

航空事故調査報告書
西日本空輸株式会社所属
アエロスパシアル式SA315BアルウエットIII型JA9106
福岡県筑後川河川敷
昭和59年3月8日

昭和60年1月9日
航空事故調査委員会議決(空委第1号)

| | |
|-----|------|
| 委員長 | 八田桂三 |
| 委員 | 榎本善臣 |
| 委員 | 糸永吉運 |
| 委員 | 小一原正 |
| 委員 | 幸尾治朗 |

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

西日本空輸株式会社所属アエロスパシアル式SA315BアルウエットIII型JA9106(回転翼航空機)は、昭和59年3月8日試験飛行中エンジンが停止し、10時53分ごろ福岡県浮羽郡田主丸町大字恵利の筑後川河川敷に不時着した。

同機には、機長ほか整備士2名の計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 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和59年3月8日運輸大臣から事故発生 of 通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

448001

なお、人事異動に伴い、昭和59年10月1日主管調査官を交替させた。

1.2.2 調査の実施時期

昭和59年3月9日 現場調査、燃料系統及びエンジン補機類の調査

昭和59年3月10日～28日

燃料の調査、エンジン駆動燃料ポンプ及びスピード・ガバナの台上試験、機体側の燃料系統及びエンジン補機類の詳細調査、エンジンの地上試運転、マイクロ・ポンプの漏洩点検

昭和59年4月3日～23日

エンジン停止の原因探求実験、マイクロ・ポンプの台上試験

昭和59年5月14日～15日

エンジンの台上試運転、マイクロ・ポンプの分解調査

1.2.3 原因関係者からの意見聴取

原因関係者として機長から、昭和59年12月24日意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

JA9106は、昭和59年3月8日、400時間定時点検終了後の社内試験飛行を行う予定で、当日08時45分ごろから約1時間にわたり、整備士2名が飛行前点検を行い異常のないことを確認した後、機長が前方右席、整備士Aが前方左席、整備士Bが後方右席に搭乗して、10時31分ごろ福岡空港を離陸し久留米ヘリポートに向かった。

同機は、福岡空港から5マイルの地点を過ぎてから高度1,650フィートまで上昇し、同高度において巡航点検、燃料ブースタ・ポンプ（以下「ブースタ・ポンプ」という。）の機能点検、最大速度の点検、サーボ・コントロールの点検等を行って、10時43分ごろ久留米ヘリポートに着陸した。

同機は、高度計規正值を29.92インチ/水銀柱にセットした後、東に向って上昇を開始し、上昇点検を行いながら高度5,000フィートに到達し、水平飛行に移行して同高度における巡航点検を行った。

以後、同機の事故発生に至るまでの経過は、機長及び整備士の口述によれば次のとおり

448002

であった。

高度 5,000 フィートにおける巡航点検を終了したところ、機長は軽い左右への機首振れを 2 回程感ずるとともに、エンジンの音が今までよりも低くなったように感じたので、隣席に同乗している整備士 A におかしいと声をかけながらエンジン及びメイン・ロータの回転計を見たところ、回転の同調がくずれて両者の指針が割れエンジン回転計の指針が低下しつつあるのを認めた。

整備士 A も機長と同様に機首が軽く左右に振られたのを感じ、機長の声ですぐに計器板を見たところ、エンジン回転計の指針が低下しつつあり、程なくして赤色のエンジン油圧警報灯が点灯したのを認めた。また、整備士 B は機長の声ですぐに後方を振りむいてメイン・ギヤボックスやエンジンのエア・インテーク等を見たが別段異常はなかったので計器板を見たところ、エンジン油圧警報灯が点灯しており、エンジン回転計の指針が低下しているのを認めた。

この時点で機長は、エンジンに異常が発生したものと判断してオートローテーションに移るため、直ちにコレクティブ・ピッチ・コントロール・レバーを最低位置まで下げ、対気速度を約 65 ノットに保持した。同機の左前方に筑後川河川敷の平坦地（筑後川両筑橋の横）を視認した機長は、当該場所に不時着を行うべくオートローテーションによる降下を続けた。しかし、距離的にこの場所に到達することは難しいと判断したので、整備士 B が指し示した同機の左下方の筑後川河川敷（田主丸町大字恵利）に不時着場所を変更し、左旋回を行ってこの場所に向かった。

