同機のものと同推定される痕跡があった。

2.9 その他必要な事項

同機は、米国の耐空証明を有しており、航空法第127条ただし書、同法第11条第1項ただし書及び同法第79条の許可を取得していた。

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 同機は、F A Aが発行した有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われており、日本国内で飛行するための航空法上の手続きも適法になされていた。

3.1.3 事故当時の気象は、本事故に関連がなかったものと認められる。

3.1.4 同機は、調査の結果から、当該離陸を開始するまでは、機体及びエンジンに異常はなかったものと推定される。

3.1.5 2.8.2(3)④及び(5)①で述べたように、N o. 3シリンダ用燃料噴射ノズルに異物による閉塞があり、ほとんど流量がなかったことから、N o. 3シリンダの燃焼に異常をきたしたことがエンジン出力の低下につながったものと推定される。

また、2.8.2(5)②で述べたように、N o. 3シリンダ用燃料噴射ノズルに詰まっていた異物の主成分は脂肪酸の塩が固形化したものであり、その他の燃料噴射ノズルには異物による詰まりは認められなかったこと、並びに2.8.2(3)②③で述べたように、採取した燃料及び燃料フィルターに異物の混入が認められなかったことから、燃料に混入していた異物が堆積したことによる閉塞の可能性は少ないと考えられ、N o. 3シリンダ用燃料噴射ノズルに突然異物が詰まったため、急激にエンジン出力が低下したものと推定される。

3.1.6 2.8.2(4)で述べたように、N o. 3シリンダ用排気管にカーボンの付着が認められず他の排気管にはカーボンの付着が認められたことについては、N o. 3シリンダへの燃料供給が減少したため、他のシリンダへの燃料分配に変化が生じ、燃料過多となって濃混合気となり、黒煙を吐いたことによるものと考えられる。

3.1.7 2.8.2(6)で述べたように、フューエル・フロー・トランスデューサの出口側から採取した付着物の成分とN o. 3シリンダ用燃料噴射ノズルに詰まっていた異物の成分との間に類似性が認められることから、N o. 3シリンダ用燃料噴射ノズルに詰まっていた異物は、フューエル・フロー・トランスデューサの取付け時にシール材として使用したと思われる物質の一部がはがれて燃料の中に混入したものである可能性が考えられる。

3.1.8 フューエル・フロー・トランスデューサの取付位置が、S T Cに記述された手順どおりの位置であったとしたならば、燃料ラインに混入した異物は、フューエル・インジェクター内に位置する燃料フィルターで止まり、エンジン不調に至らなかった可能性が考えられる。

3.1.9 機長は、離陸後エンジン不調に陥ったため、不時着し、その際、機体を損傷したものと推定される。

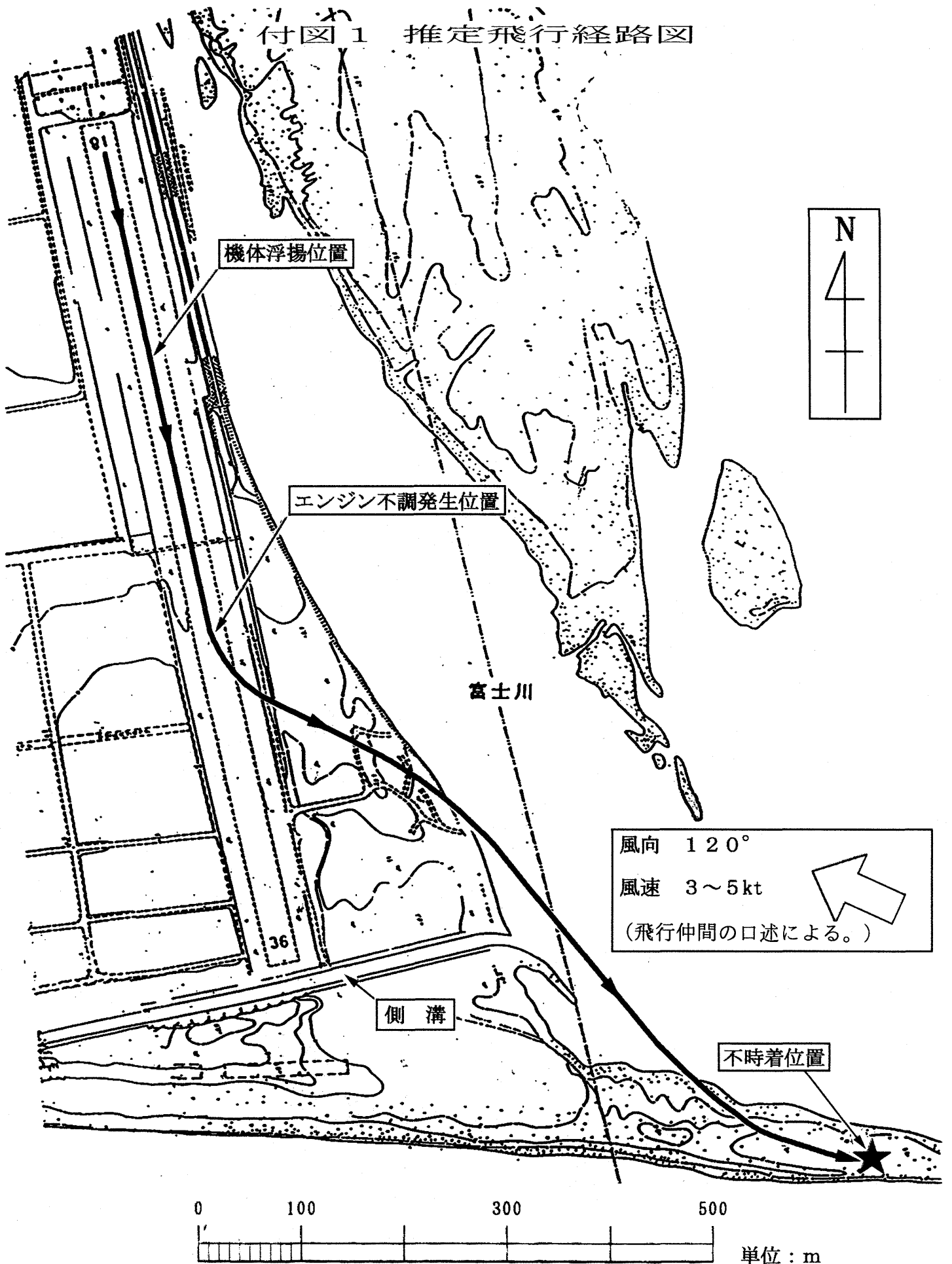
なお、機長が、滑走路前方の障害物による危険性を判断して着陸をやめ、また周回して着陸するには高度に余裕がないと判断し、ちゅうちょせずに不時着場所へ直行したことは、以前から離陸経路上に不時着場所を選定していたことによるものと考えられる。

