

航空事故調査報告書
エアフライトジャパン株式会社所属
パイパー式PA-28R-201型
JA4192
北海道室蘭市地球岬南西海上
平成11年3月4日

平成12年9月14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 三郎

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

エアフライトジャパン株式会社所属パイパー式PA-28R-201型JA4192は、平成11年3月4日(木)試験飛行のため、鹿部飛行場から離陸した。同機は、飛行中、14時03分ごろエンジンが不調となった旨を緊急通信し、さらにエンジン停止、不時着水する旨を緊急通信した後、14時10分ごろ不時着水し、消息を絶った。

同機には、機長ほか同乗者2名計3名が搭乗していたが、3月5日に2名が、3月7日に1名が、それぞれライフジャケットを装着して海上を漂流中、遺体で発見された。

4月17日、室蘭市地球岬南西の海底に機体が沈んでいるのが発見され、4月21日、機体が揚収された。

同機は、水没したが、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11年3月5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。

1.2.2 調査の実施時期

平成11年3月5日～7日	現地調査
4月21日～24日	機体揚収及び機体調査
6月21日	エンジン分解調査
6月24日	プロペラ分解調査
平成11年7月5日 ～平成12年5月29日	ジョイント・チューブの破面調査
平成11年9月29日	飛行調査
平成12年4月10日	燃料系統の付加計測器の振動に関する調査

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

J A 4 1 9 2 は、エアフライトジャパン株式会社（以下「A社」という。）が発注者（以下「B社」という。）から請け負った小型航空機のエンジン各部温度測定及び飛行特性調査の一環として、温度等計測装置（2.11.2及び2.12.3参照）を装着し、試験飛行計画書（付図6参照）に沿って寒冷時におけるエンジンの実機による温度等計測を行う目的で、平成11年3月4日、鹿部飛行場から離陸し、内浦湾上空（森空域）で、試験飛行を実施する予定であった。

飛行計画が提出されるまでの経過は、鹿部飛行場内にあるA社の運航関係者及び整備士によると、概略次のとおりであった。

午前09時ごろから、整備士及びB社社員により同機及び温度等計測装置の外観目視点検が行われ、異常のないことが確認された後、地上での計測試験が実施された。その後、機長、整備士及びB社社員2名は、試験飛行の実施計画につい

て打ち合わせを行った。

同機は、機長及び整備士により飛行前点検が行われた。13時ごろ、機長は、飛行計画をA社の運航管理課を經由して、函館空港事務所に提出した。

飛行計画の内容は、次のとおりであった。

出発飛行場：鹿部飛行場、移動開始時刻：13時40分、巡航速度：120 kt、巡航高度：VFR、使用空域：森、目的飛行場：鹿部飛行場、所要時間：1時間30分、飛行目的：その他の飛行（試験）持久時間で表された燃料搭載量：5時間00分、搭乗者数：3名

その後、事故に至るまでの経過は、A社の運航関係者によれば、概略次のとおりであった。

13時30分ごろ、鹿部フライトサービス（鹿部飛行場の飛行援助無線局、以下「フライトサービス」という。）は、機長からの要求に対して「使用滑走路25、風向330°、風速14kt、ガスト24kt、QNH29.95inHg」の旨を送信した。

同機は、前席左側に機長、後席にB社社員2名が同乗し、13時38分ごろ、鹿部飛行場の滑走路25から離陸し、砂原に向け飛行した。

13時44分ごろ、フライトサービスは、機長から「砂崎上空4,500ft、5,000ftに上昇します、砂原と室蘭の中間付近に向かいます。」の旨を受信した。

離陸してから25分後の14時03分ごろ、フライトサービスは、機長から「4192アクチュアル・エンジン・フェイラー、鹿部の北東12nm、3,000ft。」の旨を受信、続いて14時05分ごろ、「JA4192エンジン停止、陸岸まで届きません。ディッチングします。砂崎へ向けます。1,000ftロスト。」の旨を受信した。更に14時06分ごろ、森空域及び豊浦空域で訓練飛行中のA社所属の2機、JA5314及び4193は、機長から「5314、4193、砂崎と室蘭の中間、2,000ft」の旨を受信した。

その後、フライトサービスは、同機を呼び出したが、応答はなかった。3月5日10時ごろ、巡視船により、ライフジャケットを装着して、海面を漂流していた2名の遺体が発見され、3月7日13時ごろ、残る1名の遺体も発見された。

4月17日、海底に沈んでいた機体が発見され、4月21日、機体が揚収された。事故発生場所は、北海道室蘭市地球岬から南西の内浦湾海上で、事故発生時刻は、3月4日14時10分ごろであった。

（付図1及び写真1、2参照）

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷
機長及び同乗者2名計3名が死亡した。

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

胴体底部 変形、損傷

機 首

エンジンカウリング前方下部 欠損

降着装置

前脚及び左右主脚ホイール 腐食、損傷

左右主脚ドアヒンジ部 破損

主 翼

右翼前縁部 変形、損傷

左翼前縁部、左翼フラップ及び左翼エルロン 変形、損傷

エンジン

エンジン駆動燃料ポンプ 腐食、損傷

オイルサンプ・アセンブリー 腐食、損傷

燃料系統の付加計測器の接続配管

(以下「ジョイント・チューブ」という。) 破断

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

無 し

2.5 航空機乗組員等に関する情報

機 長 男性 50歳

定期運送用操縦士技能証明書(飛行機)

第90344号

平成7年3月3日

限定事項 陸上単発機

昭和46年12月24日

陸上多発機

昭和62年6月4日

第1種航空身体検査証明書

第11690177号

有効期限

平成11年7月31日

総飛行時間	10,020時間20分
最近30日間の飛行時間	26時間05分
同型式機による飛行時間	759時間51分
最近30日間の飛行時間	26時間05分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	パイパー式PA-28R-201型
製造番号	2837052
製造年月日	1990年5月17日
耐空証明書	第東-10-624号
有効期限	平成11年12月8日
総飛行時間	1,609時間39分
定期点検(50時間点検、平成10年12月25日実施)後の飛行時間	36時間13分

2.6.2 エンジン

型 式	ライカミング式IO-360-C1C6型
製造番号	L-17082-51A
製造年月日	1977年2月18日
総使用時間	3,973時間12分
定期点検(50時間点検、平成10年12月25日実施)後の使用時間	36時間13分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,590 lb、重心位置は90.85 inと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量2,750 lb、事故当時の重量に対応する重心範囲85.8 ~ 91.5 in)内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空用ガソリン100、潤滑油はピストン・エンジン用フィリップス(20W50)であった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 天気概況等

室蘭地方気象台が事故当日11時に発表した北海道地方の天気概況は、次のとお

りであった。

北海道付近の冬型の気圧配置は今夜にかけて崩れ、明日は早くも次の気圧の谷が日本海から近づくと見込みです。午前9時の道内の天気は、曇りまたは晴れで、道北や南西部では雪の所が多くなっており、日本海側北部では一部雪の降り方が強くなっています。今日は日本海側や北部では曇りや雪の所が多いですが、その他の地方は比較的晴れる見込みです。明日は、南西部から降り出す雪が次第に全道に広がるでしょう。また太平洋側の海岸地方では雨に変わる所もある見込みです。海の波の高さは、今日は2メートルから3メートルと日本海側で初め高く、明日は後半3メートルから5メートル時化する海域があるでしょう。

(付図3参照)

2.7.2 飛行場の気象の観測値

機体揚収地点の南約12kmに位置する鹿部飛行場の事故関連時間帯におけるフライトサービスの気象日誌によれば、次のとおりであった。

13時00分 風向 330°、風速 16kt、視程 10km以上、天気 晴れ、
雲量 FEW、雲高 4,000ft、気温 0、露点温度 -7
、QNH 29.95 inHg
14時00分 風向 340°、風速 15kt、視程 10km以上、天気 晴れ、
雲量 FEW、雲高 4,000ft、気温 0、露点温度 -7
、QNH 29.95 inHg
15時00分 風向 320°、風速 11kt、視程 10km以上、天気 快晴、
雲量 SKC、気温 0、露点温度 -7、QNH 29.9
5 inHg

2.7.3 気象台及び地域気象観測所の観測値

(1) 機体揚収地点の北東約22kmに位置する室蘭地方気象台の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

13時00分 風向 北西、風速 8.7m/s、視程 10km以上、天気
晴れ、気温 0.8、露点温度 -8.7、海面気圧
1,013.2 hPa
14時00分 風向 北西、風速 5.1m/s、視程 10km以上、天気
晴れ、気温 1、露点温度 -9、海面気圧
1,013.9 hPa
15時00分 風向 西北西、風速 8.7m/s、視程 10km以上、天気

快晴、気温 0.1、露点温度 -9.6、海面気圧
1,013.9 hPa

- (2) 機体揚収地点の西南西約2.2 kmに位置する函館海洋気象台森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。

13時00分 風向 北北西、風速 8 m/s、天気 晴れ、気温 1.2

14時00分 風向 北西、風速 8 m/s、天気 晴れ、気温 0.9

15時00分 風向 北北西、風速 8 m/s、天気 晴れ、気温 0.5

- (3) 機体揚収地点の南約1.8 kmに位置する函館海洋気象台南茅部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。

13時00分 風向 北西、風速 2 m/s、天気 晴れ、気温 1.6

14時00分 風向 北北西、風速 3 m/s、天気 晴れ、気温 1.4

15時00分 風向 北北西、風速 4 m/s、天気 晴れ、気温 0.8

2.7.4 その他の気象に関する情報

- (1) 緊急事態通報を受信直後、現場付近に向かい捜索救難を行ったA社の訓練機JA4193及びJA5314の操縦教員によれば、捜索当時の海上の気象状態は次のとおりであった。

