

航空事故調査報告書

個人	所属	超軽量動力機
エア－ニッポン株式会社	所属	JA8727
南紀航空株式会社	所属	JA8893
個人	所属	JA4080
株式会社エースヘリコプター	所属	JA6706
東邦航空株式会社	所属	JA9826
東邦航空株式会社	所属	JA6166
独立行政法人航空大学校帯広分校	所属	JA4055
株式会社エースヘリコプター	所属	JA9386
株式会社エースヘリコプター	所属	JA9723

平成14年11月29日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、個人所属マックスエアー式ドリフター X P - R 5 0 3 L 型（超軽量動力機）他 9 件の航空事故に関し、航空・鉄道事故調査委員会設置法及び国際民間航空条約第 1 3 附属書にしたがい、航空・鉄道事故調査委員会により、航空事故の原因を究明し、事故の防止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。

航空・鉄道事故調査委員会

委員長 佐藤 淳 造

セスナ式208B型
JA8893

航空事故調査報告書

所 属 南紀航空株式会社
型 式 セスナ式 208B 型
登録記号 JA8893
発生日時 平成 13 年 9 月 23 日 12 時 45 分ごろ
発生場所 滋賀県蒲生郡日野町

平成 14 年 10 月 16 日

航空・鉄道事故調査委員会（航空部会）議決

委 員 長	佐 藤 淳 造（部会長）
委 員	勝 野 良 平
委 員	加 藤 晋
委 員	松 浦 純 雄
委 員	垣 本 由 紀 子
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

南紀航空株式会社所属セスナ式 208B 型 JA8893 は、平成 13 年 9 月 23 日（日）、測量撮影のため、八尾空港から名古屋空港方面へ向けて飛行中、12 時 38 分ごろ、滋賀県蒲生郡日野町付近の上空において、突然、エンジン出力が低下したため、同町の工場敷地内に 12 時 45 分ごろ不時着した際、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、死傷者はいなかった。

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 13 年 9 月 23 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 外国機関の協力

エンジン詳細調査の立会いのため、カナダ国運輸安全委員会（TSB）の協力を得た。

1.2.3 調査の実施時期

平成13年9月24日及び25日	現場調査及び口述聴取
平成13年10月2日	燃料系統の調査
平成13年10月9日及び10日	機体及びエンジン調査
平成13年12月11日及び12日	エンジン詳細調査 (TSB立会いの下に、カナダ国プラ ット・アンド・ホイットニー・カナ ダ社で実施)

1.2.4 原因関係者からの意見聴取

原因関係者から意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

2.1.1 飛行経過の概要

J A 8 8 9 3 は、平成13年9月23日、午後12時17分ごろ、測量撮影のため、八尾空港を離陸した。9,500ftで巡航飛行に移った後で、水口町上空付近において突然エンジンの出力が低下した。同機の機長は不時着を決心し、近くの工場敷地内に不時着を試みたが、その際機体を破損した。

事故発生地点は、滋賀県蒲生郡日野町中存寺1225番地の工場敷地内で、事故発生時刻は、12時45分ごろであった。

八尾空港事務所に提出された同機の飛行計画は、次のとおりであった。

飛行方式：有視界飛行方式、出発地：八尾空港、移動開始時刻：12時10分、
巡航速度：150kt、巡航高度：VFR、経路：OTU～HAMAMATU～
IGAUNO、目的地：八尾空港、飛行目的：測量撮影、
所要時間：3時間30分、持久時間で表された燃料搭載量：6時間、
搭乗する総人数：2名

2.1.2 口述による飛行の経過

(1) 機長の口述

12時の天候をチェックして、飛行前点検及び離陸前点検を実施し異常のないことを確認した。

12時17分ごろ滑走路09から離陸した。離陸後左旋回を要求し大東方面に向かい、いったん高度1,100ftで水平飛行に移った。この時管制塔に対して管制圏離脱の通報を行い、南紀航空株式会社(以下「同社」という。)の八尾事業所に周波数を切り替え、離陸時刻と機体等に異常がないことを通報した。その後、大津付近上空を通過し名古屋方面に向かって上昇を続けた。関西TCAの空域から出る間に、予定していた巡航高度9,500ftに達した。巡航に移行した際に行うチェックリストに基づく点検を実施し、異常のないことを確認した。無線機器の周波数を名古屋に切り替え、名古屋まで40nmを切った時点の午後12時38分ごろ、滋賀県蒲生郡日野町付近上空で、機体の異常振動や異音、アナウンシエーター点灯といった兆候もなく、突然エンジンが停止した。パワー・コントロール・レバー(以下「パワー・レバー」という。)を2~3回操作し、フューエル・タンク・セレクターを確認し、フューエル・コンディション・コントロール・レバー(以下「コンディション・レバー」という。)を確認した。それまで1,500ft-lbsあったトルク計の指示が下がったのは見えたが、他のエンジン計器はチェックしなかった。

あまりに突然のことで、なぜだろうという思いと、止まったということが信じられない状態だった。我に返って止まったということをはっきり認識したのが、高度6,000ftくらいまで降下したころだったと思う。そのころ名古屋TCAを呼び出して、「水口上空でエンジン停止、付近のゴルフ場に不時着する。」旨を通報した。山による障害だと思うが、その後、無線は途切れた。

近辺で不時着場に適していると思われる場所としては、2カ所のゴルフ場、車のテストコース、それと実際に不時着した工場敷地だった。また発動機の再始動を試みようとしたが、冷静に対応できなかったため、完全には実施できなかった。さらに、エマージェンシー・パワー・レバー(以下「EPL」という。)を操作しようとしたが、ガタガタという異音と振動で前方に入らなかった。降下率が1,500ft/minと思ったよりも多く、なぜだろうとエンジン停止の原因を探っているうちに高度がどんどん落ちていった。真下にある工場敷地を不時着場に決定したのは3,000ftくらいだった。プロペラをフェザーにする余裕もなかった。

3,000ft位でいったん南に向かい、不時着場を左に見ながら南西方向から進入した。高圧線が進入経路上にあり、高圧線の上を越えて進入する予定であったが、速度が60～70ktと少なく、降下率が大きかったため高圧線の下で林の上を抜けて接地した。高圧線の下を通過するころフルフラップにしたつもりだったが、20°のままだった。

ほとんど3点（前輪と主輪が同時に接地する）の状態ですらフな接地だった。接地後、地面からの振動はあったが、大丈夫だと確信を持った。ブレーキを踏んだが、なかなか機速が減少しなくて、ふっと見たときに大きな窪みが見えた。無意識のうちに窪みを避ける操作をしたが、右主輪が窪みに脱輪し、大きな衝撃の後、前を見たら地面がなくなっていて、法面をずるずる滑り降りてガシャンという音とともに前に傾いた状態で停止した。

ドアを開け、カメラマンを外に出し、私はコンディション・レバーとマスタースイッチを切って機外に脱出した。

私は、最近では、EPLの操作を、前回の耐空検査受検準備整備作業終了後及び耐空検査受検時の2回、地上で経験している。

(2) カメラマンの口述

我々は12時15分ごろ八尾空港を離陸し、撮影現場に向かって上昇飛行を続けた。

9,500ftでレベルオフした後、日野町上空あたりでパイロットからエンジンの調子がおかしいと知らされた。それまでの間、私はずっと撮影の準備をしていたのだが、何か急にパワーがなくなったような感じがして、パイロットが何かやったのかなと思った。通常とは違うような感じだった。パイロットを見たらいろいろやっていたので、何か調子がおかしいのかなと思った。不時着に備えて、後ろのものを飛ばないように、縛れるものは縛って、パイロットの真後ろの席に移動した。シートベルトを締めて、パイロットの指示に従って不時着場を探した。

その後3,000ftくらいで、パイロットからあそこ（工場敷地）に降りるからといわれた。不時着の時は怖くて外は見えていなかったが、衝撃はそんなになかった。滑走している時は小揺れがしている程度だった。そして前に落ちるような感じで突っ込んで止まった。止まるときの衝撃も思ったほどはなかった。

停止後、パイロットから火災の恐れがあるので、すぐに機外に出るように促され、外に出た。パイロットは、エンジンをシャットダウンして2分ほど遅れて出てきた。

（付図1、2、及び写真1、2、4参照）

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷
死傷者はいなかった。

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

胴体前方下部	破損
エンジンマウント	破損
プロペラ	破損
前脚及び主脚	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 航空機乗組員等に関する情報