機長は、機首方位約 310 度で降下を行いながら社内無線により、同社福岡基地へ「エンジン・トラブルのため筑後川河川敷に不時着する」旨を連絡し、次いで付近を飛行中の同社の他機（JA7111）にも同様に無線連絡を行った。その後、機長は降下を続けながらコレクティブ・ピッチ・コントロール・レバー及びサイクリック・ピッチ・コントロール・ステックの操作を続け、メイン・ロータ回転速度の指針はグリーン・マーク内にあり、対気速度は 60～65 ノット、エンジン回転速度の指針は完全に零位置を示していることを確認した。

同機は、機長が予想していたよりも降下が早く距離が延びずに筑後川堤防内の雑木林の梢をすれすれに通過して、滑りこみの状態で当該不時着場所にハード・ランディングし、2～3 回バウンドした後機首を右に約 50 度偏向して北に向けて停止した。

同機は、接地の際テール・ロータ・ガードを河川敷内の道路面に打ち当て、メイン・ロータ・ブレードによりテール・ブームを切断した。

整備士 A は、セレクトア・スイッチ及びバッテリー・スイッチを「オフ」にした後メイン・ロ

448003

ータが停止するのを待って機外に出た。また、整備士Bは右側ドアから機外に出てエンジンの右側に立ち、消火器を持って火災の発生に備えるとともに、整備士Aに協力してバッテリーの接続を外した。

機長は、燃料シャット・オフ・レバー、燃料流量レバー及びブースタ・ポンプ・スイッチ等を「オフ」にして、最後に機外に出た。

同機の事故発生時刻は、10時53分ごろであった。

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

メイン・ロータ・アセンブリ：いずれも歪曲、破損、黄ブレード・ドラグ・ヒンジ破損

キャビン及びボデイストラクチュア：破損変形

燃料タンク：変形

クロス・バー及びスキッド：変形

エンジン・テール・パイプ：変形

テール・ブーム：ボデイ・ストラクチュアとの取付部後方約1メートル付近から破断、
飛散、水平スタビライザ破損

テール・ロータ・ブレード：赤ブレード破損、変形、黄ブレード変形、青ブレード破断、飛散

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

なし

2.5 乗組員その他の関係者に関する情報

機長 男性 36才

事業用操縦士技能証明書 第3596号 昭和46年3月17日取得

限定事項 回転翼航空機ベル式47型 昭和46年3月17日取得

448004

ヒューズ式369型 昭和52年12月13日取得

アエロスパシアル式アルウエットⅢ型

昭和54年2月1日取得

アエロスパシアル式SA360型

昭和57年5月28日取得

第1種航空身体検査証明書 第12471932号

有効期限 昭和59年5月2日

総飛行時間 5,861時間29分

飛行機による飛行時間 110時間00分

回転翼航空機による飛行時間 5,751時間29分

同型式機による飛行時間 915時間31分

最近30日間の飛行時間 26時間14分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式 アエロスパシアル式SA315BアルウエットⅢ型

製造番号及び製造年月日

第2361号 昭和48年5月21日製造

耐 空 証 明 第大-57-494号、昭和59年3月16日まで有効

総飛行時間 4,112時間54分

前回オーバーホール後飛行時間

昭和58年3月17日2400時間オーバーホール実施後、

185時間42分

定時点検後の飛行時間

昭和59年3月8日400時間点検実施後 0時間00分

2.6.2 エンジン

型 式 ターボメカ式アルツーストⅢB型

製造番号及び製造年月日

第1436号 昭和46年10月4日製造

総使用時間 2,577時間38分

前回オーバーホール後使用時間

448005

昭和56年4月23日実施後 328時間05分

定時点検後の使用時間

昭和59年3月8日400時間点検実施後 0時間00分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は1,800キログラム、重心位置は前後方向2.9メートル、左右方向左0.002メートルと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量1,950キログラム、事故当時の重量に対応する重心範囲前後方向2.76メートル～3.00メートル、左右方向左0.135メートル、右0.043メートル）内にあったものと認められる。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料JETA-1、潤滑油はESSOターボ・オイル2389(MIL-L-7808 G相当)で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

事故現場の北北西約30キロメートルに位置する福岡管区気象台福岡航空測候所の定時気象観測値は、次のとおりであった。

10時55分

風向変動310度～030度、風向平均350度、風速12ノット、視程40キロメートル、雲量2/8積雲、雲高4,500フィート、気温7度C、露点温度-6度C、QNH 30.19インチ/水銀柱

また、機長の口述によれば事故当時の現場の気象は、風向360度、風速15ノット、視程10キロメートル以上、積雲1/8積雲、雲高3,000フィートとのことであった。

2.8 事実を認定するための試験及び研究

事故現場においてエンジンを調査したところ、エンジンの回転部分の拘束はなく、電気系統等にも異常はなかった。機長等は飛行中にエンジンが突然停止したと口述しているところから、燃料系統に異常が発生したことが考えられるので、事故現場において、2.8.1項の調査を行い、次いで整備基地において2.8.2～2.8.5項の試験等を行った。