上空はかなり強い風が吹き、海上は大きなうねりと波しぶきが上がり、白波が立っていた。

- (2) 事故発生直後に事故現場と推定された場所（北緯42度18分・東経140度46分）付近で捜索に従事した室蘭海上保安部の巡視艇

「ちよぎく」によれば、捜索当時の海上の気象状態は次のとおりであった。

15時30分 風向 北西、風速 10 m/s、視程 10 km、天気 晴れ、
波の高さ 2 m

2.8 事故現場及び残がいに関する情報

2.8.1 事故現場の状況

機体揚収地点は、室蘭市地球岬南西約2.2 kmの内浦湾の海底で、揚収船に搭載された探査艇が撮影したビデオ・テープによれば、機体は、機首を北西に向け、ほぼ原形を保ち、水深約90 mの砂地に、脚下げ状態で沈んでいた。

2.8.2 損壊の細部状況

機体の回収にあたっては、探査艇によって、プロペラにロープを巻き付け、揚収船のクレーンにより、海底からゆっくり引き揚げ、水面付近で機体が水平になるようベルトを巻き直し、船上に引き揚げた。直ちに、機体に付着した塩分除去のため、

温水洗浄を行った。機体には、燃料温度等の計測のための付加装置が装備されていた。

(1) 胴 体

胴体中央部の右側面下部に取り付けてあるステップが前方に傾き、取付部分の胴体底部外板が内側に凹んでいた。

(2) 機 首

エンジンカウリングの前方下部が前脚ドア前方部からスピナー下部まで欠損し、左後部下部のカウリング機体取付部分が内側に凹み、破断及び損傷していた。

(3) 降着装置

前脚及び左右主脚のホイール及びブレーキハウジング（マグネシウム合金部品）が海水により腐食損傷していた。

左右主脚ドアヒンジ部が破損し、ドア・リンクでぶら下がっていた。

(4) 主 翼

右燃料タンク付近の主翼前縁部分が上下に潰れて変形及び損傷していた。

左翼前縁部が部分的に凹み、変形及び損傷していた。また左翼フラップ及び左翼エルロン全体が波状に変形し、フラップ内側ヒンジ部下面が変形していた。

(5) エンジン

エンジン構造下部のオイルサンプ・アセンブリー及びエンジン駆動燃料ポンプ・カバー（いずれもマグネシウム合金部品）が海水により腐食損傷していた。

フューエル・インジェクターの出口側エルボにジョイント・チューブを介し、追加装備として燃料系統の付加計測器（燃料圧力センサー、燃料温度センサー及びティー・フィッティング）が取り付けられており、同ジョイント・チューブが破断していた。

（付図4及び写真3、4参照）

2.8.3 その他計器等の指示及び位置

海底から引き揚げられた直後、事故機から発見された書類、事故機の主要な計器指示値、操作装置のスイッチ及びレバーの位置並びに無線航法通信機の状態は、次のとおりであった。

(1) 書類

航空機登録証明書

耐空証明書

搭載用航空日誌

飛行規程

事故前日（3月3日）の試験飛行記録（試験飛行のデータを記録した書類）

(2) 計器指示値

速度計：0 kt、時計：2時11分、水平儀：左25°、高度計：-2,140 ft、QNH：29.97 inHg、回転計：0 rpm。

(3) 操作装置のスイッチ及びレバ - の位置

バッテリーSW	OFF
イグニッションSW	OFF
オルタネーターSW	OFF
エマージェンシー・ランディング・ギアSW	OFF
燃料ブースターポンプSW	ON
ラジオ・マスターSW	ON
RMI / NAV・SW	ON
ELT	ON
オルタネート・エアー・レバー	開
フラップ・レバー	一段下げ
ランディング・ギア・レバー	下げ
ラダー・トリム	中立
スタビレーター・トリム	中立
スロットル・レバー	1 / 3 開
プロペラ・レバー	最後方位置（低回転）
ミクスチャー・レバー	リッチ（濃）
全サーキット・ブレーカー	IN

(4) 無線航法通信機の状態

ADF、VHF・COM、VHF・NAV、DME及びATCトランスポンダーの各スイッチは、全てONであった。

上記無線機器は液晶表示のため、選択された地上局の無線周波数を読みとることはできなかった。

2.9 医学に関する情報

室蘭海上保安部からの情報によれば、次のとおりであった。

遺体は、3月6日に2名、8日に1名が北海道大学医学部法医学講座において司法解剖が実施された。

死因は、3名共「ライフジャケットを装着して海上を漂流中、低体温に陥り、溺死した。」と検案された。

2.10 搜索、救難に関する情報

事故当日14時06分ごろ、森空域及び豊浦空域で訓練飛行中のJA4193及びJA5314は、機長からの緊急事態送信を受信した後、直ちに訓練を中止し、機長が送信した不時着水の海域へ向かい搜索を開始したが、搭乗者及び機体は発見できなかった。

一方、東京救難調整本部（以下「東京RCC」という。）は、14時14分ごろ、A社から「14時05分、JA4192から鹿部の北東12nm、高度3,000ftでエンジン停止、海上に不時着する旨の通報があった。」との情報を入手し、搜索救難活動を開始した。

また、札幌航空交通管制部は、内浦湾付近において、14時05分ごろから14時12分ごろの間、航空機用救命無線機（ELT）の発信する緊急信号を受信すると共に、函館VORの南16マイル付近をIFRで飛行中のJA8881のパイロットから、14時08分ごろ、同緊急通信を受信した旨の報告を受け、直ちに、その旨を東京RCCに通報した。

14時23分ごろ、鹿部飛行場から離陸したA社所属セスナ式172P型JA3924も搜索に加わり、3機で15時30分ごろまで搜索活動を実施したが、搭乗者並びに機体及び漂流物は発見できなかった。

更に、海上保安庁、警察等の関係機関及び漁業協同組合により、内浦湾の全域の海面及び海岸の搜索が行われたが、搭乗者並びに機体及び漂流物は発見されなかった。

3月5日、巡視船、航空機等による海面及び海岸の搜索が行われ、10時ごろ、巡視船が、ライフジャケットを装着して海上を漂流中の2遺体を発見し、収容した。この時の海水温度は+5であった。残る同乗者1名並びに機体及び漂流物は発見されなかった。

3月6日、悪天候のため、大型巡視船のみによる海面及び車両による海岸の搜索が行われたが、残る同乗者1名並びに機体及び漂流物は発見されなかった。

3月7日、天候が回復し、巡視船、航空機等による海面と内浦湾の広範囲にわたる海岸の搜索が行われ、13時ごろ、搜索中の巡視船が、ライフジャケットを装着して漂流中の残る1名の遺体を発見し、収容した。搭乗者全てが発見されたが、機体及び漂流物は発見されなかった。

3月8日、巡視船、航空機等による機体搜索活動が行われたが、機体発見にいたらず、東京RCCは、同日17時34分、日没をもって同機に関する搜索救難活動を終了した。

3月4日から8日までの間に、室蘭海上保安部等の関係機関及び漁業協同組合が、延べ航空機42機、船艇74隻、車両207台、人員約650名をもって搜索活動に

当たった。

A社は、引き続き機体の捜索を実施し、4月17日、探査艇により内浦湾の海底約90mに沈んでいる機体を発見した。4月21日午後、機体は揚収船により海中から回収された。

2.1.1 事実を認定するための試験及び研究

2.11.1 エンジン、プロペラ等の調査

エンジン分解調査、プロペラ分解調査、燃料分析調査、潤滑油分析調査、エンジン計器分解調査を実施した結果、エンジンに追加装備された計測装置を除き、エンジン停止又はプロペラの機能不良若しくは、異常振動につながるような不具合は認められなかった。

2.11.2 同機に取り付けられた温度等計測装置の概要

整備士の口述によると、同機に取り付けられた計測装置は、概略次のとおりであった。

寒冷時のエンジンの運転性能を分析及び検討するため、3月1日から2日までの間に、以下の主要なエンジン・データーを収集する各種温度等計測装置がJA4192に取り付けられた。

- (1) エンジン出力の計測装置として、エンジン前部に回転数センサーを、またシリンダー・ヘッドに吸気圧力センサーを取り付けた。燃料系統の付加計測器としてフューエル・インジェクターの出口側エルボにジョイント・チューブを取り付け、これに3方向分岐ティー・フィッティングを取り付け、そのティー・フィッティングに燃料圧力と燃料温度のセンサーを取り付けた。

また、スロットルレバーの変位量を計測するセンサーがインジェクター・スロットル・リンク部に取り付けられた。

- (2) エンジン及び補機の温度計測のため、エンジンの吸気管、エンジン・カウリング内面、防火壁及びマグネトー並びにインジェクター表面に温度センサーが取り付けられた。
- (3) 操縦系統の変位量の計測装置として、エルロン、ラダー、エレベーターのコントロール系統にレーザー変位計が取り付けられた。
- (4) 機体姿勢の計測のため及び測定データの収集のための装置として、右操縦席を取り外した後の座席用レールにレーザー・ジャイロ及び携帯用デジタル記録装置（ノートパソコン）が取り付けられた。

2.11.3 携帯用デジタル記録装置のハードディスク及び付加計測器等の調査

(1) 携帯用デジタル記録装置のハードディスク（HDD）の調査

HDDの分解検査を実施した結果、記録情報蓄積用媒体が割れ、磁性膜から基盤まで海水により腐食され、記録データの読みとりはできなかった。

(2) エンジン部の燃料系統に取付けられた付加計測器の調査

当該計測器（総重量約240g）は、2.8.2(5)で述べたとおり、フューエル・インジェクター上面にある燃料出口孔のエルボに、ジョイント・チューブを介し片持支持の状態に取り付けられていた。

フューエル・インジェクターで制御された燃料が、当該計測器を通り、フューエル・マニホールドを経由して、シリンダー内に噴射されるようになっていた。従って、当該計測器のジョイント・チューブが破断すると、燃料がエンジンへ供給されなくなる。