4 原因

本事故は、同機が離陸直後にエンジン不調となり、不時着した際に機体が損傷したことによるものと推定される。

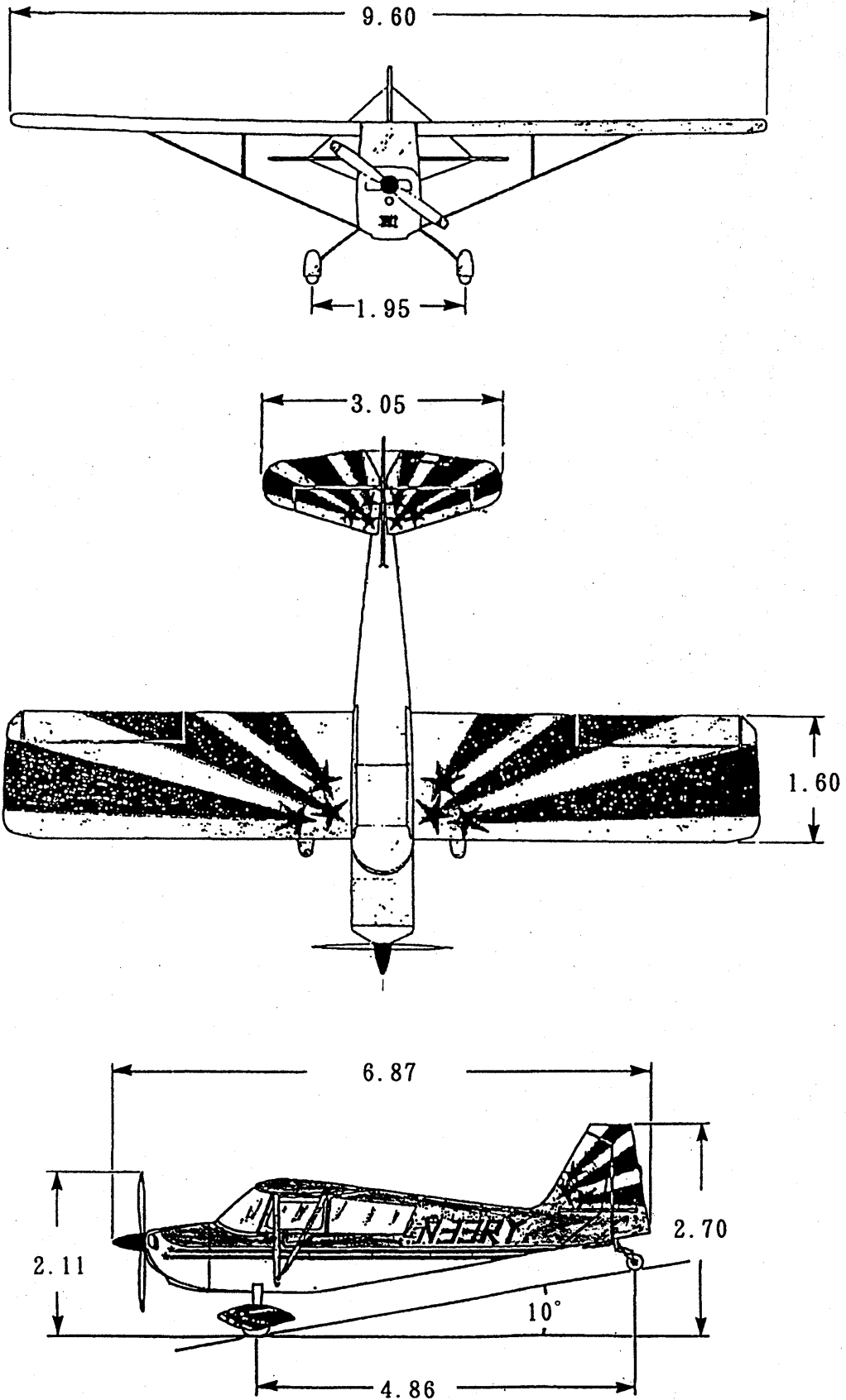
なお、同機がエンジン不調となったのは、フューエル・フロー・トランスデューサの取付け方法が適切でなかったことによるものと考えられる。

