

航空事故調査報告書
野崎産業株式会社所属
(熊本航空株式会社受託運航)
ソカタ式TB21型JA4108
熊本県天草郡大矢野町
平成3年9月20日

平成4年9月10日

航空事故調査委員会議決
委員長 竹内和之
委員 吉末幹昌
委員 宮内恒幸
委員 東 昭
委員 東 口 實

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

野崎産業株式会社所属ソカタ式TB21型JA4108は、平成3年9月20日、試験飛行中エンジンに異常が発生し、15時18分ごろ、熊本県天草郡大矢野町のゴルフ場に胴体着陸した。

同機には機長及び整備士が搭乗していたが、死傷者はなかった。

同機は大破したが、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、平成3年9月20日、運輸大臣から事故発生の通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

1.2.2 調査の実施時期

平成3年 9月21日～22日

現場調査

平成3年10月24日

エンジン分解調査

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 0 8 は、熊本航空株式会社が耐空証明検査受検の諸手続及び準備作業を請け負っており、平成3年9月20日、受検前の社内試験飛行を予定していた。

同機は、当日、機長及び整備士により飛行前点検を受けたが、異常は認められなかった。

機長は、有視界飛行方式、出発地：熊本空港、出発予定時刻：13時15分、経由地：湯島、目的地：熊本空港、巡航速度：130ノット、所要時間：3時間、持続時間で表された燃料搭載量：5時間の飛行計画を熊本空港事務所に通報した後、同機に整備士と共に搭乗し、熊本空港を13時38分に離陸した。

その後、事故に至るまでの飛行経過については、機長及び整備士によれば次のとおりであった。

15時11分ごろ湯島南方約10キロメートル上空で性能試験を終了し、高度約8,000フィートにおいて無線機器の試験を始めたときに油圧低下を示す警報灯が点灯し、油圧計の指示も低下を示した。他の計器を点検したところ、異常がなかったため油圧計の故障ではないかと考えたが、用心のため熊本空港に引き返すこととした。

警報灯点灯の約3分後、高度8,000フィート、速度120ノットで飛行中、カタカタというエンジンの異常音とともに機体の振動が始まり、次第に激しくなったため不時着を決意してエンジンを停止させた。眼下には半島と島ばかりで適当な平地がなかったため、埋立地か海岸に不時着するつもりで滑空しながら不時着場を選定していたところ、右前方にゴルフ場が見えたので同所に不時着を決心した。高度がやや高いと感じたので左に少し旋回をして高度を処理し、脚上げのままフラップを着陸位置にして速度約75ノットで南東方向から同所に進入

した。脚を下げなかったのは、ゴルフ場は起伏やバンカーがあり脚上げの方がよいと考えたからである。

最終進入時、手前接地にならないよう高めの目測で進入したところ思ったより高度が高くなり、予定していた接地点を大きく越え、グリーン手前約85メートルのフェアウェイ上に接地、2回バウンドして左右に大きく揺れながら胴体で滑走し、グリーン左奥の立木に左主翼が衝突して停止した。

エンジンの不具合発生時刻は、15時14分ごろであり、不時着場所は、熊本県天草郡大矢野町大字中11356番地のゴルフ場の18番グリーン付近で、不時着時刻は、15時18分ごろであった。（付図1、2及び写真1、2参照）

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

大 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

プロペラ	わん曲
エンジン	破 損 (2.8.2項参照)
エンジン・カウリング下部	破 損
前脚ドア、主脚ドア	破 損
胴体下部	破 損
左主翼	破 損 (写真2参照)
左右フラップ	破 損

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

ゴルフ場の芝生が損傷した。

2.5 乗組員に関する情報

機 長 男 性 40歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）

第10493号

限定事項 陸上単発機
第一種航空身体検査証明書
有効期限
総飛行時間
同型式機による飛行時間
最近30日間の飛行時間

昭和60年9月11日
第14450960号
平成4年2月14日
1,616時間51分
45分
47時間15分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式

ソカタ式TB21型

製造番号

第975号

製造年月日

平成2年1月15日

耐空証明書

第東2-519号

有効期限

平成3年9月17日

総飛行時間

81時間56分

100時間点検(平成3年9月17日実施)後の飛行時間

38分

2.6.2 エンジン

型 式

ライカミング式TIO-540-ABIAD型

製造番号

第L-9016-61A号

製造年月日

平成元年4月17日

総使用時間

81時間56分

100時間点検(平成3年9月17日実施)後の使用時間

38分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時における同機の重量は2,822ポンド、重心位置は1.01メートルと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量3,086ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲0.97~1.20メートル)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100/130、潤滑油はエアロシェルW80で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 事故現場の北東約50キロメートルに位置する熊本空港の事故関連時間帯の航空気象観測値は、次のとおりであった。