（付図4-1参照）

(3) ジョイント・チューブ及びその破面観察

燃料出口孔のエルボにつながったジョイント・チューブが破断及び腐食していたことから、ジョイント・チューブに係る破面観察を科学技術庁金属材料技術研究所の協力を得て行った。その結果は、次のとおりであった。

構造及び材質

当該チューブは、その両端に配管及び機器等を接続できるようになっていて、カップリング・ナットを締め付けると、スリップ・リングによって、当該チューブのフレア部分と接続される部品（エルボ等）の接続面が密着し、燃料が漏洩しないような構造になっていたが、スリップ・リングを保持するためのリング溝の隅がシャープに加工されていた。

このため、同チューブの肉厚がリング溝底部で最も薄くなっていたことに加えて、同リング溝底部の隅は、強度的にも大きな応力（応力集

中）が作用する箇所（破壊起点）であったと考えられる。

なお、当該チューブの硬度試験及び定性分析の結果から、その材質は、アルミ合金（2017-T4）と推定された。

（付図5参照）

破面観察

破断したジョイント・チューブの破面は、海水による腐食が著しい状態であったため、破面の様相を破壊しないよう慎重な化学処理を施した後、観察が行われた。その結果は、次のとおりである。

巨視的観察によれば、ジョイント・チューブは、スリップ・リングの溝の隅がシャープに加工されていたため、応力集中が生じ易い

状況にあったことから、この部分から疲労亀裂が進展して、スリップ・リング溝に沿って、同ジョイント・チューブの軸に垂直な面で、完全に破断していた。

微視的観察では、破壊起点と考えられるスリップ・リング溝の切り欠き底の隅を中心に、ほぼ肉厚を半径とした円弧状領域で、ストライエーション（条痕模様）が形成されていた。これに続く残りの領域は、ディンプル（円形の凹状模様）領域で占められていたことから、起点である同スリップ・リング溝の切り欠き底の隅に、疲労亀裂が発生し、それが進展して破断したものと推定される。破面にある円弧上の疲労領域で観察されたストライエーション幅、疲労亀裂進展特性、繰返し曲げ応力から、疲労破壊した繰返し数は、概ね3,000回と推算された。これは、2.11.5に記述するとおり、ジョイント・チューブは、エンジンにより振動周波数80Hz付近で加振されていたことから、破断に至るまでの時間は、概ね1分と推算される。

以上の結果から、当該ジョイント・チューブに曲げによる比較的大きな繰返し応力が働き、比較的小さい繰返し回数で疲労亀裂が発生して伝播し、ジョイント・チューブが短時間のうちに破断したものと推定される。
（写真5参照）

2.11.4 飛行調査

2.11.3(3)に記述されたジョイント・チューブの破面観察の結果、同チューブが短時間の内に疲労により破断したものと推定されることから、同チューブには、試験飛行中、短時間のうちに大きな荷重が作用したことが考えられる。

これは、事故当時に実施された試験項目のうち、同チューブに大きな飛行荷重（2G相当）が数分程度連続して作用するスティープ・ターン（バンク60度を保持し、720度左右旋回）が考えられることから、同機の事故当日の試験飛行計画による試験項目と経過時間との関係を推定するため、別添試験飛行計画書に基づき、同型式機の飛行機を使用して飛行調査を行い、以下に述べる による飛行調査条件の下で、 のとおりの計測結果を得た。

（付図6参照）

飛行調査条件

- ・条件 a 試験飛行計画書により、同機が、離陸して試験飛行を行ったと推定される砂崎と室蘭の中間付近の空域まで達した後、スティープ・ターンを終了するまでの各項目について、離陸からの時間を

計測する。

- ・条件 b 離陸から 5,000 ft まで連続上昇を行い、4,500 ft 及び 5,000 ft 到達所要時間を計測する。

計測結果

項目 \ 条件	条件 a	条件 b
離陸	0 分	0 分
2,500ft 到達時間	4 分	
3分間の水平飛行終了	7 分	
4,500ft 到達時間	1 1 分	8 分
5,000ft 到達時間	1 2 分	9 分
砂原と室蘭の中間点	1 6 分	(1 3 分)
スロ-フライト 開始時間	1 8 分	(1 5 分)
スロ-フライト 終了時間	2 5 分	(2 2 分)
スティーブ・ターン開始時間	2 7 分	(2 4 分)
スティーブ・ターン終了時間	3 1 分	(2 8 分)

注 1 : 条件 b の () の時間は、条件 a の時間から 3 分間の水平飛行時間を差し引いた推定時間。(下記(a)参照。)

所要時間は分単位でまるめてある。

注 2 : 飛行調査を実施した日の外気温度は 23 で、QNH は 30.12 inHg であった。

注 3 : スロ-フライトとは、低速度での飛行をいう。

注 4 : スティーブ・ターンとは、傾斜角 60° での釣り合い旋回飛行で、この時、2 G 相当の飛行荷重が飛行機に作用する。

(1) 条件 b 項の飛行調査結果、運航関係者等の口述及び機長との交信記録から、同機の飛行計画による試験項目と時間の関連は、以下のとおり推定された。

(a) 飛行調査においては、離陸から 4,500 ft までの所要時間が 8 分であったが、事故当日の交信によれば、JA4192 は、離陸から 6 分後に 4,500 ft に達した。飛行規程の上昇性能表より、事故当日の飛行条件を基に離陸から 4,500 ft までの所要時間を計算すると 6 分であることから、事故当日、当初の飛行計画にある上昇途中での 2,500 ft の 3 分間水平飛行は行われなかったものと推定された。

(b) 飛行調査結果によれば、離陸からスティーブ・ターン開始までの時間が約 24 分であったと推定される。事故当日、離陸からエンジン不調の緊急通信が行われるまでの時間が 25 分であったことから、JA419

2 が、4,500 ftの高度に達した後、飛行計画どおりに飛行していたと仮定すれば、同機がエンジン不調となったのは、スティーブ・ターンを実施中であつたものと推定された。

- (2) 飛行調査結果によれば、スティーブ・ターンを行った時のエンジン回転速度は約2,500 rpmであつた。これは同型式機において、こうしたスティーブ・ターンを行う場合の通常回転速度である。

以上の飛行調査結果から、同機が離陸してから約25分後、機長からのエンジン不調の緊急通信が発信された時期は、スティーブ・ターンを実施中であり、同機の燃料系統の付加計測器にも2 G相当の飛行荷重が数分程度継続して作用したものと推定される。

2.11.5 燃料系統の付加計測器の振動特性に関する調査

ジョイント・チューブの疲労破壊は、スティーブ・ターンによる2 G相当の飛行荷重にエンジンからの振動荷重が重畳して発生した可能性が考えられる。そこで、エンジンの回転に伴い、付加計測器にどの程度の振動が発生するかを確認するため、以下の調査を実施した。

供試体としては、事故機と同型式のエンジン及びプロペラを使用し、事故機と同等の改造形態となるようにフューエル・インジェクターに、付加計測器を同等のジョイント・チューブで取り付けした。

振動計測用センサーは、ジョイント・チューブに作用した疲労荷重の方向と対応させるため、付加計測器の上下、左右方向の振動が計測できる箇所に取り付けた。

以上の準備のもとに、供試体の台上試験を実施した。

事故時の飛行状態を仮定して、エンジンの回転速度を2,400 ~ 2,600 rpmとし、約60%の出力状態でエンジンを運転したところ、振動周波数80 Hz付近で、付加計測器に最も大きな振動レベルの値が認められ、振動レベルのパワースペクトルにも同周波数付近でシャープなピークが認められた。

この振動試験で得られた振動レベル他のデータを用いて、スティーブ・ターン中のジョイント・チューブの疲労寿命を推定した結果、破断までの繰返し数は概ね20,000回と推算され、破断に至るまでの時間は、概ね4分と推算された。

以上の調査結果から、事故当日、同機がスティーブ・ターンを実施した際、エンジン回転速度が2,500 rpm、60%出力付近であつたと仮定すれば、付加計測器に加わつたエンジンからの振動は、ジョイント・チューブが数分の内に疲労破壊に

至り得るレベルであったものと推定される。

2.12 その他必要な事項

2.12.1 A社における訓練空域

A社の社内規定に基づく飛行訓練は、鹿部飛行場周辺及び内浦湾空域で行われている。

当該空域は、W(MORI)、E(MURORAN)、NW(TOYOURA)、NE(ATE)及びSE(BENTENMISAKI)の5空域に区分され、各々は、空中操作及び基本計器飛行毎に高度制限(5,000~10,000ft)を付加して、使用されている。

なお、事故当日、同機が試験飛行のため使用したE空域は、室蘭と鹿部の間に位置し、ほとんど海上域の上空に設定されており、高度制限が5,000ft以下となっている。他の空域は陸と海が混在する区域の上空に設定されている。

(付図2参照)

2.12.2 非常操作手順、滑空時間及び距離

同型式機の飛行規程の非常操作手順には、種々な非常事態又は緊急事態を想定した推奨操作手順が記述され、その第3章には、パワー・オフ・ランディングについて、「最良滑空角(79KIAS)にトリムし、エンジンをウインド・ミル状態にし、プロペラ・コントロールを最後方位置にすると、高度1,000ftにつき機体は、約1.6nm滑空できる。」と記述されている。

2.8.3(3)で述べたとおりプロペラ・レバーが最後方位置であったことから、機長は、上記手順に記述されたようにエンジンをウインド・ミル状態にしていたことが考えられる。同機が気圧高度3,000ftでエンジン不調となった時、機長は、エンジン出力が回復しないと判断して、滑空状態で不時着水を決意し、エンジン無出力状態での滑空飛行を行ったことが考えられる。

事故当日の気象条件から、事故当時の地上大気温度が約0 度であったことから、気圧高度3,000ftにおける外気温度は、おおよそ-6 度と推算され、この外気温度における同機の滑空時間及び距離は、当該飛行規程の第5章に記載された「滑空時間及び距離」のチャート(以下の(1)条件が付されたもの)からプロットすると最大約2分、約4kmと推算された。