2.8.1 燃料系統及びエンジン補機類の現場調査

- (1) 燃料タンク及び燃料フィルタ内の燃料の中には、水や異物は認められなかった。
- (2) ブースタ・ポンプを駆動し、同ポンプからエンジン駆動燃料ポンプまでの間の燃料配管及びその取付部からの燃料の漏洩の有無を調べたところ、漏洩は認められなかった。

448006

- (3) ブースタ・ポンプ、ノン・リターン・バルブ、燃料シャフト・オフ・バルブ及びオイル・ポンプ等の作動点検を行ったところ、いずれも異常は認められなかった。
- (4) ブースタ・ポンプのインレット・ストレーナ、燃料フィルタ及びオイル・フィルタには、水や異物は認められなかった。
- (5) エレクトリック燃料コックの作動点検を行ったところ、異常は認められなかった。
- (6) エンジンを手回ししたところ、エンジン駆動燃料ポンプとオイル・ポンプも正常に回転し、これ等の間に取付けられているドライブ・シャフトのシャ・セクション部には、シャ・オフは認められなかった。
- (7) エンジンのウエット・モーターリング点検を行った結果、ブースタ・ポンプから燃料インジェクション・ホイールまでの間の燃料の流れに異常は認められなかった。

2.8.2 エンジンの地上試運転

エンジンの外部及び異物の吸い込み等による内部損傷が見受けられなかったので、無負荷状態で2回の地上試運転を行った結果、エンジンは毎回正常に起動し、グラウンドアイドル回転(約19,000RPM)まで加速したところ、加速は円滑で、異常は認められなかった。

2.8.3 エンジン補機類の機能試験

エンジンの地上試運転終了後、下記の補機について機能試験を行った結果、いずれも異常は認められなかった。

- (1) エンジン駆動燃料ポンプ
- (2) スピード・ガバナ
- (3) 燃料フィルタ(バイパス機能及びクロッキング・プレッシャ・スイッチの機能)
- (4) ブースタ・ポンプ(吐出圧力及びプレッシャ・ウオーニング・ライトの機能)

2.8.4 エンジンの地上再試運転

エンジン駆動燃料ポンプ及びスピード・ガバナの台上試験の結果、いずれも良好で機能不良は認められなかったので、再びエンジンに装着し、エンジン回転速度33,500RPM(エンジン定常回転速度)で無負荷の状態で地上運転を行い、エンジン回転速度、排気温度、オイル温度及びオイル圧力等について計測したが、異常は認められなかった。

また、エンジンを定常回転速度で運転中、ブースタ・ポンプ・スイッチの「オン」「オフ」操作を行ったが、各計測値に変動は認められなかった。

2.8.5 マイクロ・ポンプの漏洩点検

エンジン起動時に作動するマイクロ・ポンプに漏洩があると燃料系統に空気が混入し、

448007

エンジンが停止する可能性があるので、ポンプ内部の漏洩の有無を点検した。その結果は次のとおりであった。

- (1) ブースタ・ポンプとエンジン駆動燃料ポンプとの間にある起動燃料系統に、試験装置を取り付け、エンジン起動後、マイクロポンプの燃料入口からのコンプレッサ・ディスチャージ・エア（以下「P2エア」という。）の漏洩を調べるため、付図3に示したようにバルブ(1)を閉じ、チューブ(2)の端部を水タンクの中に入れ、エンジンの定常回転速度による連続運転（ブースタ・ポンプは「オン」）を行ったが、P2エアの漏洩は認められなかった。
- (2) 付図4に示したように試験装置を取り付け、エンジンの定常回転速度による連続運転を行い、バルブ(1)を開閉させたりチューブ(2)を大気へ開放させたりしたが、水マノメータに変動は見受けられず、マイクロ・ポンプへの大気の流れやP2エアの漏洩は認められなかった。さらに、予備品の他のマイクロ・ポンプと交換して同様の点検を行って見たが、水マノメータの変動はなく、マイクロ・ポンプの内部の漏洩は認められなかった。
- (3) 付図3に示したチューブ(2)を外した状態でエンジンの定常運転中、ブースタ・ポンプ・スイッチを「オン」にしてバルブ(1)を開いたところ、バルブから燃料が吐出した。また、ブースタ・ポンプ・スイッチを「オフ」にしてバルブ(1)を開いたところ、バルブ(1)から大気が燃料系統内に吸い込まれ、エンジンは直ちに停止した。