観測時刻(時:分)	13:00	14:00	15:00	16:00
風向(度)	240	200	240	220
風速(ノット)	6	8	6	9
視程(キロメートル)	10以上	10以上	10以上	10以上
天気	晴	晴	晴	晴
雲	1/8	1/8	1/8	1/8
	積雲	積雲	積雲	積雲
(フィート)	3,000	3,000	3,500	3,500
気温(度C)	26	27	26	26
露点温度(度C)	7	10	8	10
QNH(インチ水銀柱)	29.78	29.78	29.78	29.78

2.7.2 機長によれば、事故当時の事故現場付近の気象は、次のとおりであった。

天気 晴、風向 南西、風速 約5ノット、視程 約10キロメートル、
気温 約25度C

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 不時着現場での機体調査

不時着現場で機体調査を行った結果は、次のとおりであった。

(1) エンジン・クランク・ケース上部に破孔が生じており、前面風防並びに前脚ドア内側及び排気管出口付近から方向舵に至る胴体下面にオイルが付着していた。

オイル・ゲージで測ったところオイル残量はゼロであった。

(2) NO. 5及び6下側点火栓にはオイルが付着していたが、その他の点火栓は良好な状態であった。

2.8.2 エンジンの分解調査

エンジンの分解調査を行った結果は、次のとおりであった。(付図3、4及び写真3、4、5参照)

(1) クランク・ケース

クランク・ケース上部のNo. 4 シリンダ取り付け部付近に約7×3センチメートルの破孔(写真3、4参照)、同ケース下部のNo. 5 シリンダ取り付け部付近に約5×4センチメートルの破孔が生じていた。

(2) クランク・シャフト及びコネクティング・ロッド

クランク・シャフトのクランク・ピン部、コネクティング・ロッド大端部及びコネクティング・ロッド・ベアリングの状況は、次のとおりであった。

(写真4、5参照)

エンジン部品	シリンダNo.	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5	No.6
クランク・シャフトのクランク・ピン部		ピン部表面にコネクティング・ロッドのベアリング材が溶着、かじり傷あり。No.2の油孔が溶解したベアリング材で閉塞。			ピン部表面が過熱・焼損。No.4、No.5油孔が溶解したベアリング材で閉塞。		
コネクティング・ロッド		正常に組み付け。			大端部破断。ボルト破断。キャップ脱落・変形。		
コネクティング・ロッド・ベアリング		ベアリング表面が溶解・変形。焼き付きがかなり進行。			オイル・サンプル内に破損・変形した圧延状態のベアリング材あり。装着位置は特定できず。		

(3) 点火栓

No. 5 及び 6 下側点火栓にオイルが付着していたが、これは不時着後の機体姿勢により燃焼室内にオイルが入ったことによるものと推定された。

(4) ピストン

ピストン頂部には異常燃焼を示す形跡は認められなかった。

(5) 補機類

ア オイル・フィルタには多量の鉄、アルミ等の金くずが付着していたが、その形状及び材質から、これらは内部損傷により発生した金くずであると認められた。

イ オイル・ポンプ、インペラ及びリリーフ・バルブに異常は認められなかった。

ウ ターボ・チャージャのオイル漏れ点検及び分解点検を実施したが、オイル漏れの形跡を示すようなオイルの炭化は認められなかった。

エ オイル・ラインの点検を実施したが、油圧低下の原因になるような破損及び盲プラグの脱落は認められなかった。

2.8.3 エンジンの点検

前回のエンジンの点検(100時間点検平成3年9月17日実施)時には、異常は認められなかった。

2.9 その他必要な事項

2.9.1 不時着したゴルフ場の18番ホールは、長さ約485メートルその内のフェアウェイ部分は約340メートルであり、傾斜が約7度の上りになっていた。(付図2参照)

2.9.2 同機は、耐空証明書の有効期限が切れており、耐空証明検査受験のための試験飛行を行うに必要な航空法第11条ただし書きの許可を大阪航空局から受けていた。

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、2.9.2項に述べたとおり耐空証明書の有効期限が切れていたが、当該飛行については、有効な試験飛行許可を有していた。