(1) 条件

脚位置	上げ
フラップ位置	上げ
機速	79KIAS
エンジン出力	無出力状態

全備重量	2,750 lb
風速	無風
プロペラ・コントロール	最後方位置（高ピッチ/低回転）

なお、事故当時の事故機の重量は、2,590 lbと推算されること及び14時03分ごろ、気圧高度3,000 ftでエンジン不調となったこと、並びに14時05分ごろ、1,000 ft高度低下となったことが緊急通報されていること、また、いずれかの時点で脚下げが行われていることから、前述の飛行規程にある1.6 nm / 1,000 ftの滑空性能等を考慮しても、事故機の滑空距離は最大でも約8 kmと推算される。

2.12.3 A社における温度等計測装置の実機への取付

A社は、B社とエンジン各部の温度計測等の調査に係る契約を結び、調査業務を請け負った。A社は、この契約に基づき3月1日及び2日、温度等計測装置をJA4192に取り付けた。

航空機への温度等計測装置の取付けのような改造を行う場合、一般的に整備部門において、必ず発注者の仕様書に基づく改造が、耐空性に影響があるか否かの技術的検討を加えることの要否を判定することが必要となる。技術的検討が必要と判定された場合は、技術担当者による検討がなされ、作業手順書が作成される。しかし、A社では同機への温度等計測装置の取り付けに当たり、技術的検討がなされた形跡はなく、作業手順書も作成されていなかった。

2.12.4 事故前日（3月3日）に実施された試験飛行について

同機は、3月3日午前中、機長及びB社社員2名が同乗し、同日の試験飛行計画書に基づき、試験飛行が実施された。

試験飛行計画の内容は、概略次のとおりであった。

離陸後、10,000 ftまで最大出力で連続上昇し、水平飛行後、エンジンの温度等が安定するまで巡航飛行を行い、安定後、140 kt、120 kt、100 kt及び80 ktの機速を保持し、それぞれ60秒間エンジン回転速度が緩速での降下を連続して行うもので、3月4日に実施されたような大きな飛行荷重を伴う試験項目はなかった。

揚収された機体の内から、3月3日に実施された試験飛行のデータを記録した書類が回収された。それによれば、同日には計画どおりに飛行が行われ、同計画書どおりの試験項目が実施されていたものと推定される。

このことから、3月4日、事故当日の試験飛行も試験飛行計画書どおりに実施されたものと推定される。

2.12.5 航空法との関連について

同機に取り付けられた温度等計測装置は、取り付けることが、航空法第16条第3項の規定による試験飛行等の許可を要する改造に該当するものであった。しかし、2.12.3で述べた経緯から当該許可に係る申請はされていなかった。

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、今回の改造作業に係る部分を除き、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3 同機への温度等計測装置を取り付けるに当たり、耐空性に影響があるか否かの技術的検討がされておらず、また作業手順書が作成されていなかったものと推定される。

3.1.4 同機は、温度等計測装置が取り付けられた後、所定の試験飛行等の許可は取得されていなかった。

3.1.5 調査の結果、同機には、燃料系統の付加計測器と接続されていたジョイント・チューブの破断以外、事故に結びつくような異常はなかったものと推定される。

3.1.6 事故当時の鹿部飛行場の風向は340°、風速は15ktと観測され、また、内浦湾の海水温度は5℃、波高は2mであったものと推定される。

3.1.7 A社の運航関係者の口述、無線交信内容、機体調査の結果、東京RCCの情報等から、事故当日の同機の事故に至るまでの飛行の経過は、以下のとおり推定される。

- (1) 同機は、試験飛行のため、前席左側に機長、後席に2名計3名が搭乗し、13時38分ごろ鹿部飛行場を離陸した。その後、同機は、当初計画してい

た空域をW (MOR I) 空域からE (MURORAN) 空域に変更して高度4,500ftから5,000ftまで連続上昇した。

- (2) 同機が、離陸してから約25分の14時03分ごろ、機長からエンジン不調の緊急通信がフライトサービスに発信された。
- (3) 同機は、その約2分後の14時05分ごろ高度約2,000ftでエンジンが停止し、エンジン無出力状態での滑空中、E L Tの発信及び滑空飛行の操作が行われた。
- (4) 同機は、14時05分にエンジン停止となった後、滑空して、14時10分ごろ室蘭市地球岬沖海上に不時着水した。
- (5) 同機は、脚下げ状態で、波高約2mの海上に不時着水後、水没した。機長及び同乗者2名計3名は、救命胴衣を装着して機外に脱出し、海上を漂流していた。

3.1.8 運航関係者の口述から、同機が、使用空域をW空域からほとんどが海域の上空であるE空域に変更したことについては、W空域が既にA社の他の訓練機により使用されていることを機長が知り、安全運航を考慮して他機の使用していない同空域に変更したことが考えられるが、その理由を明らかにすることはできなかった。

3.1.9 同機は、次のことからほぼ試験飛行計画に基づき飛行していたものと推定され、離陸から約25分後にエンジン不調となった時には、2.11.4に述べたとおりステープ・ターンの試験項目を開始していたものと推定される。

- (1) 整備関係者の口述から、試験飛行計画は、事前に、機長と整備士及びB社社員2名により、詳細な打ち合わせがなされた上で、実施されたものと推定されること。
- (2) 2.12.4に述べたことから、事故前日に実施された試験飛行が同日の試験飛行計画書のとおり実施されていたと推定されること。

3.1.10 機体調査の結果から、同機は、エンジンの燃料系統に取り付けられたジョイント・チューブが破断して燃料がエンジンに供給されなくなり、エンジンの無出力状態に至ったものと推定される。

3.1.11 ジョイント・チューブが破断したことは、2.11.3(3)に述べた破面観察及び2.11.5に述べた振動に関する調査の結果から、比較的大きな繰り返し応力が作用し、比較的短時間(数分)の内に、疲労破壊したことによるものと推定される。

同ジョイント・チューブに疲労破壊が生じたことについては、以下の要因が、複

合したことが考えられる。

- (1) 2.11.3(2)で述べたとおり、当該ジョイント・チューブは、重量物（240g）である付加計測器と接続されて、ほぼ片持支持の状態を取付けられていたこと及びリング溝の隅がシャープに加工されていたため、大きな繰り返し曲げ荷重が作用し易い状態にあったものと推定される。
- (2) 2.11.5で述べたとおり、事故当日の試験飛行中に、当該ジョイント・チューブにエンジンからの加振が、振動周波数80Hz付近で、大きく作用したものと考えられる。
- (3) 3.1.9で述べたとおり、同機のエンジン不調はスティーブ・ターンの試験飛行中に生じたものと推定され、その際、機体に飛行荷重が作用したと推定される。この時、ジョイント・チューブにも、同様に飛行荷重による2G相当の荷重が重畳されたものと推定される。

3.1.12

同機がエンジン不調になった位置が鹿部飛行場から北東12nm（約22km）と陸岸から離れていたのに対し、2.12.2で述べたとおりエンジン無出力状態での同機の滑空距離は最大でも約8kmと推算されることから、同機は陸地に到達できず、海上に不時着したものと推定される。なお、エンジン不調となった上空から砂崎へ向かって飛行した際、同機は、ほぼ横風を受けていたため、同機の滑空距離は風による伸びはなかったものと推定される。

3.1.13 同機の不時着水後、機長他2名計3名が救命胴衣を装着して機外に脱出したものと推定される。しかし、同機が不時着したと推定される地点付近の海上が、事故当時、北西の風15kt、波高2m、強風と高波の状態であったこともあり、発見は翌3月5日及び3日後の3月7日になったものと推定される。