機 長 男性 53歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）

第4352号

昭和47年7月5日

限定事項 陸上多発機

昭和47年7月5日

陸上単発機

昭和51年5月28日

第1種航空身体検査証明書

第12450053号

有効期限

平成13年11月20日

総飛行時間

9,648時間09分

最近30日間の飛行時間

13時間50分

同型式機による飛行時間

154時間03分

最近30日間の飛行時間

3時間50分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式

セスナ式208B型

製造番号

208B0237

製造年月日

平成2年10月16日

耐空証明書

第大-13-021号

有効期限	平成14年4月20日
総飛行時間	1,830時間17分
定期点検(400時間点検、平成13年4月1日実施)後の飛行時間	96時間08分

2.6.2 エンジン

型 式	プラット・アンド・ホイットニー・カナダ式PT6A-114A型
製造番号	PC-E-19111
製造年月日	平成2年8月19日
総使用時間	1,830時間17分
定期点検(400時間点検、平成13年4月1日実施)後の使用時間	96時間08分
(付図3参照)	

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は7,595 lb、重心位置は196.31 inと推算され、いずれも許容範囲、(最大離陸重量、8,750 lb、事故当時の重量に対応する重心範囲193.00 ~ 204.35 in)内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はシェル・タービンオイル560であった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 大阪管区彦根地方気象台が、平成13年9月23日11時に発表した天気概況は、次のとおりであった。

近畿地方は、移動性の高気圧に覆われて、晴れています。

今日から明日にかけては、近畿地方は移動性高気圧に覆われ、晴れるでしょう。

2.7.2 事故現場の北西約4 kmに位置する蒲生地域気象観測所(大阪管区彦根地方気象台管理)の事故発生時間帯の観測値は次のとおりであった。

12時00分 風向 NE、風速 2 m/s、気温 22.0、日照時間 1.0時間

13時00分 風向 ESE、風速 1 m/s、気温 23.4、日照時間 1.0時間

2.8 事故現場及び残骸に関する情報

2.8.1 事故現場の状況

事故現場は、丘陵地を造成した標高約200 mの平坦な工場敷地内で、地表面は、乾燥した砂利土で凹凸はないが、ところどころ草丈は高いもので1 m程度の雑草に

覆われていた。同敷地は北北西から南南東に縦長の形状で、その大きさは縦約300m、横約160mであった。同敷地の北の縁には、高さ約50cm幅約1mの盛り土があり、さらに傾斜角約26°で高低差が約4.7mの法面が2段あった。法面の段部分は、事故機によって土が大きく削り取られていた。同機は法面を下り、下の段の法面に機首をほぼ北に向けて停止していた。機首部分の地面はぬかるんだ状態であった。

同機が停止していた法面に至るまでの平坦な地表面には、南から北にかけて、同機が不時着の際に付けたと認められる車輪の痕跡が、約270mにわたって残っていた。

最初の法面の手前(約5~10m)の右側には集水池として掘られた大きな窪みがあったが、そこには、機長が述べているような、右車輪が取られたような跡を確認することはできなかった。

(付図2、及び写真1参照)

2.8.2 損壊の細部状況

機体調査の結果、主な損傷状況は、次のとおりであり、いずれも接地後から機体停止までの間に生じたものと認められた。

(1) 胴体前方下部

前脚ドラッグ・リンク・スプリングの後方支持部が取り付けられているストップ・ブロック2個が、Fuselage Station(以下「FS」という。)118のバルクヘッドから脱落し、FS128のバルクヘッドは、ほぼストップ・ブロックと同程度の幅で前後方向に裂け、FS118のバルクヘッドのストップ・ブロックが取り付けられていた左右の縦通材も裂けていた。

FS118~FS143までの胴体下部の外板が、長さ約63cm、幅約13~20cmの大きさに裂けており、後方下側にまくれていた。

コントロール・コラム・トルク・チューブのサポート・アームが取り付けられているFS118のバルクヘッドがわずかに変形していた。

(2) エンジン・マウント

エンジン・マウント下部のブレース3本が、ファイヤー・ウォールから前方約50cmの所で上側に屈曲していた。

(3) プロペラ

プロペラ・ブレードはプロペラ・ハブから外れていなかったが、3枚とも後方に湾曲しており、各ブレードを支持するリテイナー・リングは全て抜けていたため、回転方向にガタがあった。

(4) 前脚及び主脚

前脚からドラッグ・リンク・スプリングが脱落していた。

左右主脚のアタッチ・トラニオンを胴体下部に取り付けるための、ピンとボルトが破断していた。

右主脚のセンター・スプリングのアタッチ・トラニオン取付部に亀裂が認められた。

左主輪の内側サイド・ウォールが裂けていた。

(写真2、3参照)

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 エンジン補機であるフューエル・コントロール・ユニット(以下「FCU」という。)の概要説明

タービン・エンジンの出力の設定は、パワー・レバーを所望の位置に設定することにより、その位置に見合った燃料流量をFCUで制御することにより行う。

当該エンジンのFCUには、コンプレッサー出口圧力(以下「P3」という。)と外気圧(以下「Pa」という。)の差を利用して燃料流量を制御する方式が採用されている。

ここでは、後述するエンジンの詳細調査及び解析等の理解の一助のために、FCUの機能の内、セットしたパワー・レバーに対応したガス・ジェネレーター・タービン回転を一定の速度に保つ機能及びマニュアル・オーバーライド機能の概要を以下に説明する。

(1) ガス・ジェネレーター・タービン回転を一定の速度に保つ機能

ガス・ジェネレーター軸で駆動される燃料ポンプ(付図4の)軸の回転(ガス・ジェネレーター・タービン回転速度(以下「Ng」という。))の信号が、アウトプット・カップリング(付図4の)を介してガバナー・ドライブ・シャフト(付図4参照)によりFCUのガバナー・セクション(付図4の)に入力される。

パワー・レバーを所望の位置にセットすると、同レバーに連結されたスケジューリング・カム(付図5参照)のスピード・セット・レバー(付図4の)の位置がセットされ、それに応じたガバナー・スプリング(付図4の)の張力がセットされる。

Ngが増加した場合

- a ガバナー・セクションのフライ・ウェイト(付図4の)の遠心力が増加するため、スプリングで押し付けられていたプラットホーム(付図4の)が上がる。

- b ガバニング・オリフィス（付図4の ）に密着していたガバナー・レバー（付図4の ）は右端が下に動き、ガバニング・プレッシャー（以下「 P_y 」という。）を逃がす。
- c エンリッチメント・レバー（付図4の ）は前述のプラットホームと共に動くが、同レバーとエンリッチメント・オリフィス（付図4の ）は密着した状態が継続する。
- d ニューマチック・セクション（付図4の ）のディファレンシャル・ベロー（付図4の ）の外圧（ P_y ）が低下するため、同ベロー内のレシオ・アーム（付図4の ）が上がり、フューエル・メタリング・バルブ（付図4の ）に連結されているリンク機構が作動して同バルブの開口面積が狭まり、燃烧器に供給される燃料流量は低下し、 N_g は低下する。
 N_g が低下した場合

- a ガバナー・セクションのフライ・ウェイトの遠心力が減少するため、スプリングで押し付けられていたプラットホームが付図4では下がる。
- b ガバナー・レバーが付図4では右端が上に動き、ガバニング・オリフィスに密着する。
- c ニューマチック・セクションのディファレンシャル・ベローの外圧が増加するため、同ベロー内のレシオ・アームが下がり、フューエル・メタリング・バルブに連結されているリンク機構が作動して、同バルブの開口面積が広がり、燃烧器に供給される燃料流量は増加し、 N_g は増加する。

上記 及び の作動が自動的に繰り返されることによって、パワー・レバーでセットされた位置に対応した N_g が保持される。

(2) マニュアル・オーバーライド機能

何らかの理由により、FCUのニューマチック・セクションにP3が入らなくなってしまう場合等（P3のニューマチック・ラインの亀裂等によるP3エアーの漏洩等）には、ディファレンシャル・ベローは上がるため、レシオ・アームも上がり、フューエル・メタリング・バルブに連結されたリンク機構が作動して、同バルブの流量は予めセットされた最低流量となる。この場合、パワー・レバーを動かしても出力は回復しない。そのため、当該FCUには、バックアップとしてマニュアル・オーバーライド機能が設けられている。

パワー・レバーの左脇にEPL（写真4参照）があり、FCUのニューマチック・セクションの上部にあるマニュアル・オーバーライドに連結されている。EPLを動かすことにより、同マニュアル・オーバーライドを介して、