2.8.6 燃料についての調査

事故発生後同機の燃料タンクから抜き取った燃料について調査した結果、特に異常は認められなかった。

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

3.1.1 エンジン停止の原因探求実験

事故機及び同型式機を使用して燃料系統に空気が吸い込まれた場合に、エンジンほどのような状態になるかをシミュレートした。

空気を吸い込ませる方法として、燃料フィルタ・ドレンバルブの開放、同フィルタ・シールの人為的な変形、試験装置のバルブ(1)の大気への開放、燃料ホースへの搾孔、エ

エンジン運転中のマイクロ・ポンプの人為的な作動、マイクロ・ポンプへのP2エアの遮断などを行ったが、下記の状態の場合にのみ停止した。(付図3及び4参照)

- (1) グラウンド・アイドル及び定常回転速度において、燃料フィルタのドレン・バルブを開き、ブースタ・ポンプ・スイッチを「オフ」にしたところ数秒で停止した。
- (2) 定常回転速度で運転中、人為的にマイクロ・ポンプを作動させ、同ポンプのカットオフ・バルブに異常が生じたような状態としたところ8～10秒で停止した。

予備品の他のマイクロ・ポンプを用いた実験においても、ほとんど同様な結果が得られた。これらのエンジン停止状態は、いずれも急激なフレームアウトであり、白煙を吹き上げた。

3.1.2 マイクロ・ポンプの台上試験

エンジンの台上試運転に先立ち、マイクロ・ポンプの台上試験を行った結果、エンジン停止に結びつくような機能不良は認められなかった。

3.1.3 エンジンの台上試運転

- (1) ブースタ・ポンプ、ノン・リターン・バルブ、燃料フィルタ及び燃料配管等は、すべて事故機に装着されていたものを使用してエンジンの台上試運転を行った結果、特に異常は認められなかった。
- (2) エンジンを定常回転速度、96パーセント出力で運転中、エンジン駆動燃料ポンプ入口側の燃料ホースから空気30cc又は水30ccを注入したところ、いずれの場合においても燃料流量に僅かな変動が見られた以外は、エンジン回転速度、排気温度及び燃料圧力等の各数値に変動は認められなかった。

3.1.4 マイクロ・ポンプの分解調査

エンジンの台上試運転終了後マイクロ・ポンプを取り外し、分解調査を行った結果、内部のカット・オフ・バルブ及び同シート、エア・ベント・バルブ等にはいずれも異常は認められず、大気(P0エア)及びP2エアの漏洩やバルブ・シートへの異物のかみ込み等の痕跡は見受けられなかった。

3.2 解析

- 3.2.1 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おり、同乗の整備士2名もそれぞれ適法な資格を有していた。
- 3.2.2 JA9106は、有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われていた。
- 3.2.3 当時の気象は、事故に直接関連はなかったものと推定される。

448009

- 3.2.4 同機は、調査の結果及び機長並びに同乗の整備士の口述等から、エンジンに異常が発生するまでは正常な飛行状態にあったものと推定される。
- 3.2.5 同機のテール・ブーム及びテール・ロータ・ドライブ・シャフト等が切断されていたが、これは同機が不時着の際ハード・ランディング状態となり、メイン・ロータ・ブレードがテール・ブームに接触したことによるものと推定される。また、この時の大きな衝撃荷重によりメイン・ロータ・ヘッドのドラグ・ヒンジが破断し、フライト・コントロール・ロッドが湾曲し、ミキシング・ユニット取付部が変形したものと推定される。
- 3.2.6 メイン・ロータの黄色ブレードの先端部近くの前縁部に凹み傷があり、ドラグ・ブレース・ロッドが湾曲していた。また、黄色ブレードのドラグ・ヒンジ・ダンパ・レバーが破断していた。これらのことから、テール・ブーム等は黄色ブレードにより切断されたものと推定される。
- 3.2.7 同機のエンジンが停止した高度 5,000 フィートにおける大気温度は - 5 度 C であり、エンジンのエアインテークに凍結を起こす可能性が考えられるが、事故発生直後、同機のエンジンを点検した整備士 B はエア・インテーク付近に氷等は付着していなかったと口述している。また、エア・インテークに異物吸入による傷はなかった。これらのことから、エンジン・エア・インテークの凍結はなかったものと推定される。
- 3.2.8 A 整備士は、その口述でエンジンは自然な止り方で、エンジン・セレクタ・スイッチを切った時のような止り方であったと述べている。このようなエンジンの止り方から、エンジンにフレイム・アウトが発生した可能性が考えられる。飛行中エンジンにフレイム・アウトが発生する原因としては、
- (1) 燃料系統に異常が生じ、燃料の供給が杜絶した場合。
 - (2) 機長及び整備士 A の制御装置の誤操作により、燃料シャット・オフ・バルブを「クローズ」したり、またはエンジン・セレクタ・スイッチを「オフ」にした場合。
- 等が考えられるが、(1)については調査の結果、燃料系統、燃料補機類にはいずれも異常は認められておらず、また、燃料フィルタの閉塞を指示する指示灯も点灯していないこと等から、燃料系統に異常が生じ、燃料供給が杜絶したとは考え難い。
- また、(2)については高度 1,650 フィート及び 5,000 フィートにおける点検項目にこれらのバルブ等の操作は含まれておらず、不時着時も何れも「オン」であったと整備士 A が口述していることから、エンジン停止までにこれ等の誤操作はなかったものと推定される。