3.1.3 事故当時の気象は、事故発生に関連はなかったものと推定される。

3.1.4 機長の口述及びエンジン分解調査の結果から、エンジンが破損に至った経過については次のとおり推定される。

2.8.2項(5)に述べたようにオイル潤滑系統に異常が認められなかったことから、2.8.2項(2)に述べたNo. 4、5又は6のクランク・ピン部に焼き付きが発生、ベアリング材が溶解し、当該摺動部のクリアランスが過大となってオイル吐出量が増大して油圧が低下した。このため、コネクティング・ロッド大端部が破損、クランク・ケースに破孔を生じオイル漏れが起こって潤滑も悪化、エンジンの内部の一連の破損が進行した。

クランク・ピン部に焼き付きが発生したことについては、ベアリングの破損の程度が激しく、その理由を明らかにすることはできなかったが、一般的な要因としては次の3点が考えられる。

- (1) 始動時の潤滑不足による油膜切れ
- (2) クランク・ピン摺動部の異物、切粉等のかみ込みによるかじり
- (3) クランク・ピン摺動部のクリアランス不足

なお、ライカミング・エンジンの過去の類似不具合事例では、オイルが不足した場合、エンジン前方側より後方側の方が給油量が少なくなり、後方側クランク・ピンの焼き付きが生じており、本経過と一致する。

3.1.5 同機は、予定していた接地点を大きく越えグリーン手前約85メートルの地点に接地している。これは、2.5項に述べたとおり、機長の同型式機による飛行時間が45分と少なく正確な進入を行うことが困難であったことが考えられ、また、機長が手前接地にならないよう高めの目測で進入したところ思ったより高度が高くなり、接地点が延びたことによるものと推定される。

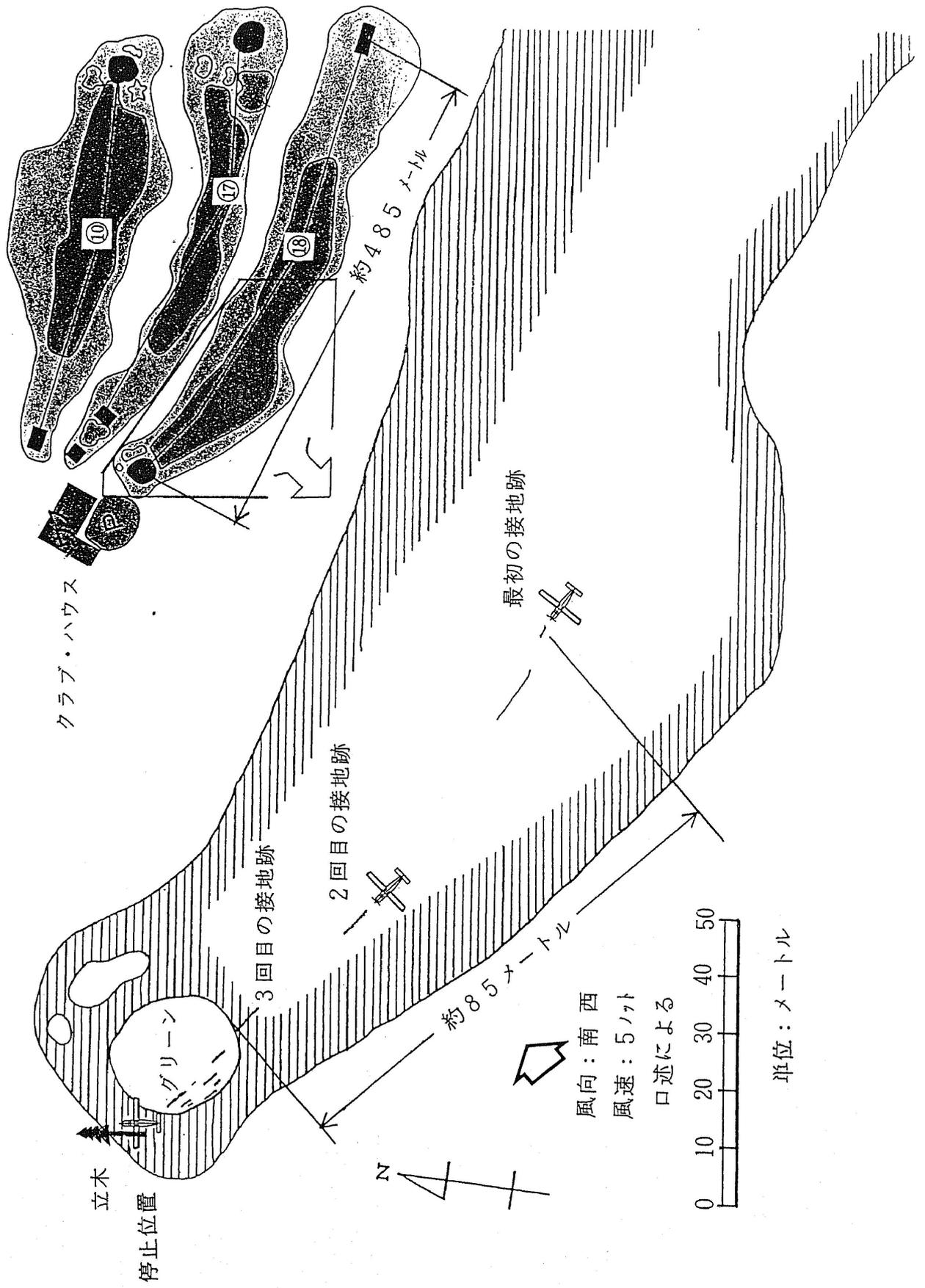
3.1.6 同機は、グリーン手前約85メートルのフェアウェイ上に接地、2回バウンドして左右に大きく揺れながら胴体で滑走し、グリーン左奥の立木に左主翼を衝突させて機体が停止したものと推定される。