直接、ディファレンシャル・ベロー内のレシオ・アームを強制的に動かすことができ、フューエル・メタリング・バルブの開口面積を制御することができる。

(付図4、5参照)

2.9.2 燃料系統の調査

- (1) 燃料タンク・セレクターは拘束なく滑らかに作動し、左右の燃料タンクのコントロール・リンケージも連動した。
- (2) 燃料は両タンクに合わせて約1,150ℓ残っていた。
- (3) 燃料リザーバー及び燃料フィルター・ポウルは燃料で満たされていた。
- (4) 燃料をサンプリングして調査をしたところ、水分は検出されなかった。

2.9.3 エンジン・オイル等の調査

- (1) 事故当日の飛行前点検表によると、オイル量は適正であった。
- (2) オイル・ドレイン孔から抜き取ったオイル量は約8ℓであり、抜き取り可能量は約9ℓであることから、約1ℓ不足していたが、オイル・クーラー内に残っていること等が考えられるので、オイルが過度に不足していたとは考えられない。
- (3) エンジン・オイル・フィルターから非磁性体の金属片(1～2ミリ程度の大きさ)が3片採取された。
同フィルターから採取された金属片の形状、寸法及び量は、通常の運航においても発生する程度のものであり、異常なものではないと考えられる。
- (4) チップ・ディテクターから磁性体の金属片は検出されなかった。

2.9.4 エンジン及びプロペラ・コントロール系統の調査

パワー・レバー、EPL、プロペラ・コントロール・レバー(以下「プロペラ・レバー」という。)及びコンディション・レバーを操作したところ、拘束なく滑らかに作動し、関連するリンケージの動きも正常であった。

なお、EPLの操作において、ノーマル・ストウド・ポジションにあるEPLを、左側に押さえながら(機長席に着座した状態)ノーマル・ゲートに入れる時に、多少、力を要した。これは、EPLが不用意に動かないようにする目的で、EPLに板バネの効果を与えているためのものであり、正常な機能である。

また、EPL操作時には、機長が述べているような異音の発生はなかった。

(写真4参照)

2.9.5 エンジンの外観調査

以下の要領でエンジンの外観調査を実施した結果、いずれも異常は認められなかった。

- (1) コンプレッサー及びパワー・タービンを手回ししたが、拘束及び異音はなく滑らかに回転した。
- (2) エアー・インテークから1段目コンプレッサー・ブレード及びステーター・ベーンの状態を鏡で確認したところ、表面が泥で汚れているものの、異常は認められなかった。
- (3) エグゾースト・ダクトからパワー・タービン・ブレードの状態を鏡で確認したが、異常は認められなかった。
- (4) エンジン外部にあるエンジン出力を制御するニューマチック・ラインに外観上の異常は認められなかった。
- (5) その他外観には異常は認められず、オイル漏れや燃料漏れの痕跡もなかった。
- (6) イグナイタープラグには2本とも異常摩耗は認められなかった。
- (7) P3のフィルター・エレメントに異常は認められなかった。

2.9.6 エンジンのボア・スコープ・インスペクション

ボア・スコープ・インスペクションを実施したが、異常は認められなかった。

2.9.7 アナウンシエーターの点灯機能

アナウンシエーターの点灯機能を確認したところ、全て正常に点灯した。

仮に、エンジンが停止した場合には、OIL PRESS LOW及びGENERATOR OFFの2つの赤色のアナウンシエーターが点灯する。

2.9.8 エンジンの詳細調査

エンジン製造者の施設において、エンジン及びエンジン制御システムの調査を実施した。その結果の概要は、以下のとおりであった。

(1) テスト・セルにおけるエンジン機能試験

Ng約38.7%及び燃料流量約92pph(ポンド/時間)のアイドル状態から変化せず、パワー・レバーの動きに全く追随することはなかった。この時の燃料流量は、FCUのミニマム・フロー・ストップ位置に対応するものであった。

EPLに対応するマニュアル・オーバーライド・レバーを使用すると、燃料流量が増加し、出力も増加した。

エンジン外部に取り付けられている、エンジン出力を制御するためのP3ラインにエアリークは認められなかった。

(2) エンジン機能試験後の補機取り外し

エンジンから燃料ポンプを取り外したところ、燃料ポンプを介してFCUのガバナーを駆動させるガバナー・ドライブ・シャフトに結合されているアウトプット・カップリング（プラスチック製）が折損していた。その破断面を顕微鏡で観察したところ、曲げ及び振動による破断の特徴を示していた。

燃料ポンプのFCUへの取付部の一部が破損していた。

(3) FCUの分解調査

FCUドライブ・ボディーを分解し、ガバナー・セクション内の状況を調査したところ、以下の異常が認められた。

ガバナー・ドライブ・シャフトは半径方向にガタがあった。

ガバナー・ドライブ・シャフトを支持するボール・ベアリング（以下「ベアリング」という。）が著しく破損し、その破片がガバナー・レバー及びガバニング・オリフィス・シーリング付近にあった。

ベアリングのインナー・レース及びアウター・レースには、軽度の層状剥離（スポーリング）及び刻み目（スコ어링）があった。

ベアリングのボールには、摩擦による熱変色及び層状剥離があった。

ガバナー・レバーとフライ・ウェイト相互が接触した痕跡があった。

ガバナーのキャップ・ベアリング（付図5参照）が、ガバナー・ドライブ・シャフトから脱落して、ガバナー・レバーの付近にあった。

（付図4、5、及び写真5参照）

2.9.9 不時着時の滑走距離についての調査

同機は、最初に接地した位置から約300mの所に停止していたが、滑走距離について、飛行規程に基づき求めた。

前提条件

機体重量：7,600lb

フラップ：30°

パワー・レバー：障害物を越えた後アイドル、接地後にベータ・レンジ
（レバーをスプリングに抗して）

プロペラ・レバー：MAX

最大ブレーキ

舗装、水平、乾燥滑走路

無風

標高：200m

外気温：22

上記の条件により計算した結果、不時着に要する距離は271mであった。

また機長の口述から、同機はほとんど3点の状態で接地したため、接地時の速度が速かったと考えられること、不時着地の状態及び不時着時の同機の状態（フラップ20°、パワー・レバーはアイドル状態、プロペラ・レバーは不明）等を考慮すると、さらに滑走距離は伸びると考えられる。

（付図2参照）

2.10 その他必要な事項

2.10.1 同機の飛行規程について

F C Uのニューマティック又はガバナー部分の不具合に対応する非常操作について、飛行規程の詳細説明の項には以下のように記載されている。

燃料コントロール・ユニットのニューマティック又はガバナー部分の不具合があると、燃料流量が減じて最少になり、発動機出力をアイドルにする。この種の故障はI T T計の指示が500～600のアイドル範囲になり、Ngが48%又はそれ以上（高度で増加する）になり、さらに発動機がパワー・レバーに追従しなくなることで現れる。この不具合が発生した場合、発動機出力を回復するためエマージェンシー・パワー・レバー（燃料コントロールを手動でオーバーライドする）を使用する。手動オーバーライド・システムは、パワー・レバーを『IDLE』位置にしてエマージェンシー・パワー・レバーをそのレバーの『IDLE』位置から前方に必要量進めて使用する。

注：I T Tとは、インタータービン・テンパラチャーのことであり、ガス・ジェネレーター・タービン出口の温度。

2.10.2 同機のF C Uに係わる同社の整備規程並びに機体及びエンジン製造者が発行したメンテナンス・マニュアル（以下「MM」という。）等に関する記述について

F C Uについて、以下の記述が整備規程、機体及びエンジンのMM並びにエンジン製造者が発行したサービス・ブレットイン（以下「S B」という。）に規定されている。

- (1) 整備規程の整備要目表には、F C Uの限界使用時間は3,600時間と規定されている。
- (2) 機体のMMの定期検査の項には、燃料ポンプからの燃料の漏洩によるF C Uのガバナー・ドライブ・シャフトのベアリング(以下「ガバナー・ベアリング」という。)内グリスの洗い流しの兆候がないか、F C Uベント・ホール周

囲にブルー・ダイ（青色をしたグリスと燃料の混合物）がないことを100時間ごとに検査することが規定されている。

- (3) エンジンのMMの定期検査の項には、上記(2)の記述の他に、通常の使用頻度を下回る場合には最初は3,000時間又は6年を超えないうちに、FCUのドライブ・ボディー（ガバナー・セクションが組み込まれた部分）の検査及びガバナー・ベアリングの交換が示されて(suggest)いる。