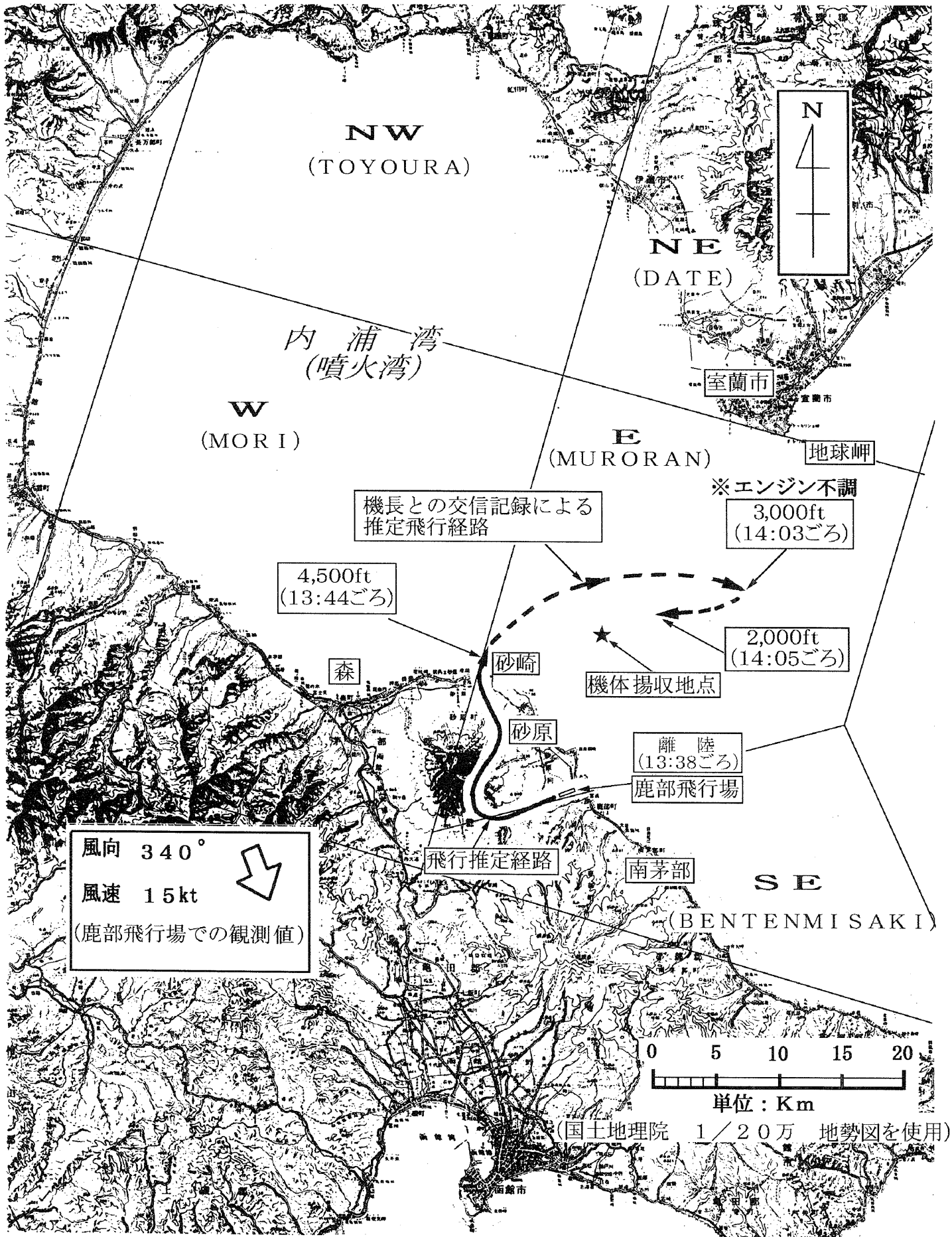
4 原因

本事故は、同機に燃料温度等の計測装置が、適切な技術的検討がなされないまま取り付けられたため、その装置の内、燃料系統の付加計測器に接続されていたジョイント・チューブが疲労破壊して、エンジンに燃料が供給されなくなり、エンジンが停止して海上に不時着し、水没したことによるものと推定される。

5 参考事項

- (1) 本事故に関し、運輸省東京航空局は、A社に対し、平成11年3月31日付け、「安全性確保のための業務改善勧告、東空域第102号、東空運第239号」を発し、航空法過誤及び整備管理体制に問題があることを指摘し、航空法を始めとする法令の遵守の周知徹底を図り、総合的かつ抜本的な安全対策を策定し、平成11年4月30日までに報告するよう勧告した。
- (2) 勧告を受けたA社は、運輸省東京航空局長に対し、平成11年4月23日付け、「安全性確保のための業務改善勧告に対する改善措置について」を提出し、関連法令及び規程類の再教育と法令遵守について周知徹底を行ったこと、受託業務及び改修作業等の起案検討書を整備部長が発出する整備部受託実施要領等を新設したこと、法令及び規程類の遵守について社内監査機能を新設したこと、並びに運航管理体制の内容の周知徹底も含め、業務改善の実施について報告した。

付図1 推定飛行経路図



風向 340°
 風速 15kt
 (鹿部飛行場での観測値)

機長との交信記録による
 推定飛行経路

※エンジン不調
 3,000ft
 (14:03ごろ)

4,500ft
 (13:44ごろ)

2,000ft
 (14:05ごろ)

機体揚収地点

離陸
 (13:38ごろ)
 鹿部飛行場

飛行推定経路

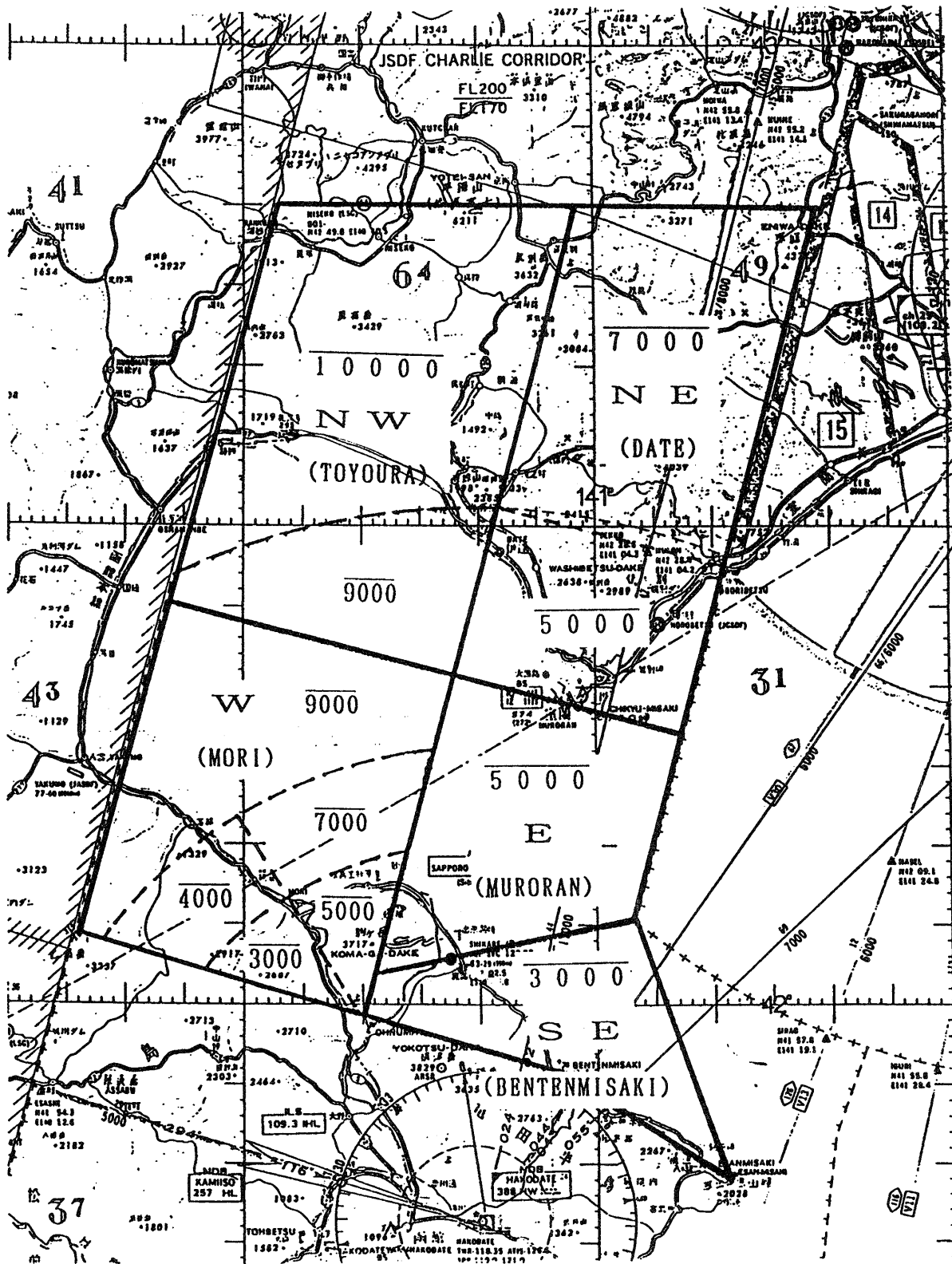
南茅部
 SE
 (BENTENMISAKI)

0 5 10 15 20
 単位: Km

(国土地理院 1/20万 地勢図を使用)

付図 2 訓練空域

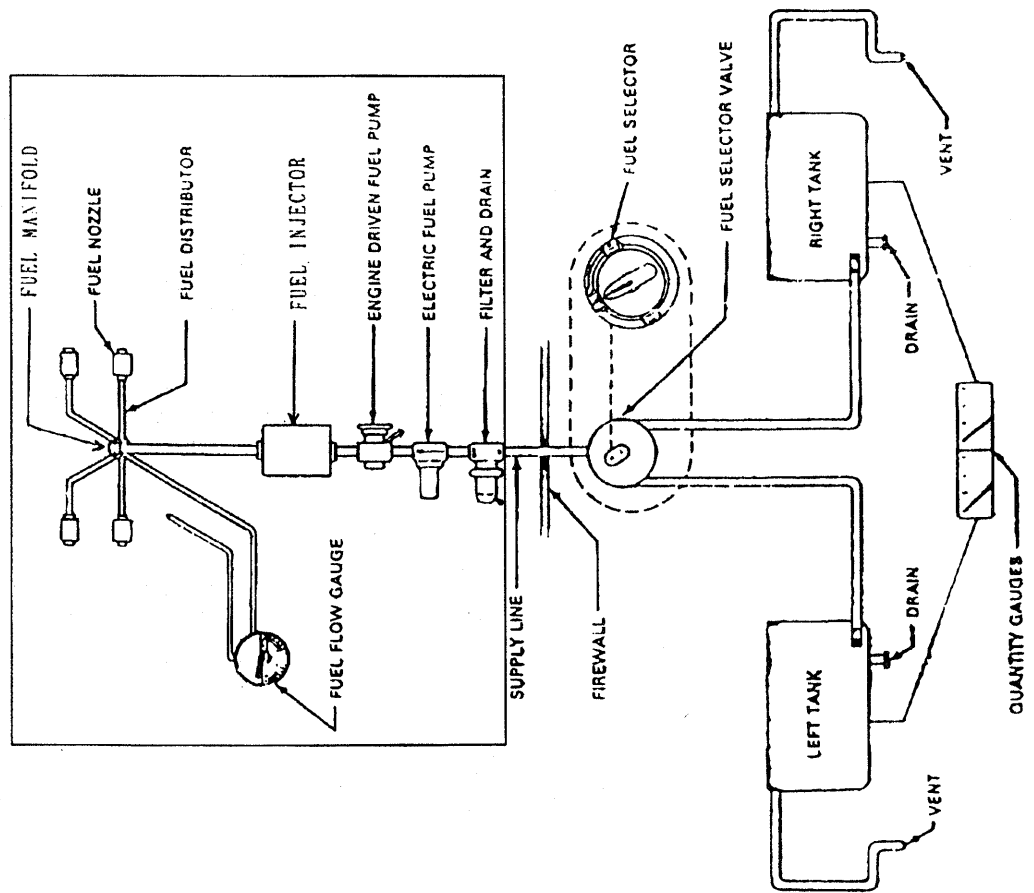
(鹿部飛行場周辺空域及び内浦湾空域)