3.2.9 2.8.5及び3.1.1に記述の試験及び研究の結果から

- (1) ブースタ・ポンプを使用せずにエンジン駆動燃料ポンプのみの駆動によりエンジンを運転している場合に、燃料系統配管類の接続部にゆるみが生じたり、燃料ホース等に穴あき等による開口部分が生ずると、当該個所から空気が吸い込まれエンジンが停止する可能性がある。
- (2) エンジン運転中、マイクロ・ポンプのカット・オフ・バルブに機能不良が生じた場合には、同バルブを通じてP2エアが主燃料回路に流れ込み、エンジンが停止する可能性がある。

ことがわかった。しかしながら(1)については調査の結果、燃料系統の各配管類の接続部にはゆるみは見受けられず、燃料ホース等にも燃料漏洩の痕跡は認められていない。さらに、エンジン運転中はブースタ・ポンプ・スイッチを常時「オン」にすることになっており、機長及び同乗の整備士の口述によれば、同機の不時着後に当該スイッチは「オフ」にされている。仮に燃料配管類の接続部にゆるみが生じたり、ホース類に何等かの開口部が生じたとしても、2.8.5項の点検結果から、ブースタ・ポンプが駆動されていれば、これ等の個所から空気が吸い込まれることがないことは明らかである。これ等のことから同機の飛行中、燃料系統に空気が吸い込まれた可能性は考え難い。

(2)については、事故発生後容易にエンジン起動が出来たこと、エンジンの台上試運転に先立って行ったマイクロ・ポンプの台上試験においても異常は認められなかったこと、エンジンの台上試運転の結果も異常はなかったこと及びマイクロ・ポンプの分解調査においても異常は認められなかったこと等から、調査した限りにおいてはマイクロ・ポンプに機能不良が生じた可能性は考えられない。

- ### 3.2.10 調査の結果及び試験並びに研究の結果を総合すると、同機の飛行中エンジンが突然停止したことは、エンジンかまたは燃料系統に何等かの異常が生じ、エンジンにフレーム・アウトが発生した可能性が強いものと推定される。フレーム・アウトの発生した理由については、マイクロ・ポンプのカット・オフ・バルブと同バルブ・シートの間燃料中に存在したかも知れない微細な塵埃が一時的にかみこみ、同バルブの下面にエンジン回転時に加わっているP2エアが漏洩し、同エアが点火燃料系統を通して主燃料回路に流れ込んだことも考えられる。しかしながら、マイクロ・ポンプを分解調査した結果、同バルブとバルブ・シートの間異物をかみ込んだ痕跡は残っていなかった。マイクロ・ポンプはエンジン起動完了後はカット・オフされて作動していない状態にあり、エンジンに異常が発生するまで同機は約50分飛行している。これらのことから、マイク

448011

ロ・ポンプに一時的に機能不良が発生した可能性は極めて低いものと推定される。

3.2.11 同機の飛行中、エンジンが突然停止した際に機長は、エンジンの停止した原因がつかめなかったことに加えてエンジンの再点火操作を行うことにより、エンジンの損傷を招くかも知れないことを考慮して同操作を行わず、不時着することに専念したと口述していることから、同機のエンジン再点火操作は行われなかったものと認められる。

3.2.12 機長は、高度5,000フィートでエンジンに異常が発生したものと判断し、不時着を行うべく最初に選定した不時着場所に向かって降下を開始したが、途中で同場所に到達することは距離的に難しいと思っておして不時着場所を変更している。しかし、この不時着場所へ到達できなかったことは、機長の目測が不適切であったことによるものと認められる。