4 原 因

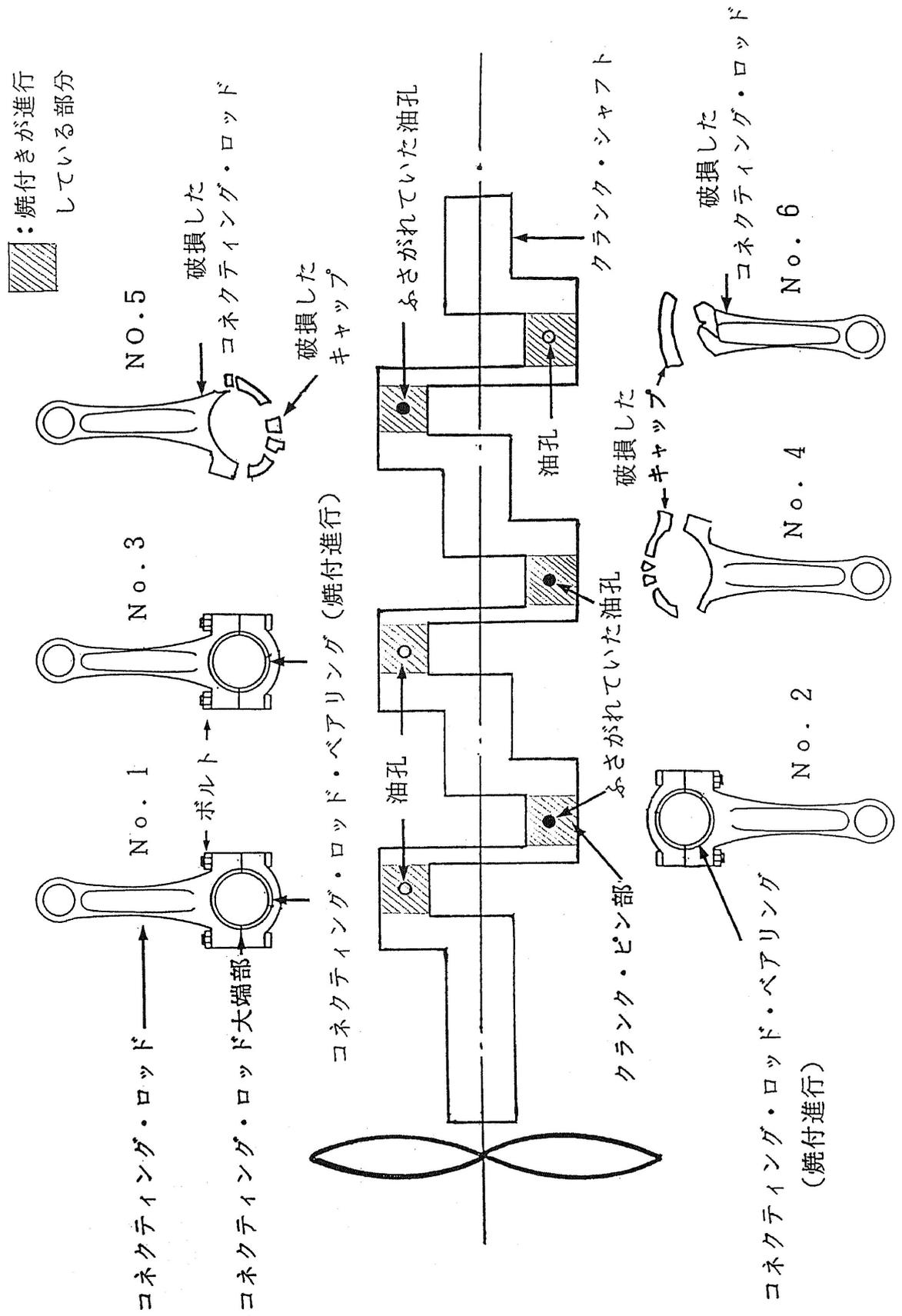
本事故は、同機が試験飛行中エンジンが破損し、ゴルフ場に胴体着陸した際機体を損傷したものと推定される。