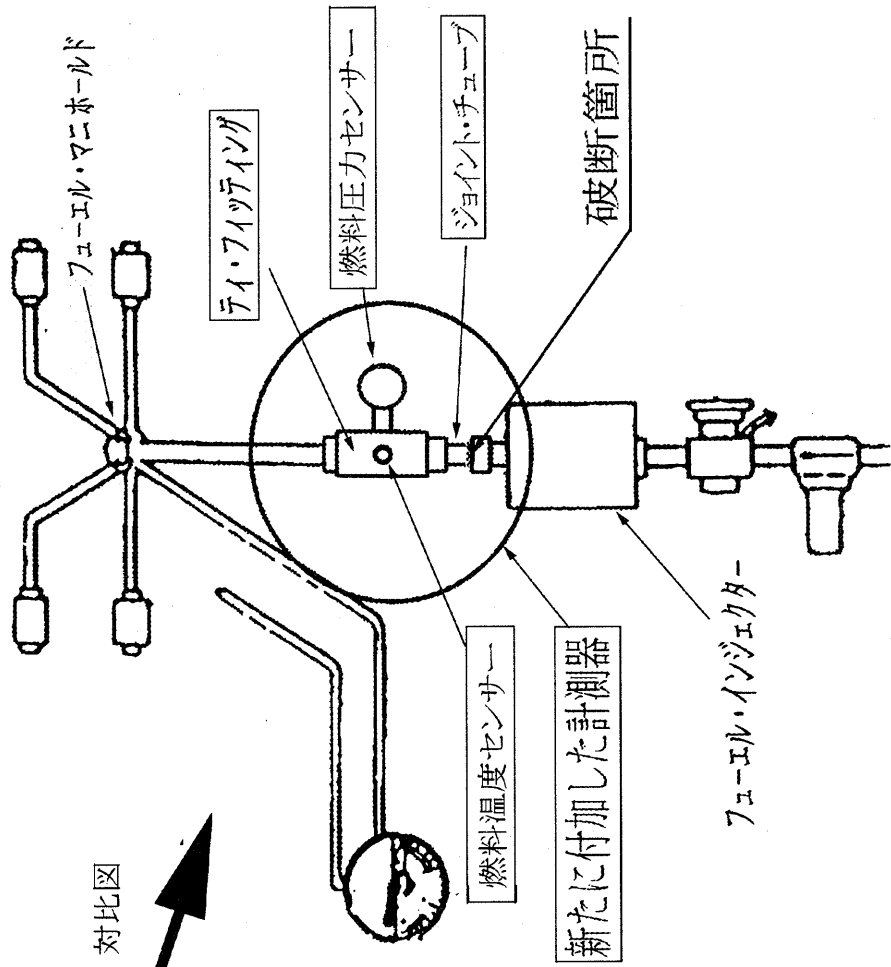
(同社の教育規程から抜粋)

付図 4 燃料系統図

標準状態



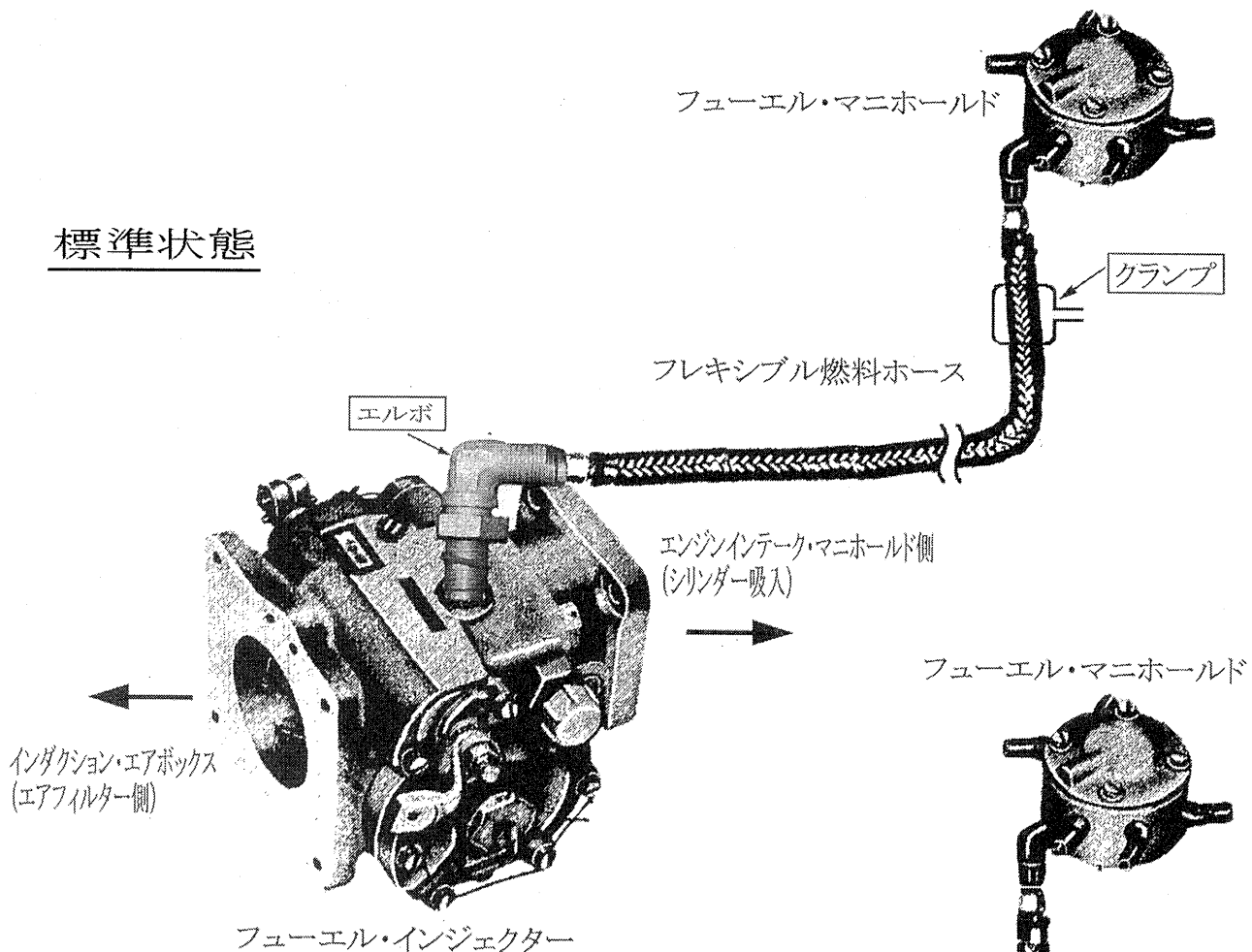
事故機の付加計測器取付状態



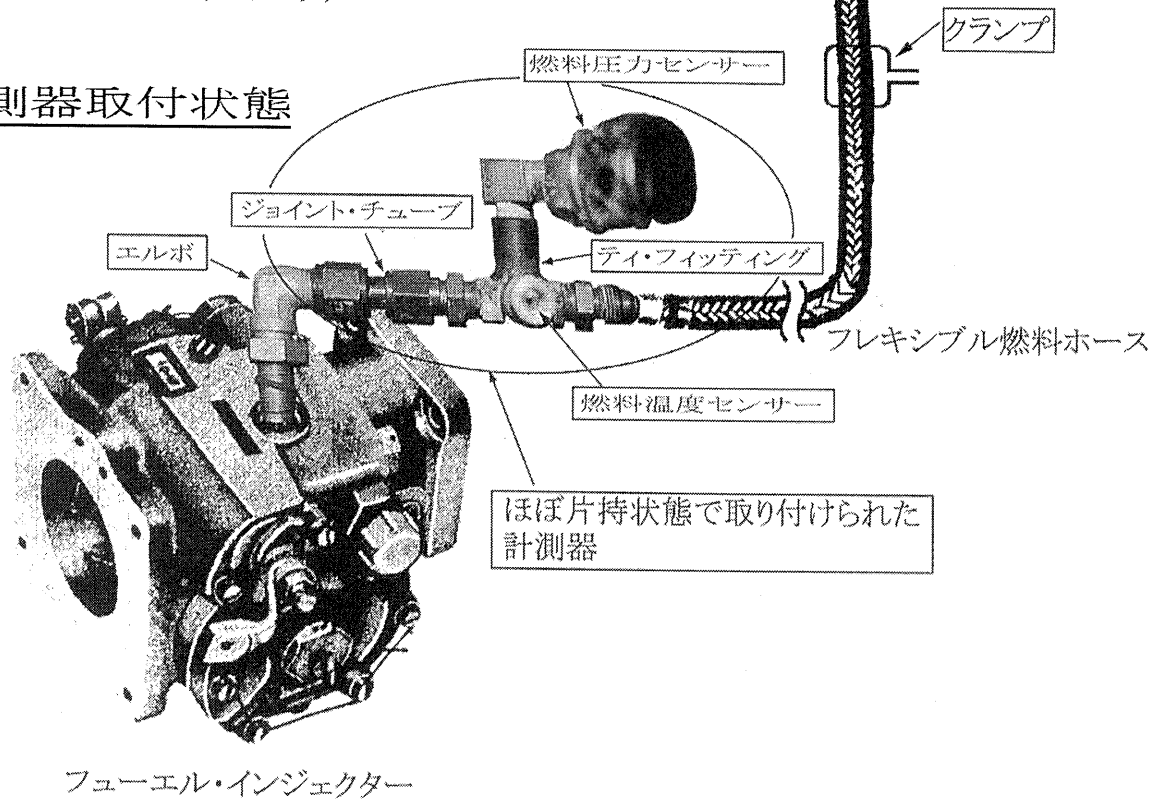
※フューエル・インジェクターの出口側に、燃料圧力及び温度測定のため取付けた付加計測器等の概要図