4 結 論

4.1 解析の要約

4.1.1 同機は、エンジンが停止するまでは、正常な飛行状態にあったものと推定される。

4.1.2 同機の機体各部の損傷は、同機が不時着の際ハード・ランディング状態となり、接地時の衝撃によるものと推定される。また、テール・ブーム及びテール・ドライブ・シャフト等は、メイン・ロータのブレードにより切断されたものと推定される。

4.1.3 同機のエンジンが飛行中に突然停止したのは、エンジンの止まり方から考えてエンジンにフレーム・アウトが発生した可能性が考えられるが、フレーム・アウトの理由を含めて、その原因を明らかにすることはできなかった。

4.1.4 同機のエンジンが停止した際、機長は不時着に専念し、エンジンの再点火操作は行わなかったものと認められる。

4.1.5 機長は最初に選定した不時着場所を変更しているが、変更した場所の手前に不時着したことは、機長の目測が不適切であったことによるものと認められる。

4.2 原因

本事故の原因は、同機の飛行中にエンジンが突然停止したので、オートローテーションにより不時着を行ったが、機長の目測が不適切であったため、選定した不時着場所の手前にハード・ランディングしたことによるものと推定される。

448012

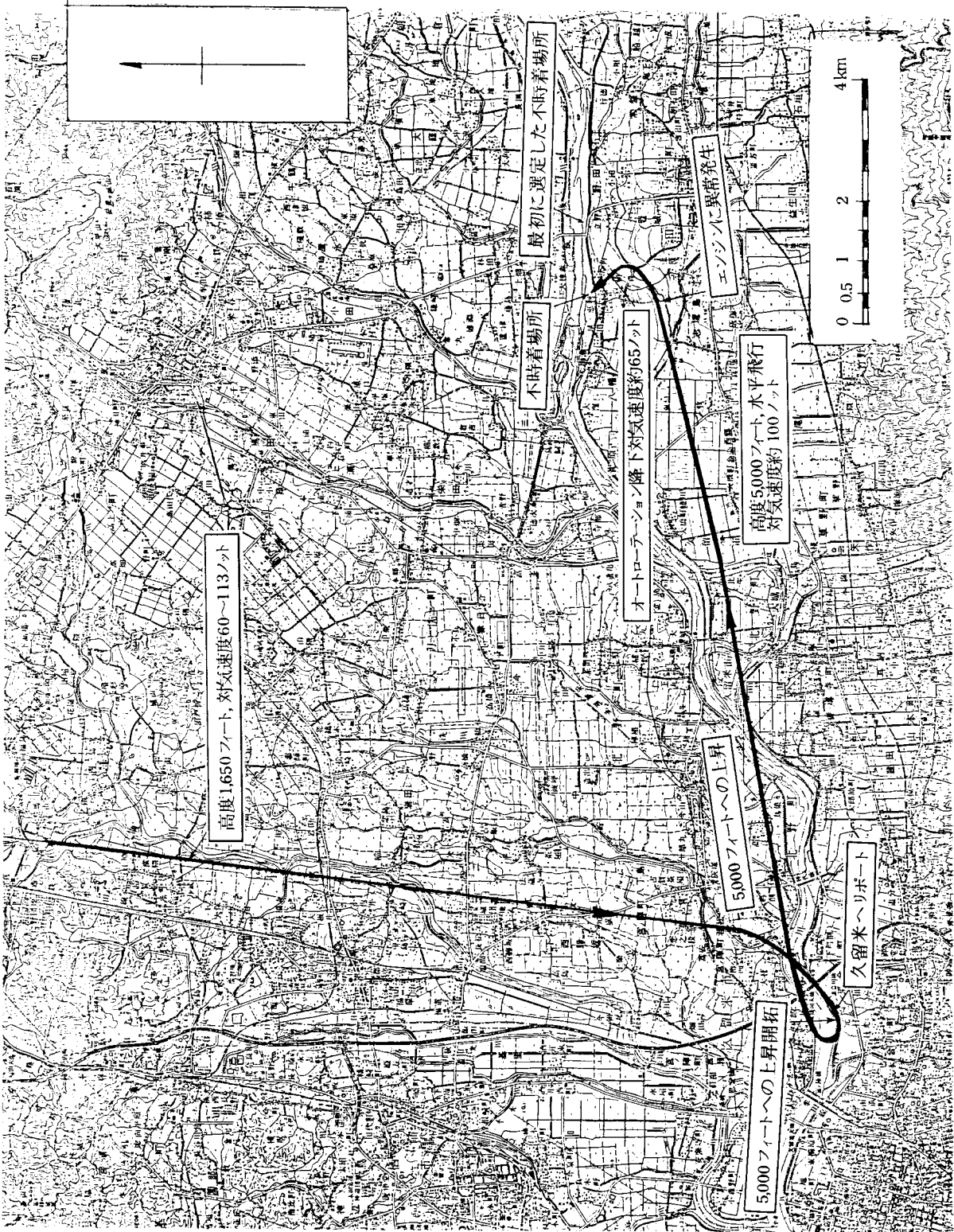
なお、エンジンが突然停止したことについては、フレイム・アウトが発生した可能性が考えられるが、その原因を明らかにすることはできなかった。