注：通常の使用頻度とは、少なくとも毎月30時間使用しつつ、1年間に500時間使用することを前提としている。

なお、同エンジンのMMの定期検査の項において、整備実施項目は命令形で指示するか、または推奨する(recommend)という表現で統一されているが、suggestという用語は、当該項目のみに使用されている。

- (4) 同エンジン型式に装備されているガバナー・ベアリング内グリス劣化によるFCUの不具合を防止するため、耐久性を高めた改良型のベアリングを装備したFCUの装備を行うSBN o. 1561R2（1999年4月27日発行、2001年9月7日改訂、適用度：カテゴリー6）が、エンジンの製造者から発行されている。

2.10.3 同機の使用状況について

航空日誌によると、同機は、製造されてから平成12年の中頃までは毎年100時間強飛行していた。最近1年間は、約500時間飛行していたが、平成13年3月からの毎月の飛行時間は30時間未満であった。

なお、同機からFCUが取り卸された経歴はなかったことから、同機に装備されていたFCUの使用時間は同機の飛行時間と同一であったと推定される。

2.10.4 同機のFCUの整備の実施について

同機の整備記録によると、2.10.2(2)に記した整備を含む整備が、同社が設定した整備規程に基づき適切に実施されていた。

しかし、2.10.2(3)に記した項目が整備規程に反映されていなかったため、FCUの総使用時間は1,830時間17分で、3,000時間には達していなかったものの、11年が経過しているにも係わらず、FCUのドライブ・ボディーの検査及びガバナー・ベアリングの交換はなされていなかった。

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、有効な耐空証明を有し、整備規程で定める所定の整備が行われていた。

3.1.3 事故当時の気象は、本事故に関連はなかったものと推定される。

3.1.4 機長の口述のとおり、降下率が約1,500 ft/minであったとすると、高度約9,500 ftから不時着するまで、6分程度の時間しかなかったものと考えられる。さらに「エンジンが止まったということをはっきりと認識したのは、6,000 ftくらいまで降下したころだった。」や「工場敷地を不時着場に決定したのは3,000 ftくらいだった。」と述べていることから、高度9,500 ftから6,000 ftに達するまでの約2分間は、心理的動揺によりほとんど回復のための手順は実施されなかったものと考えられる。急激にエンジン出力が低下してから3,000 ftまでの間は名古屋TCAに不時着の通報を行っていたと考えられ、3,000 ftから不時着までは不時着のための操作に専念していたと考えられる。

また、機長はエンジンが停止したという思いにとらわれていたため、安全に不時着することに注意が向き、エンジン不調の対応操作が十分に行われなかったものと考えられる。さらに、不意の出来事であったこと、降下率が大きく急激に高度が低下していく状況にあったこと等を考慮すると、心理的に動揺した状態にあり、冷静に対応することは困難であったものと考えられる。

3.1.5 2.9.9で述べた結果から、同機が2段ある法面の手前で停止することは不可能であったものと推定される。

法面の手前まで車輪の痕跡が残っていたことから、着陸滑走中に脚やその取付部分は損傷しなかったものと推定される。

3.1.6 同機は、法面の手前に設けられた盛り土に乗り上げたこと、及び法面の段差の部分に落下したことにより、前脚のドラッグ・リンク・スプリングの機体側の取付部及び主脚のセンター・スプリング・アタッチ・トラニオン取付部に負荷が掛かり、胴体前方下部及び右主脚のセンター・スプリング・アタッチ・トラニオン取付部を損傷させたものと推定される。また、機長が、「法面をずるずる滑り降りてガ

シャンという音とともに傾いた状態で停止した。」と述べていることから、法面から滑り降りた際にプロペラが地面に接触したため、プロペラ及びエンジン・マウントを損傷させたものと推定される。

3.1.7 F C Uのコンピューティング・セクションからP yが急激に抜けた場合、エンジン出力はアイドル状態まで低下するが、操縦席のアナウンシエーターは点灯しないため、機長は、何の兆候もなく突然エンジンが停止したと判断したものと推定される。

3.1.8 機長が、エンジン出力の異常を認めた時に、I T T計及びN g計を確認していれば、エンジンが停止していないことを適切に認識することができたものと推定される。また、パワー・レバーを操作した際に、エンジン出力がパワー・レバーの動きに追従しないことで、飛行規程の非常操作の項に記載された「F C Uのニューマティック又はガバナー部分の不具合」を認識することができたはずである。しかし、パワー・レバーを操作した時においても、機長はエンジンが停止したという思いにとらわれており、E P Lを正しく操作することができなかつたものと推定される。

3.1.9 機長は、「E P Lを前方に押したが、ガタガタという異音と振動で前方に入らないため・・・。」と述べているが、左に押しながら前方に操作するという手順が正しく行われなかつたものと推定される。また、2.9.4で述べた調査結果から、エンジンが停止していないことを認識した上で、E P Lを正しく操作しさえすれば、エンジン出力は回復したものと推定される。

3.1.10 エンジンの外観調査において、1段目コンプレッサー・ブレード及びステーター・ベーンの前表面が泥で汚れていたのは、同機が停止していた機首部分の地面がぬかるんでおり、同機が停止した際に、エンジンが地面の泥を吸い込んだことによるものと推定される。このことから、不時着時には、エンジンは停止していなかつたものと推定される。

3.1.11 2.9.8で記した調査結果から、ガバナー・ベアリングが著しく破損し、その破片がガバナー・レバーのガバニング・オリフィス・シーリング表面に付着したことにより、F C Uのコンピューティング・セクションのP yが急激に抜けて、メタリング・バルブがミニマム・フロー・ストップ位置まで移動した結果、急激に燃料流量が最少流量になったものと推定される。

3.1.12 ガバナー・ベアリングが著しく破損したのは、2.9.8で記した調査結果から、ベアリング内部に満たされていたグリスが枯渇又は劣化した結果、ベアリングの滑り摩擦が増大し、過熱により同ベアリングが固着して破損に至ったものと考えられるが、同機の整備記録によると、FCUのベント・ホール周囲の燃料ポンプのシールからの燃料漏れによるガバナー・ベアリング内グリスの洗い流しの兆候の有無の確認が100時間毎に実施され、特に問題がないことが確認されていることから、グリスが枯渇した可能性は低く、劣化によるものと推定される。

3.1.13 FCUのガバナー・ドライブ・シャフトの破断及び同シャフトにスプライン結合されているアウトプット・カップリングの折損は、ベアリングの破損に伴い、同シャフトが偏心したことにより、同シャフト及びアウトプット・カップリングに瞬間的に過大な曲げ応力が発生した結果、折損したものと考えられる。

3.1.14 ガバナー・ベアリングが破損する不具合は、次に記したことが関与したものと推定される。

(1) 同社は、2.10.2(3)を考慮した上で、FCUのドライブ・ボディーの検査及びガバナー・ベアリングの交換を適切な時期で実施するという整備計画上の配慮がなく、またそれを実施していなかったこと。

(2) 2.10.2(2)、(3)及び(4)に記したように、エンジンのMMでは、ガバナー・ベアリング内グリスの枯渇や劣化を想定した整備内容が規定されていたことが読み取れるが、同社にはグリスが劣化するということに対する配慮が不足していたこと。

なお、エンジンのMMの定期検査の項において、FCUのドライブ・ボディーの検査及びガバナー・ベアリングの交換の項目のみにsuggestという用語が使用されていたため、同社は、当該項目を実施すべき事項として認識しがたかったことが関与した可能性が考えられる。

(3) 耐久性を向上させたガバナー・ベアリングを装備するためのSB No. 1561R2が適用されていなかったこと。

4 原因

本事故は、同機のエンジン補機であるFCUのガバナー・ドライブ・シャフトのベアリングが破損したことにより、FCU内で、急激に燃料流量が最少流量となり、急激にエンジン出力が低下してアイドリング状態となったため、機長はエンジンが停止したという思いにとらわれ、不時着を実施した際に、機体を損傷したことによるものと推定される。