なお、エンジンが破損したのは、クランク・ピン部の焼き付きに起因するものと推定されるが、焼き付きの原因を明らかにすることはできなかった。

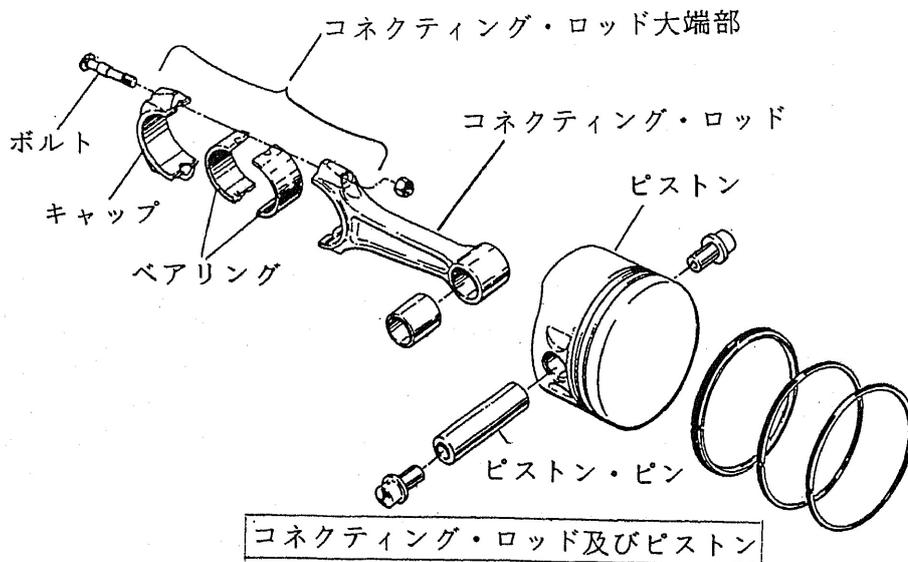
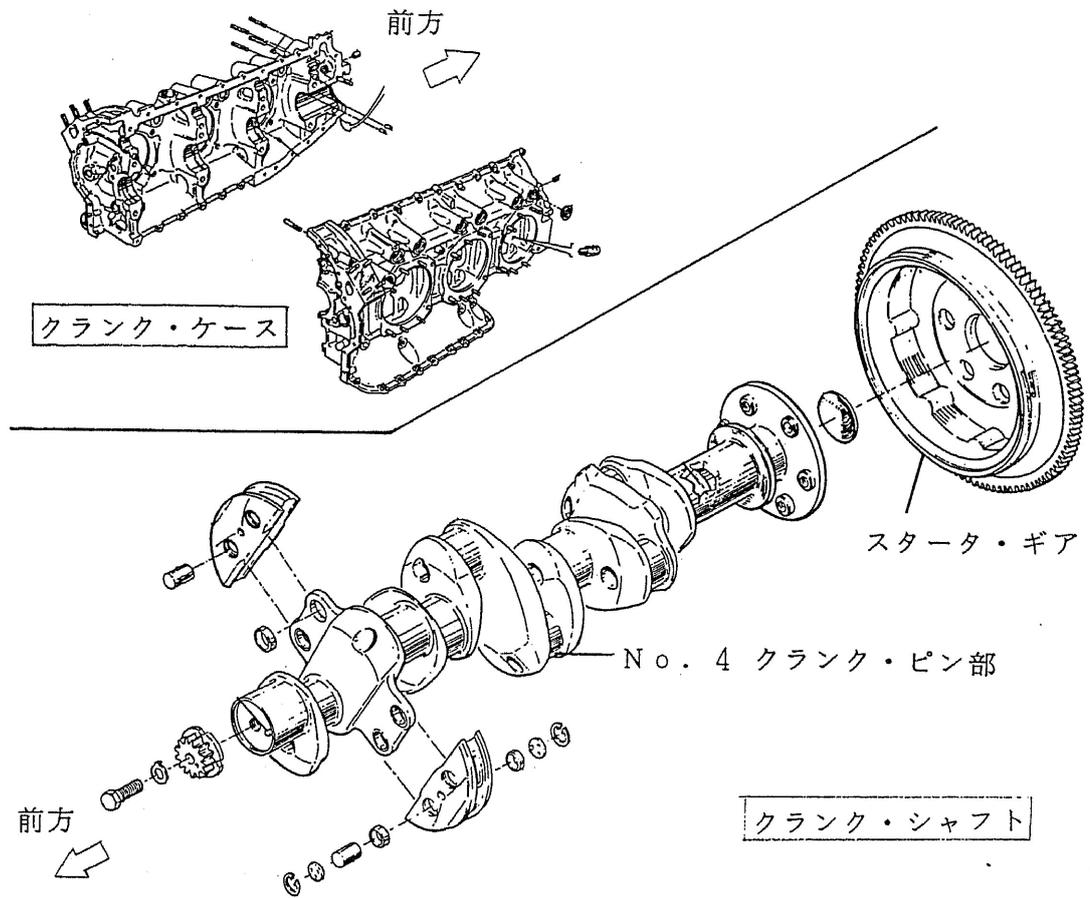
付図2 現場見取図