付図1 推定飛行経路図

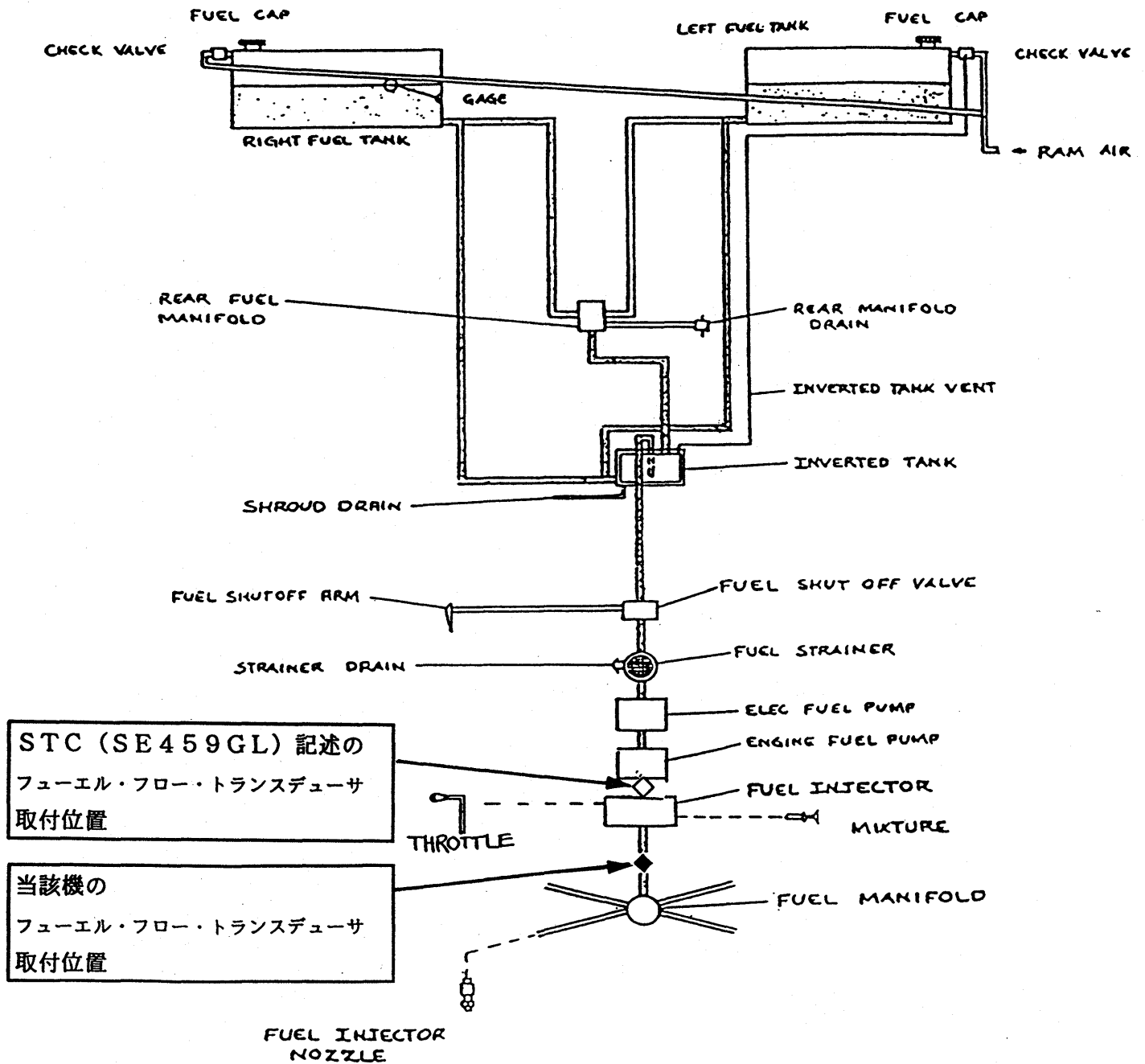


付図2 アメリカンチャンピオン式
8KCA B型三面図

単位：m



付図 3 フューエル・フロー・
トランスデューサ取付位置図



※ STC: Supplemental Type Certificate

写真 1 事故機



写真 2 フューエル・フロー・
トランスデューサ出口側