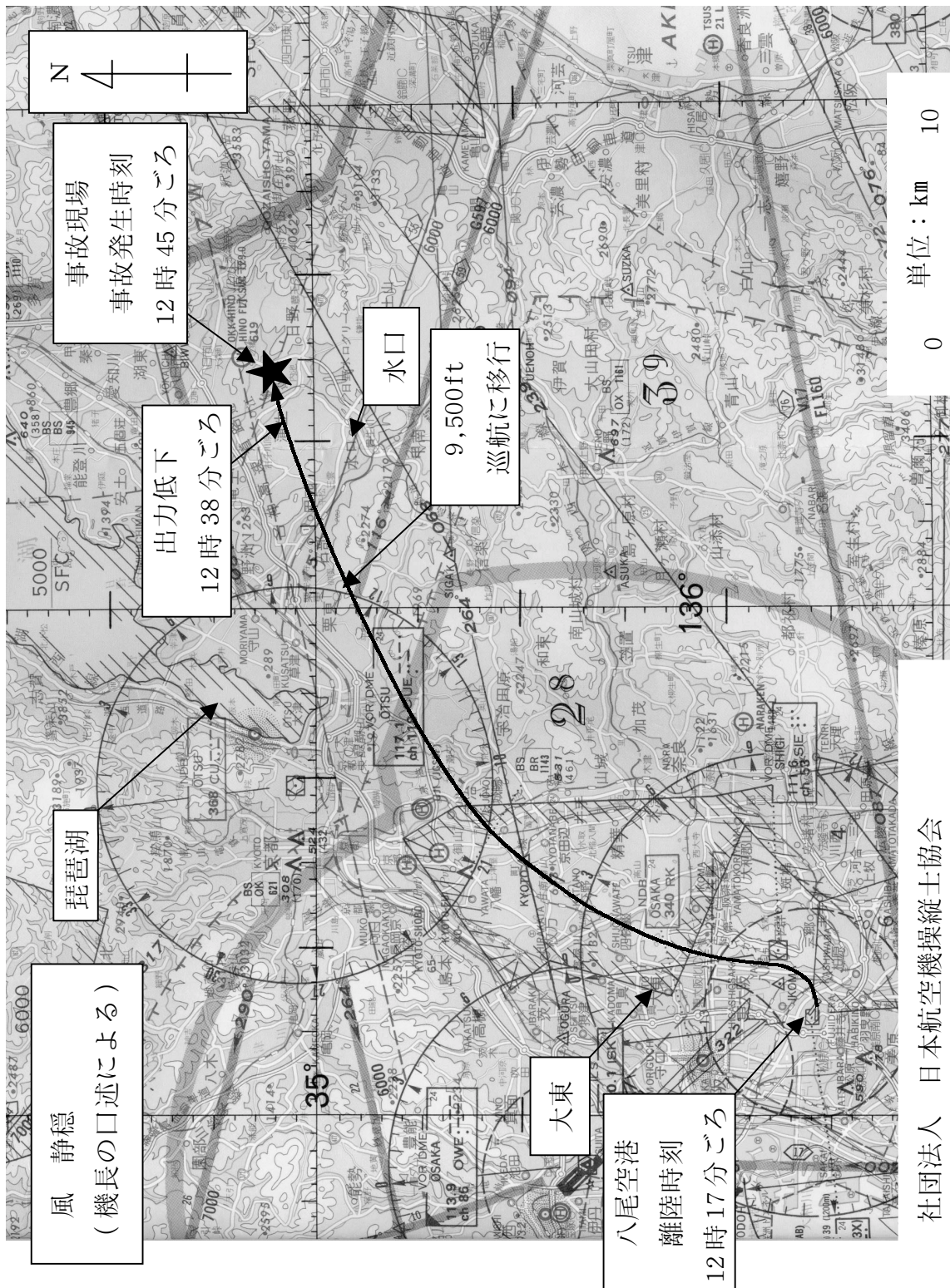
なお、本事故には以下のことが関与したものと考えられる。

- (1) FCUのガバナー・ドライブ・シャフトのベアリングが破損したことは、FCUのガバナー・ドライブ・シャフトの検査及び当該ベアリングの交換が実施されていなかったこと。
- (2) 機長がエンジン出力の低下を、エンジンが停止したという思いにとらわれたのは、心理的動揺から冷静にエンジン関連計器を確認していなかったため、エンジンが停止していないことを認識できなかったこと。
- (3) EPLを正しく操作することができず、エンジン出力を回復することができなかったこと。