付図3 エンジン内部の損傷状況



付図4 ライカミング式 T10-540-AB1AD型 エンジン部品の概略図



付図5 ソカタ式TB21型三面図

単位：メートル

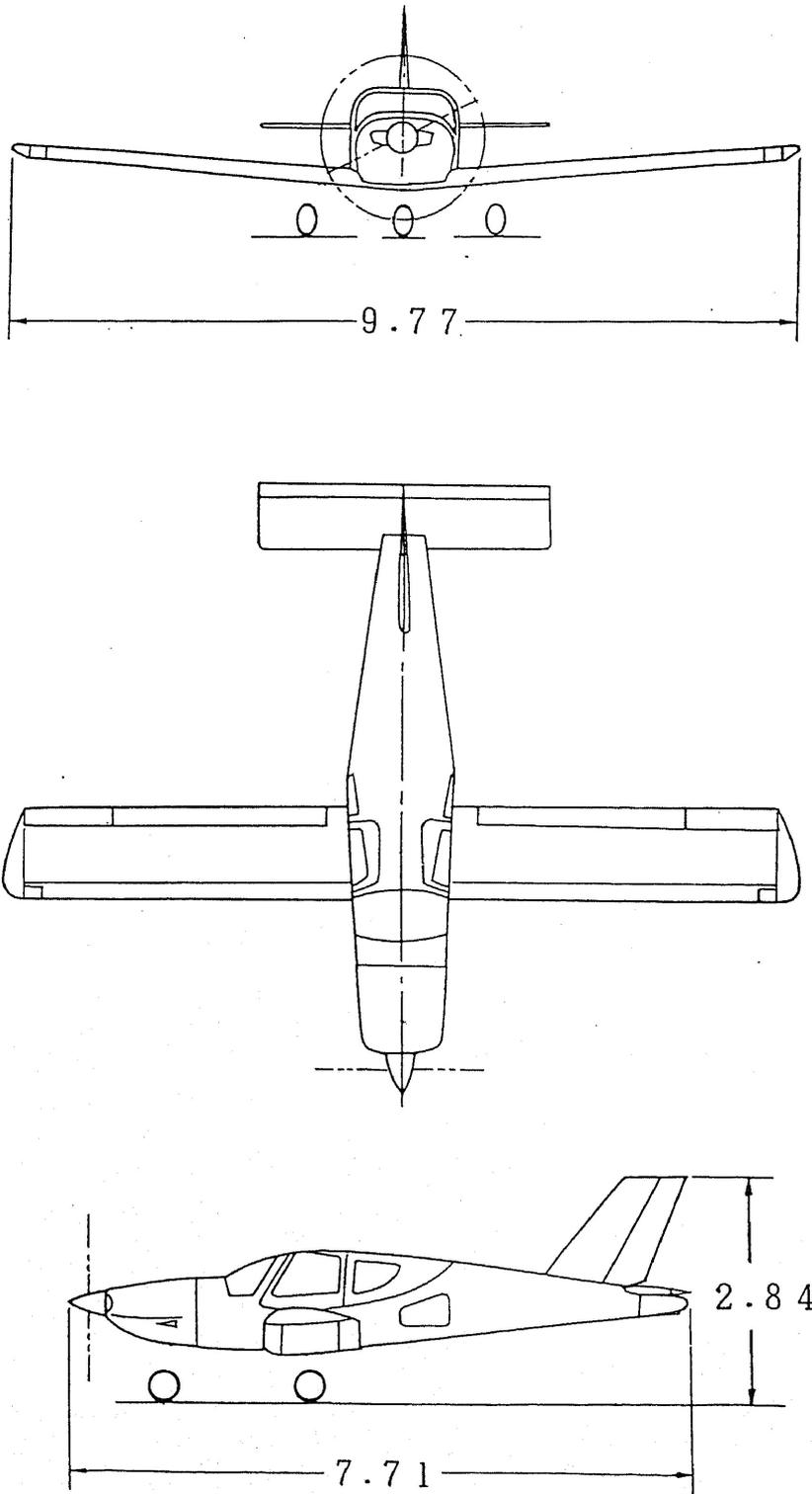