付図 4 — 1 付加計測装置取付図

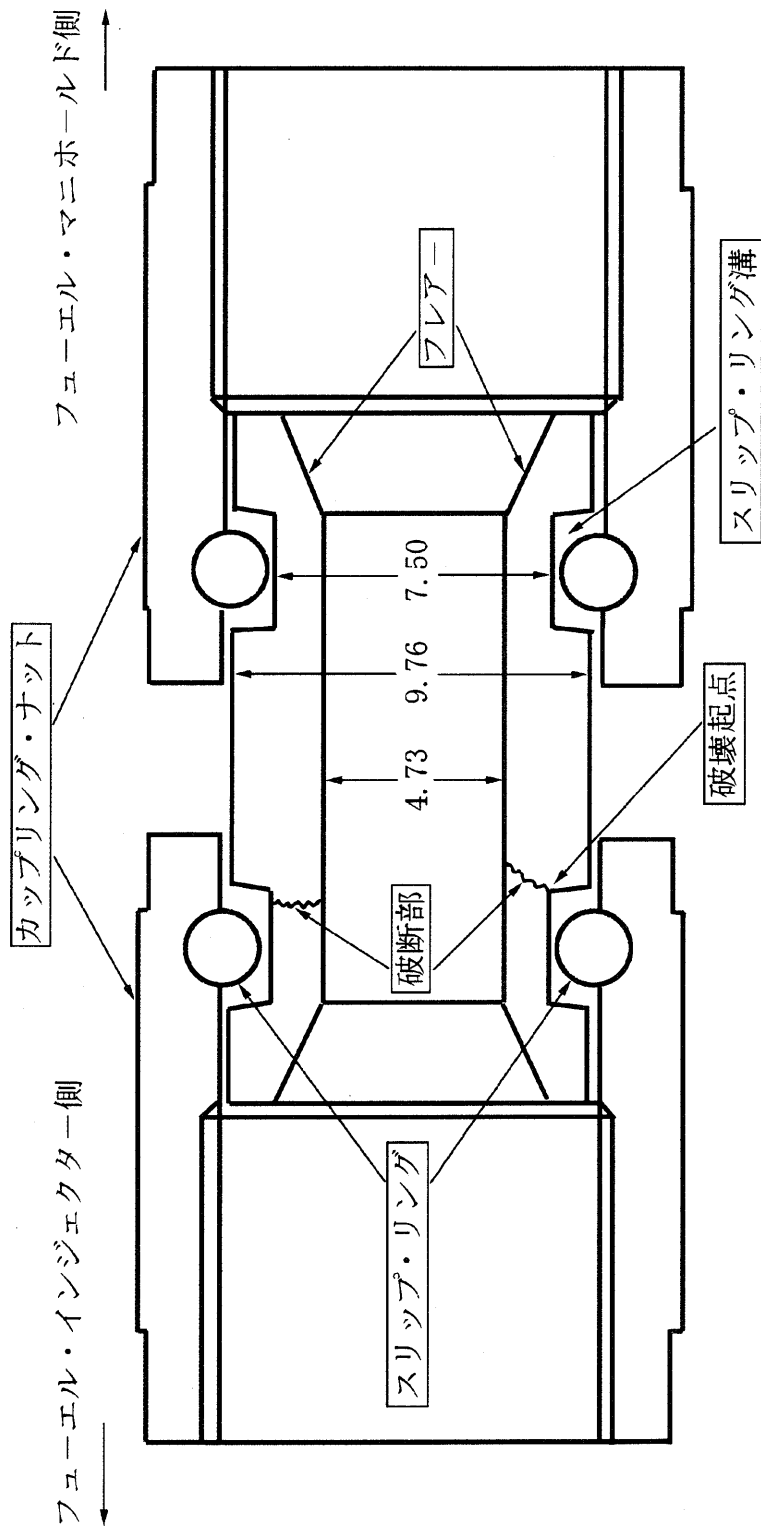
標準状態



付加計測器取付状態



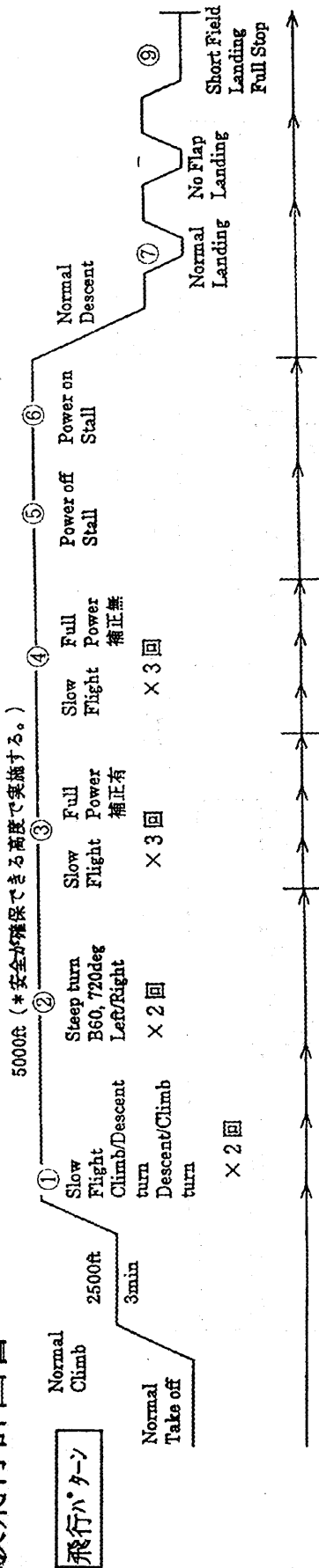
付図5 ジョイント・チューブの断面図



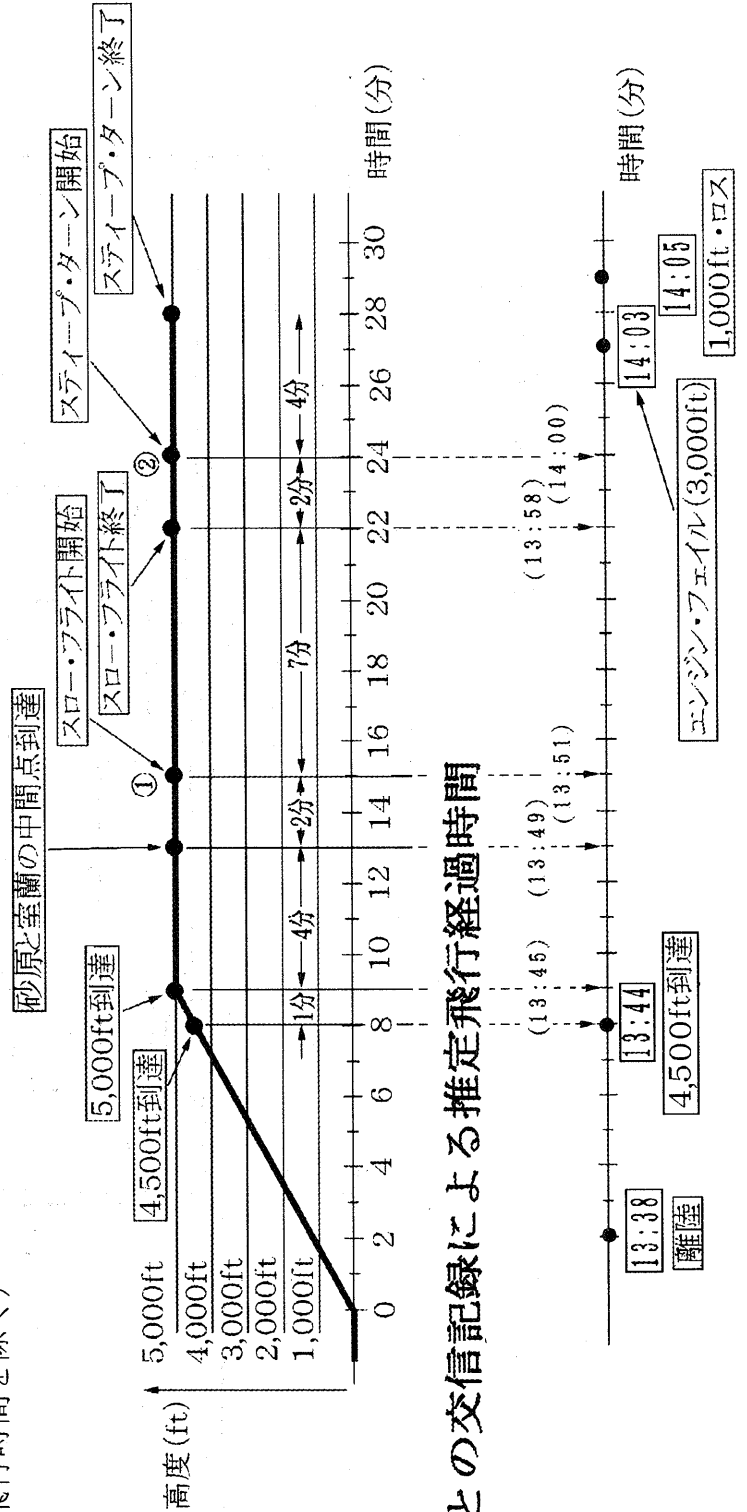
単位：mm

付図 6 試験飛行計画

※ 試験飛行計画書



※ 試験飛行計画書に基づいた飛行調査による、各試験項目までの実所要時間
 (注：2,500ftでの飛行時間を除く)