5 参考事項

5.1 同社は、平成13年12月28日付けで整備規程を改訂し、1,800時間又は6年毎にFCUのガバナー・ドライブ・シャフトのベアリングを交換することとした。

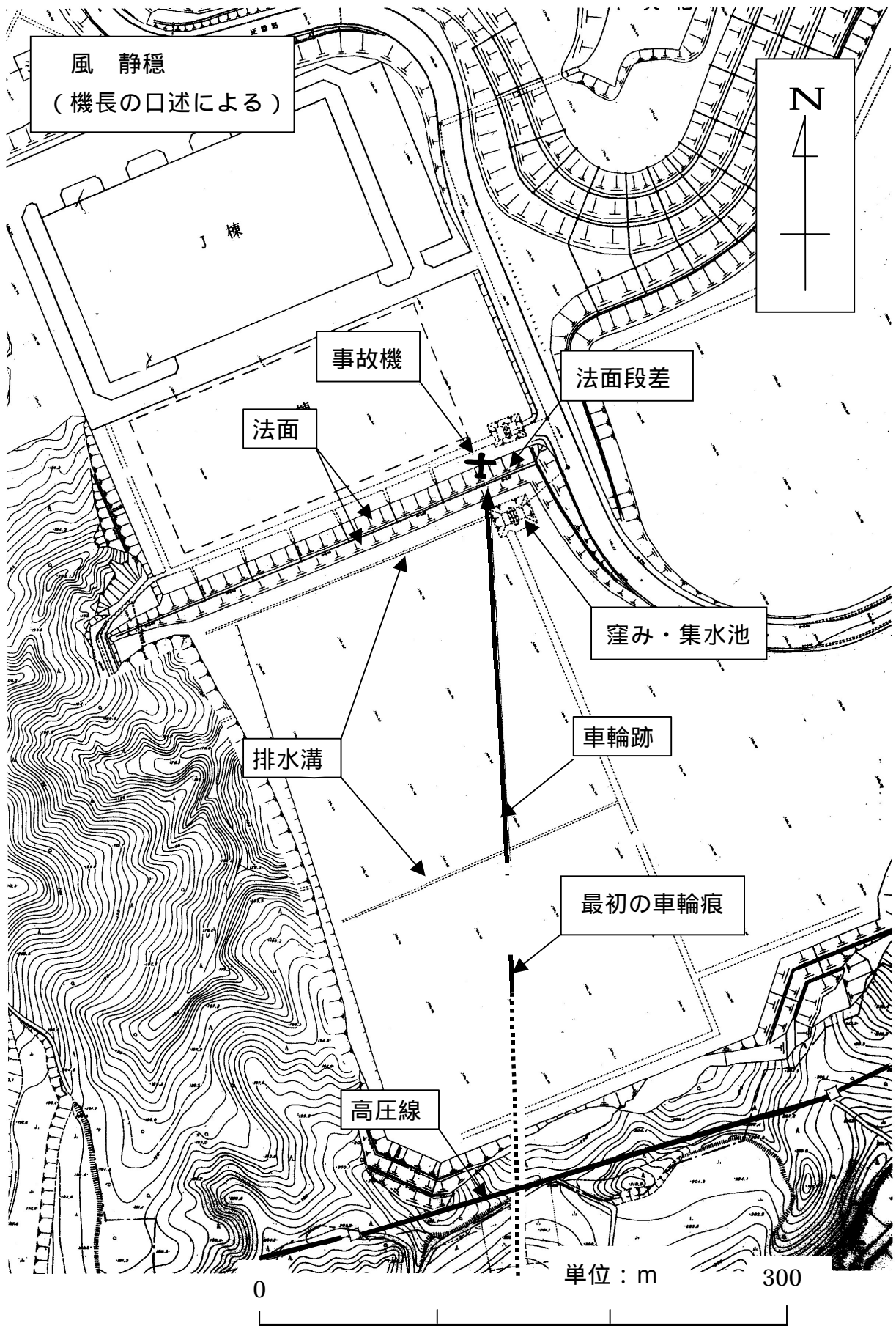
付図1 推定飛行経路図



社団法人 日本航空機操縦士協会

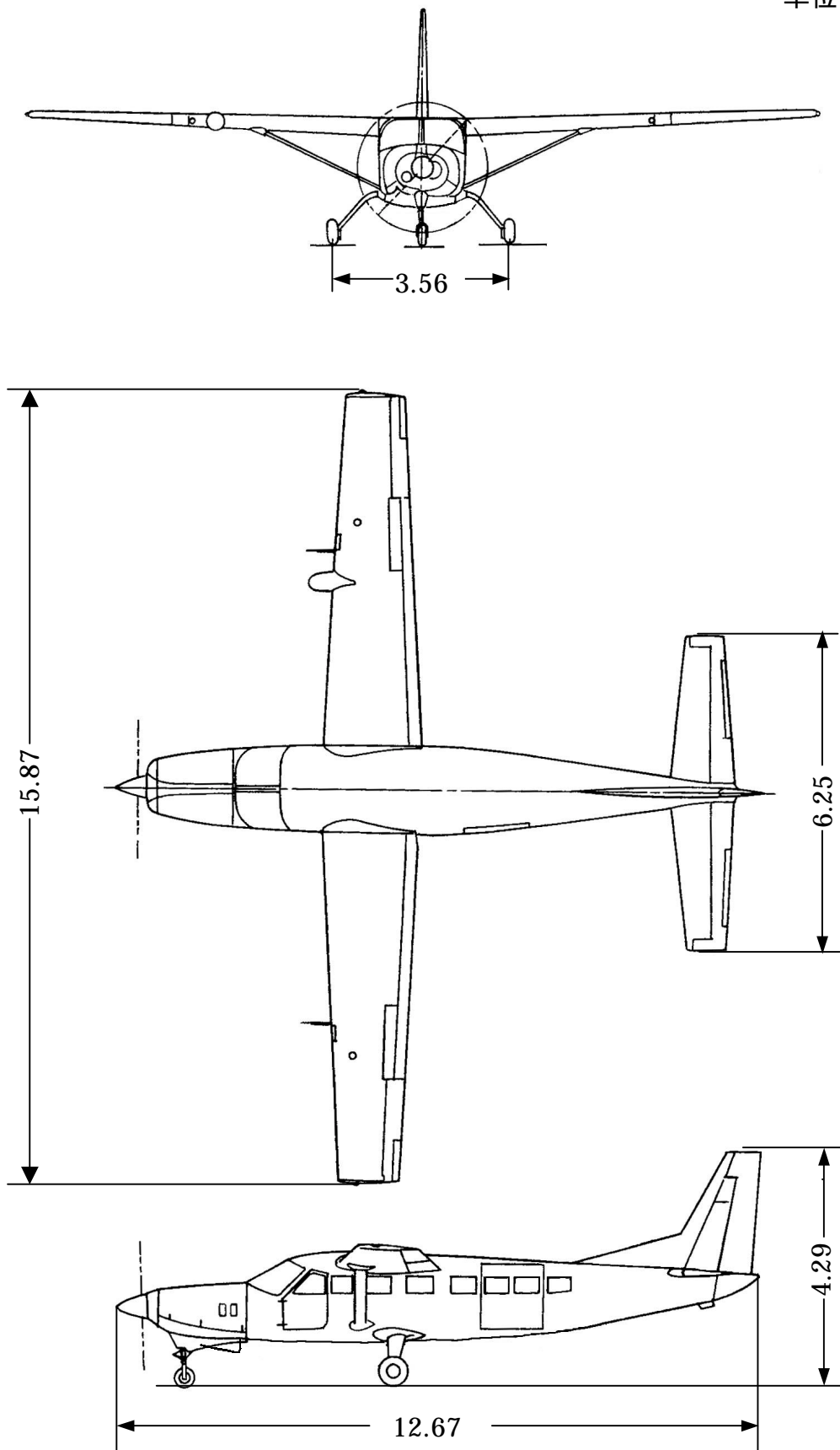
区分航空図 中部・近畿 1/50万を使用

付図2 事故現場見取図

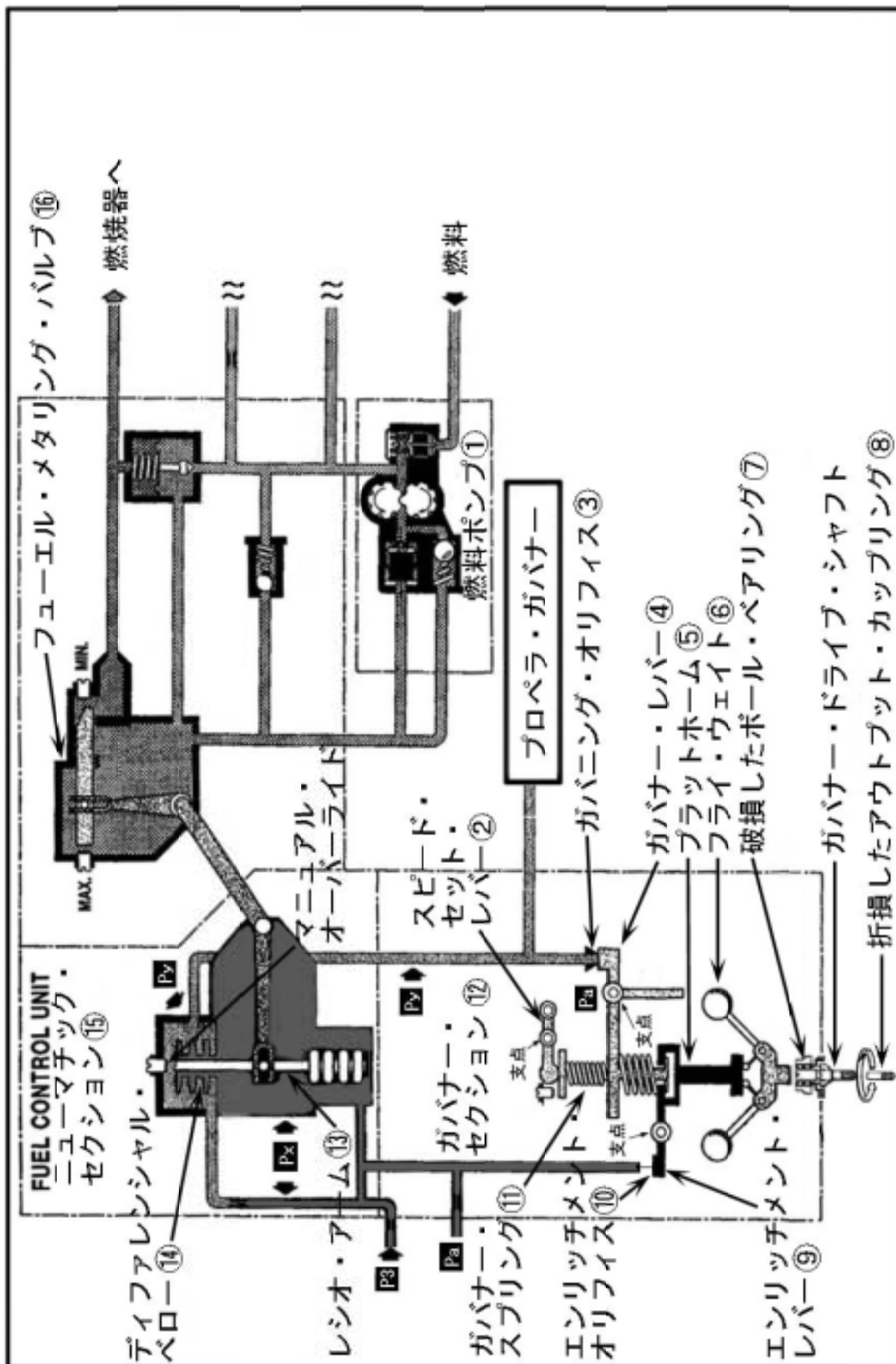


付図3 セスナ式208B型 三面図

単位：m