写真1 立木に衝突した事故機

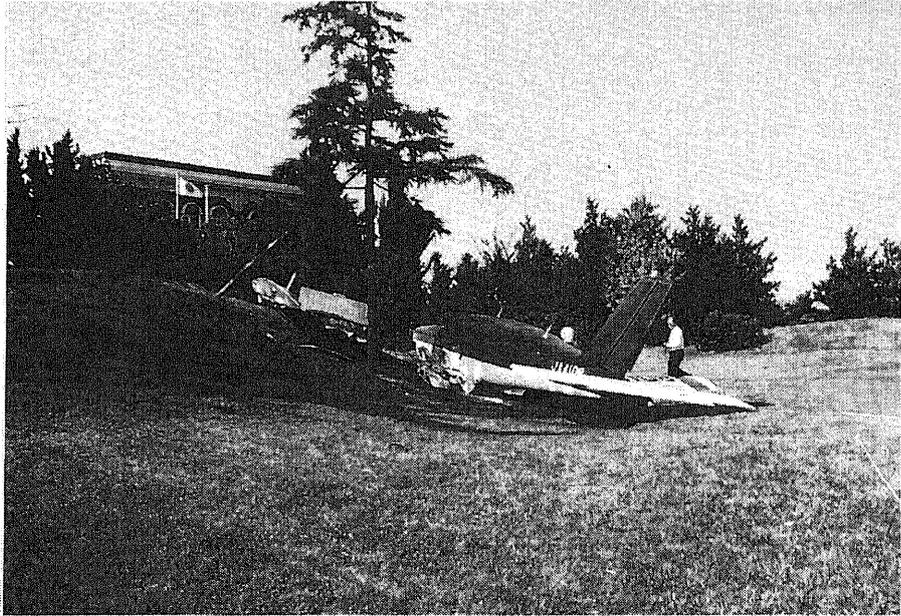
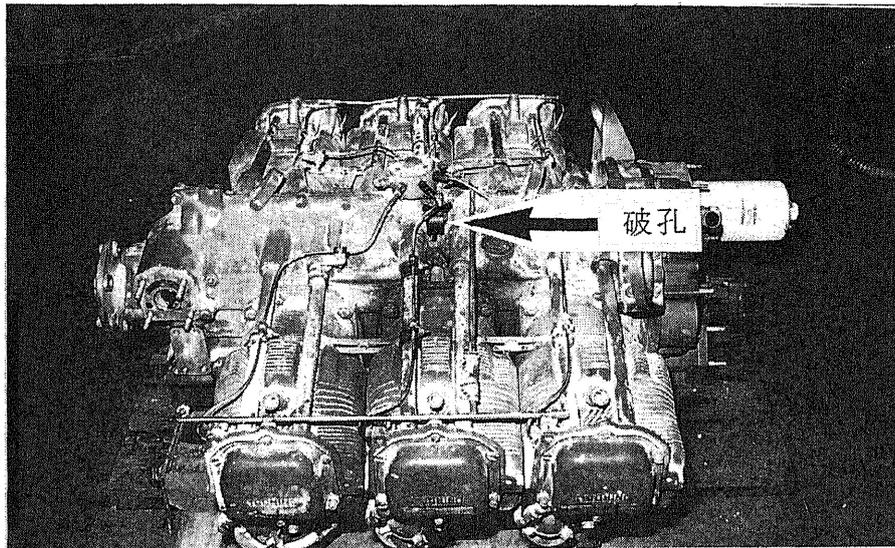