※ 事故当日の機長との交信記録による推定飛行経過時間

付図 7 パイパー式
PA-28R-201型
三面図

単位：m

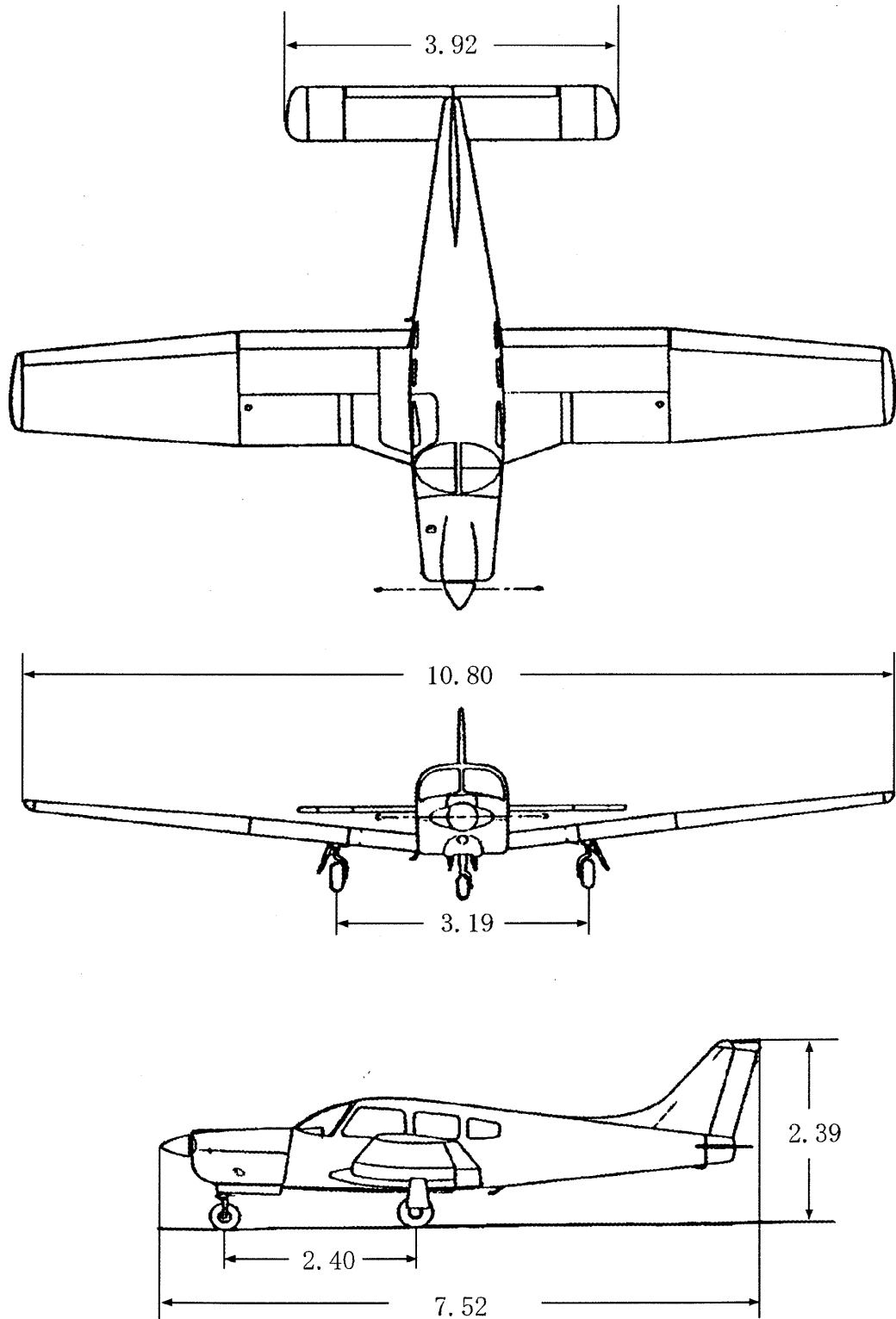


写真 1 事故機その 1 (海中から回収中)

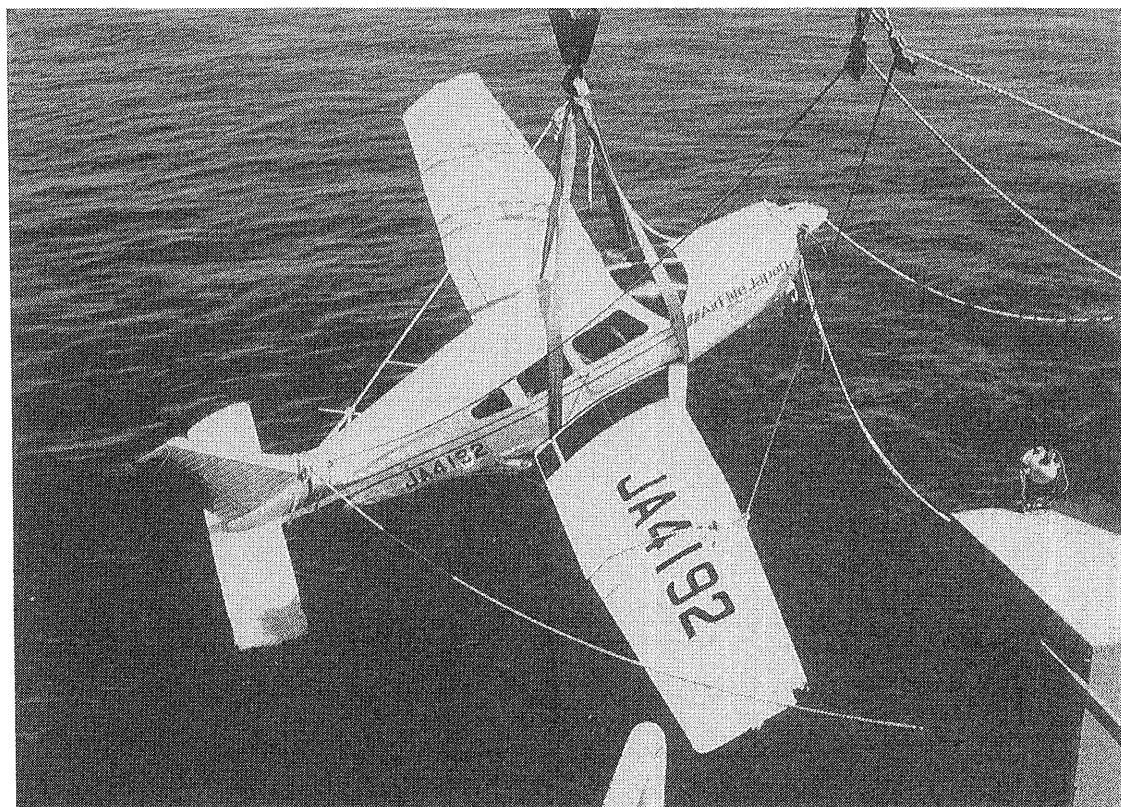


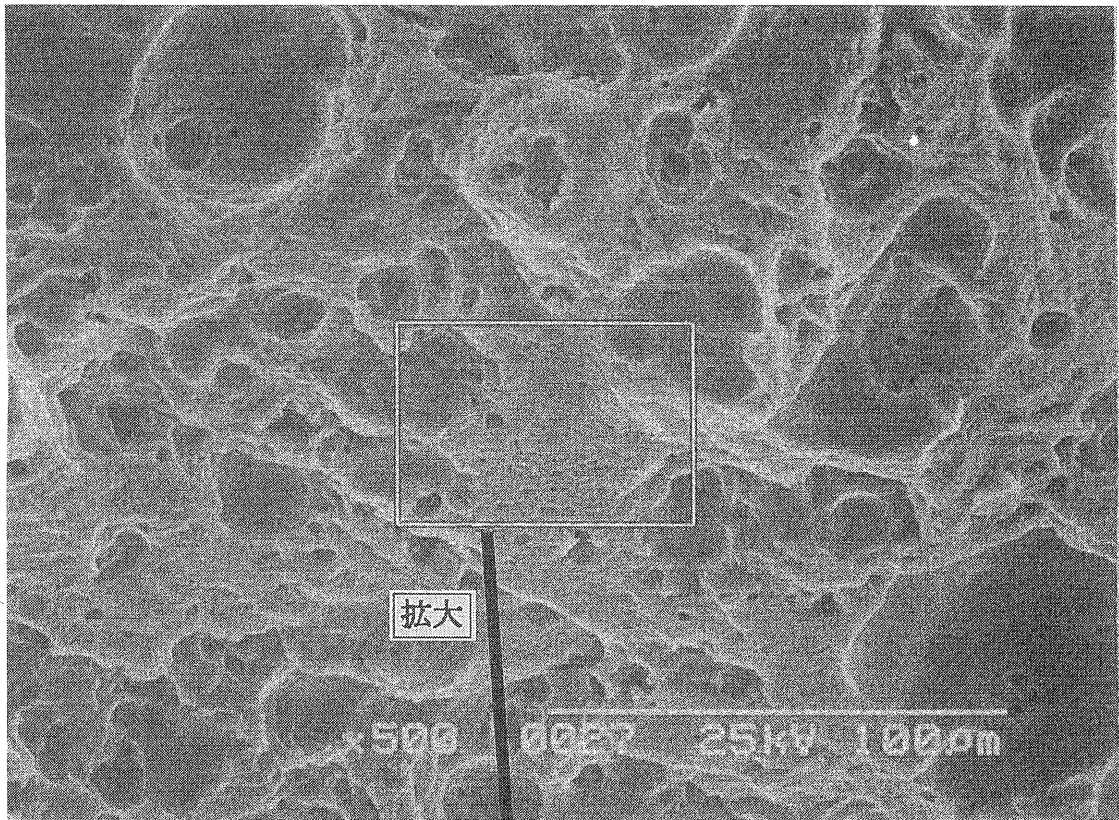
写真 2 事故機その 2 (揚収船上)



写真5 ジョイント・チューブの破面

(破壊起点 近傍のマイクロ破面様相)

(低倍)



(高倍)