付図4 F C U 機能の概念図



付図 5 F C U の 断 面 図

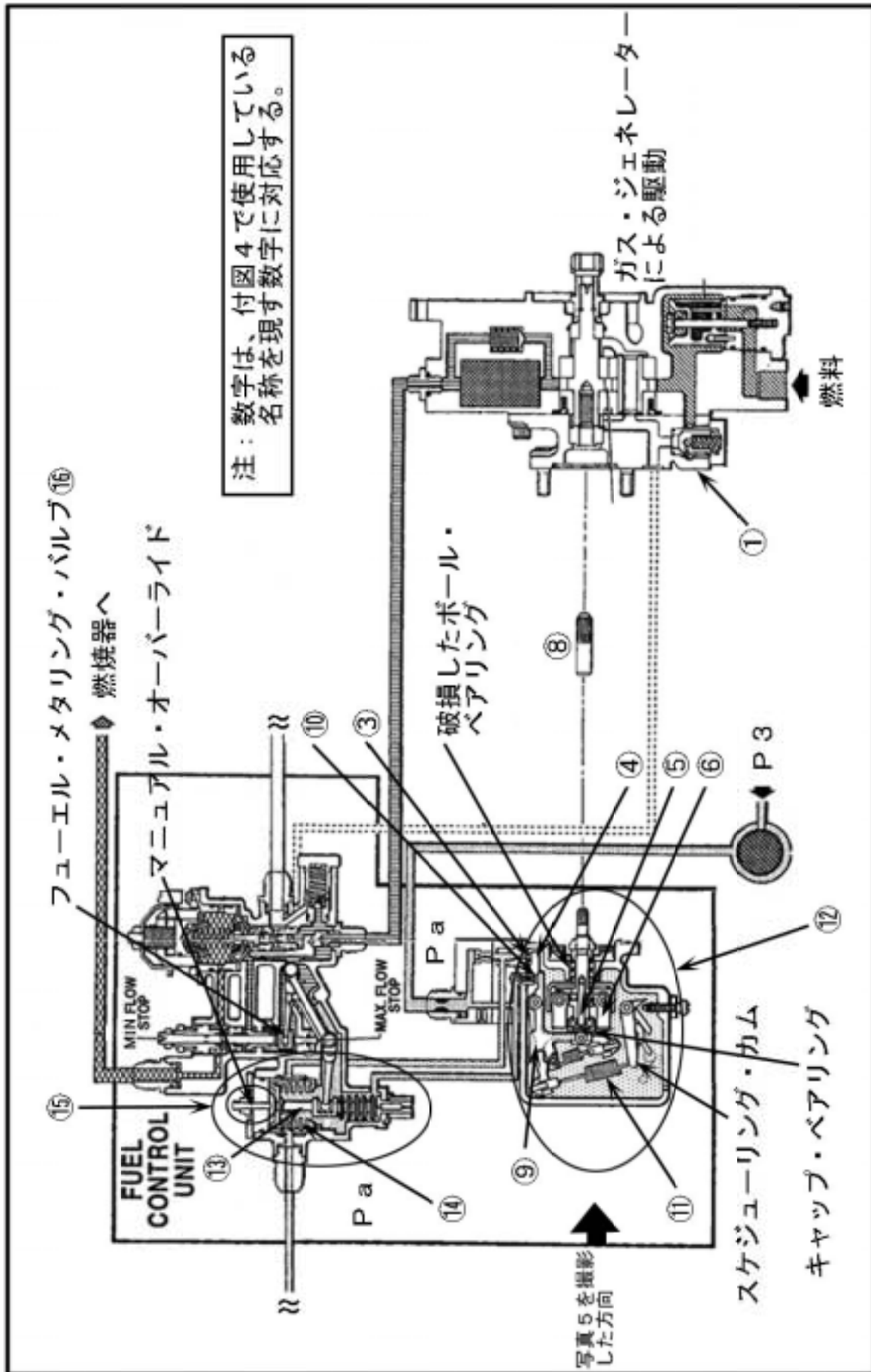


写真1 事故現場

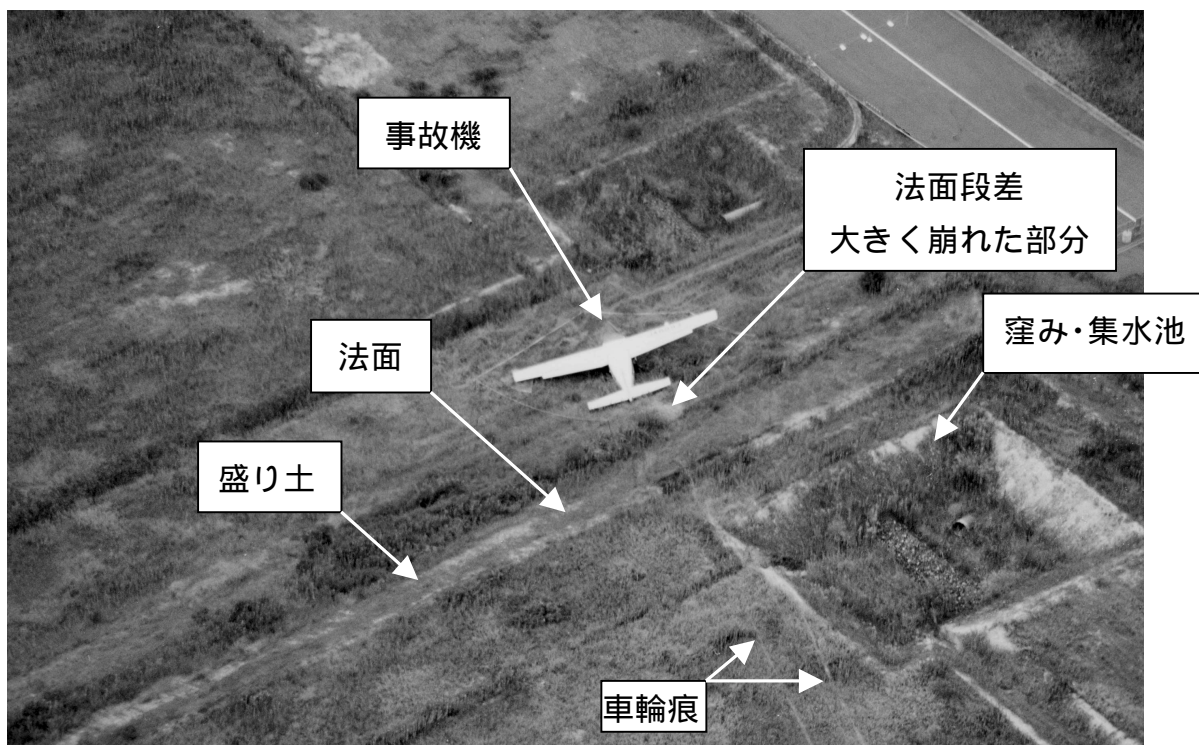
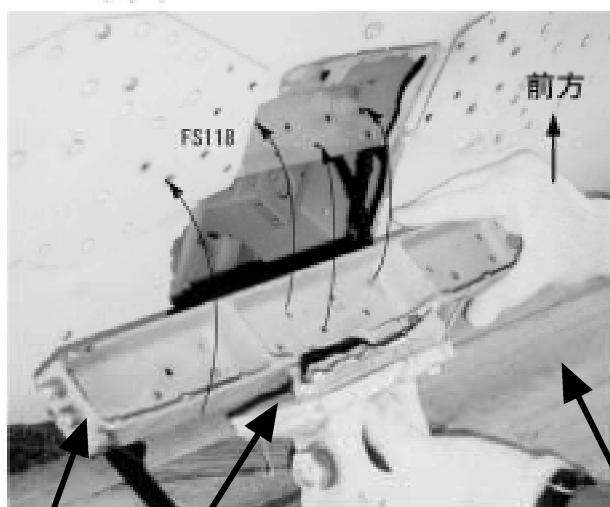


写真2 事故機



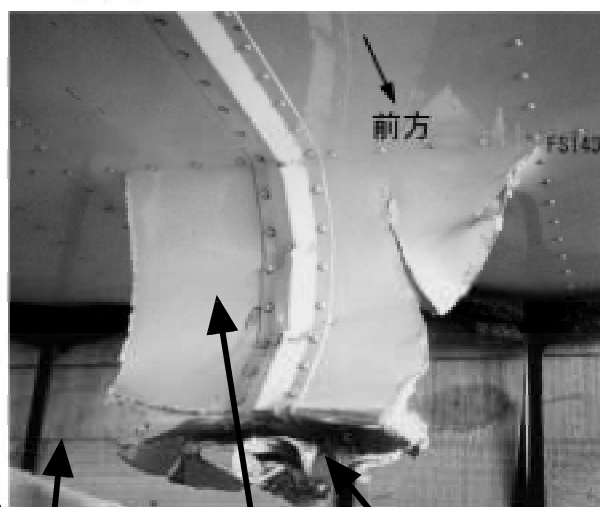
写真3 胴体の損傷部

写真3-1 (FS118~FS128)



前脚ドラッグ・リンク・スプリングの
後方支持部

写真3-2 (FS118~FS143)