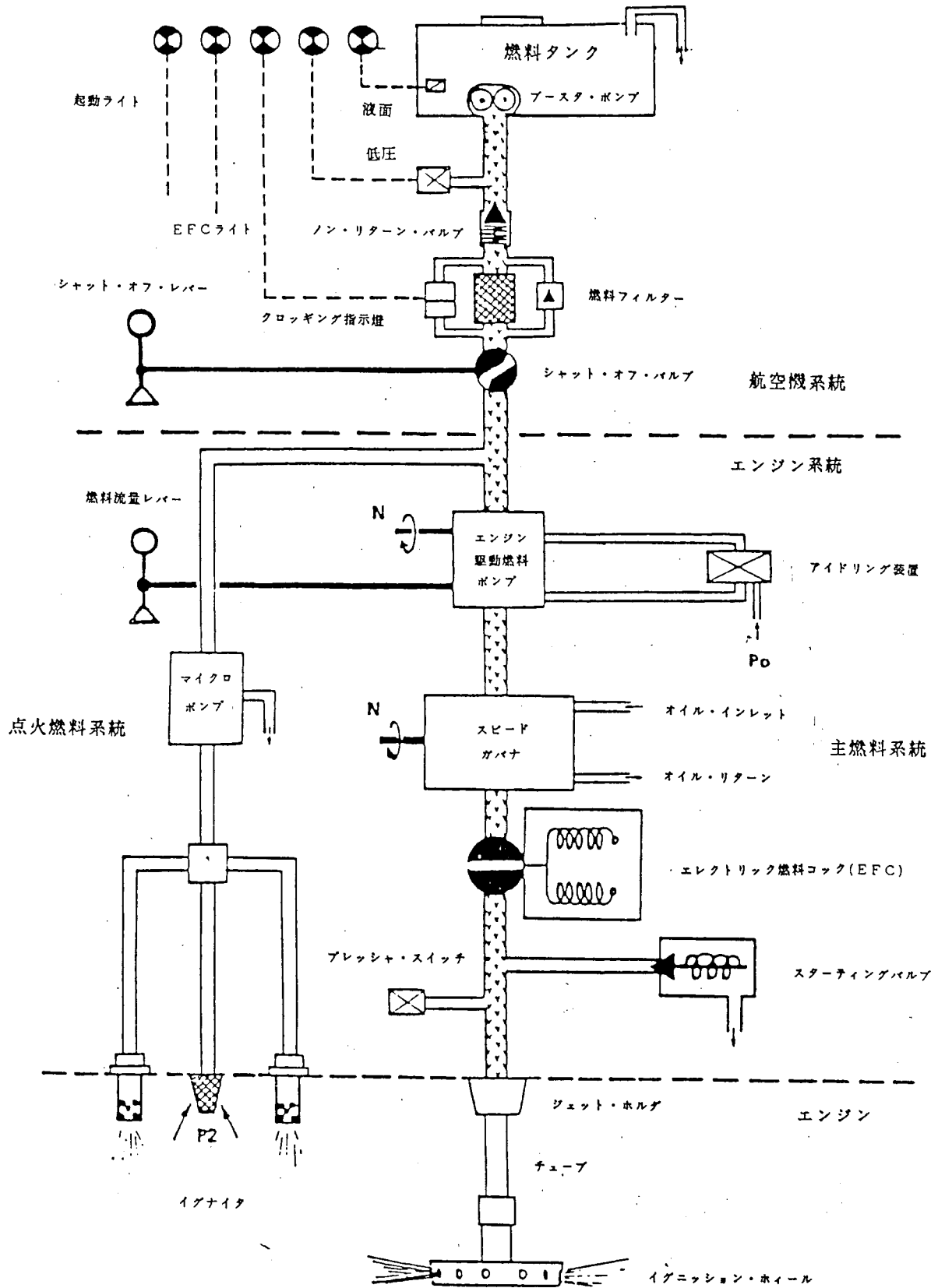
参 考 事 項

仏国ターボメカ社は、ターボメカ式アルツーストⅢB型エンジンに装備されているマイクロ・ポンプについて、改修番号TU-92（昭和49年10月4日付）を発行し、マイクロ・ポンプのカット・オフ・バルブのバルブ・ステムが破損した場合、空気が燃料系統に入り込む危険を除去するため、燃料入口側にスウェベリング・バルブを取り付けるよう指示している。