胴体の支持架台

FS118の部分

底部外板のまくれ上がり

FS118のバルクヘッドから脱落した
ストップ・ブロックの前方部分

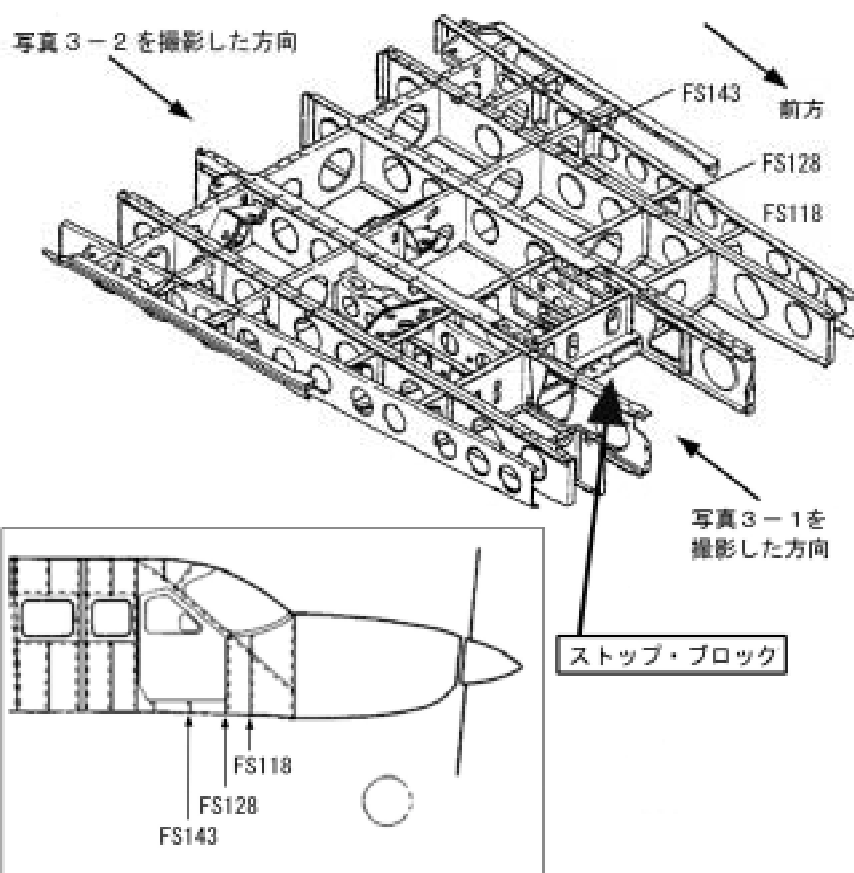
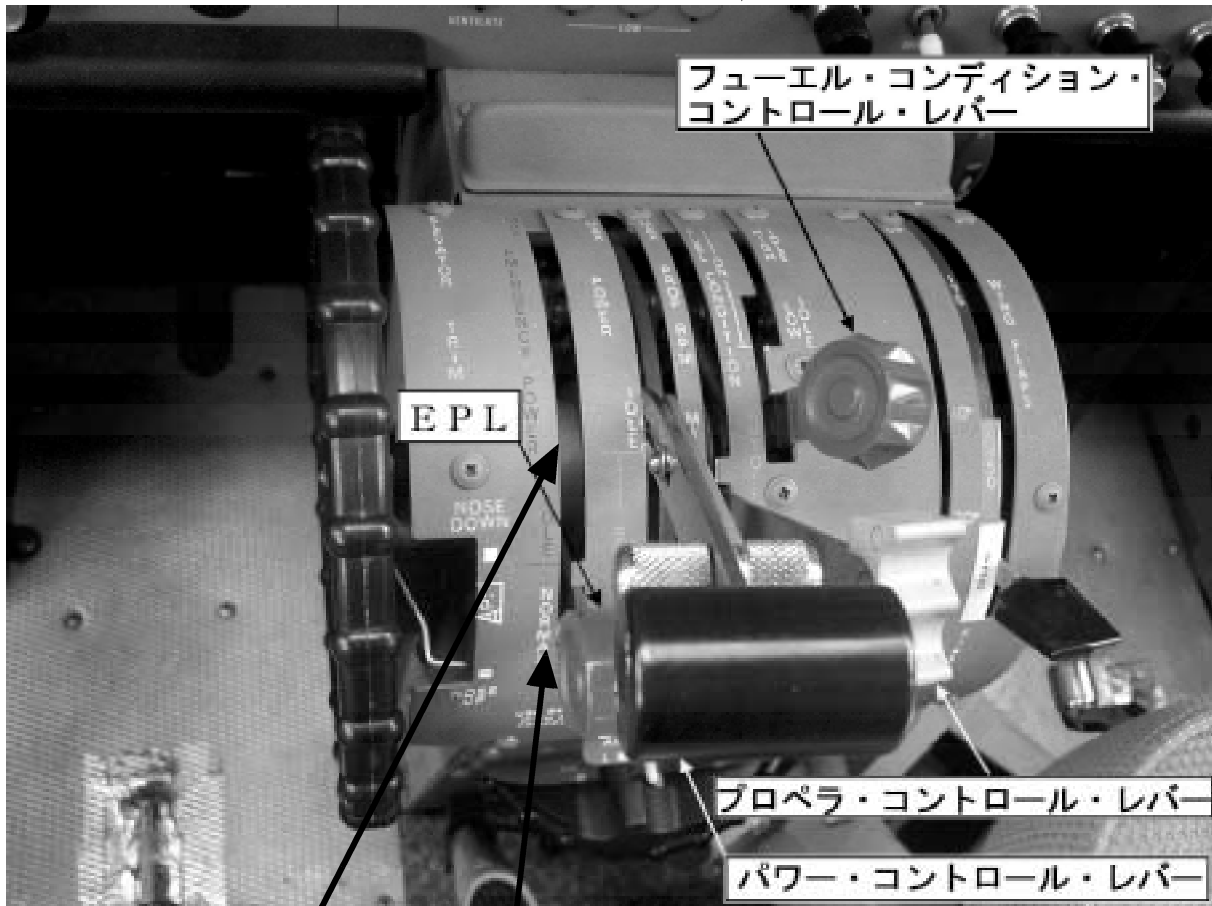


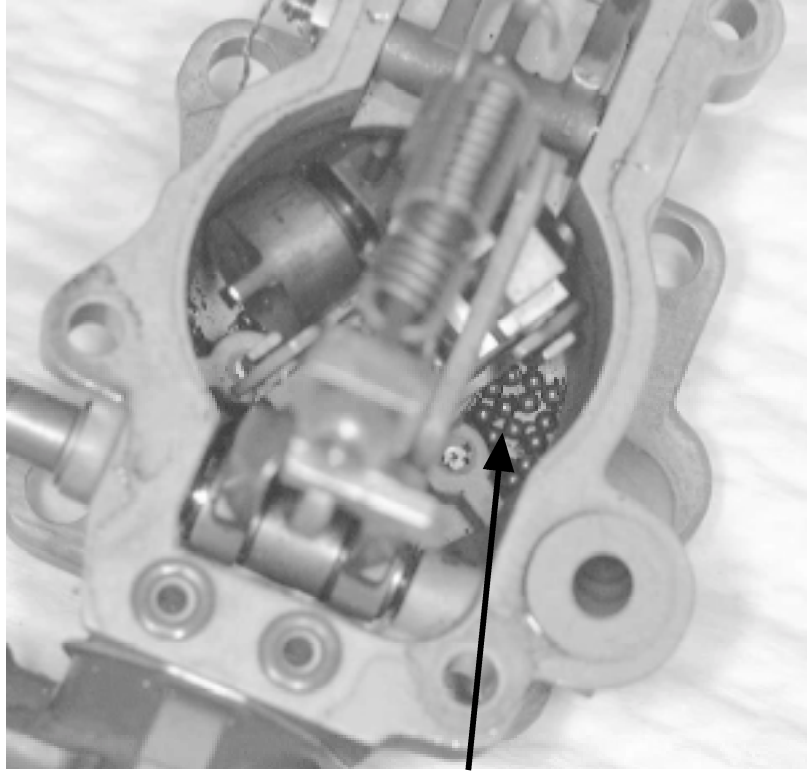
写真4 コントロール・コードラント



ノーマル・ストウド・ポジション (通常位置)

E P L を使用してエンジン出力が制御できる位置

写真5 F C Uのガバナー・セクション内の状況



飛び散ったベアリングのボール（熱による変色）