事故機に装備されていたマイクロ・ポンプ並びに試験及び研究に使用されたマイクロ・ポンプには、何れも本改修は実施されていなかった。

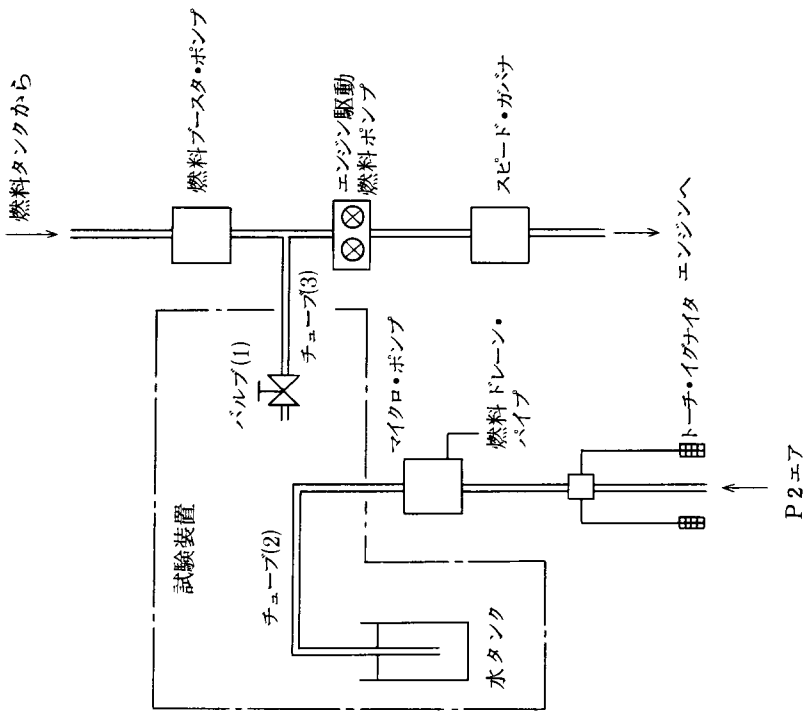
448013



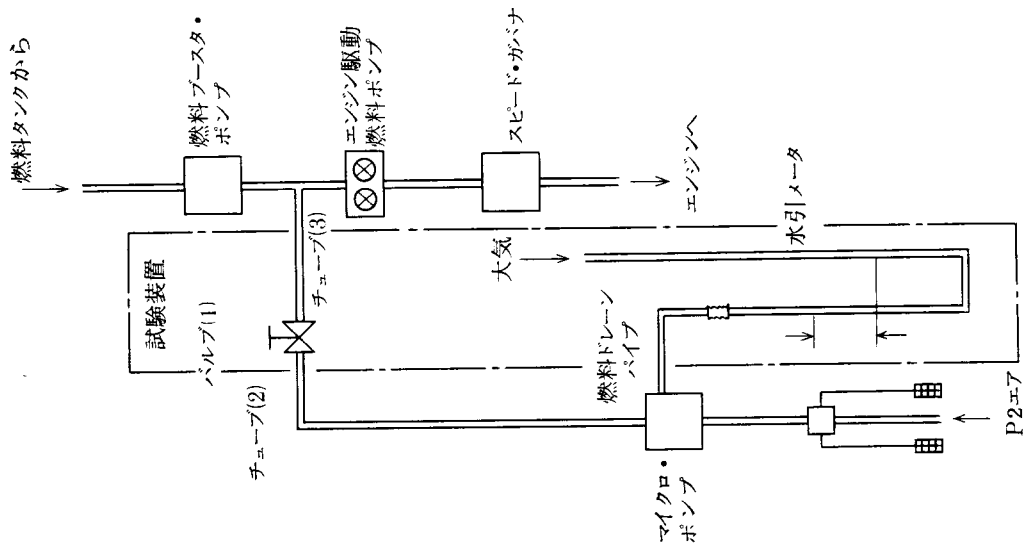


448015

付図 3



付図 4



448016