写真2 左主翼の破損状況



写真3 クランク・ケースの破孔

前方



No.4 シリンダ

写真4 破損したNo.4シリンダの コネクティング・ロッド大端部 及びクランク・ケースの破孔

上方

前方

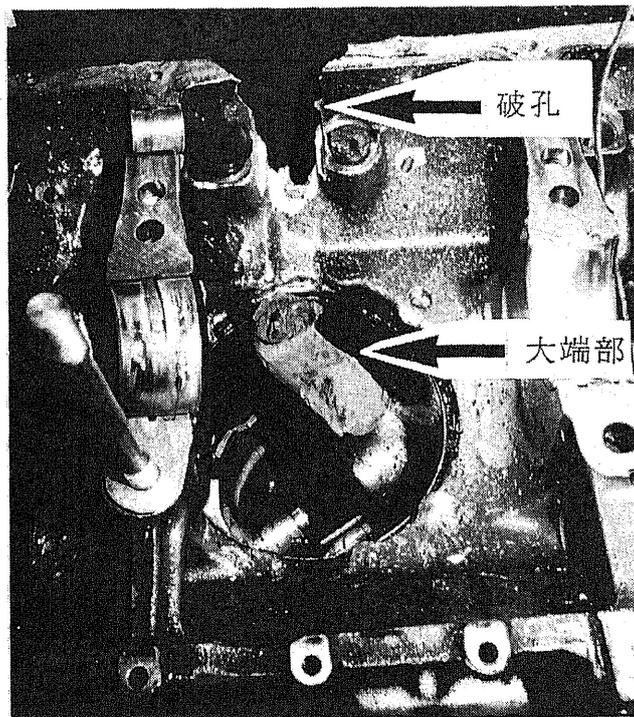
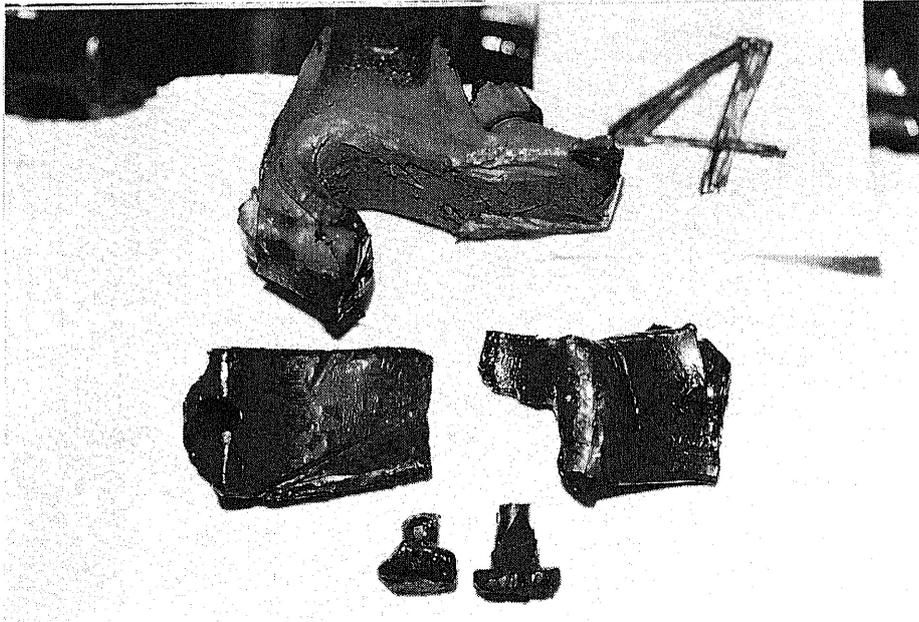
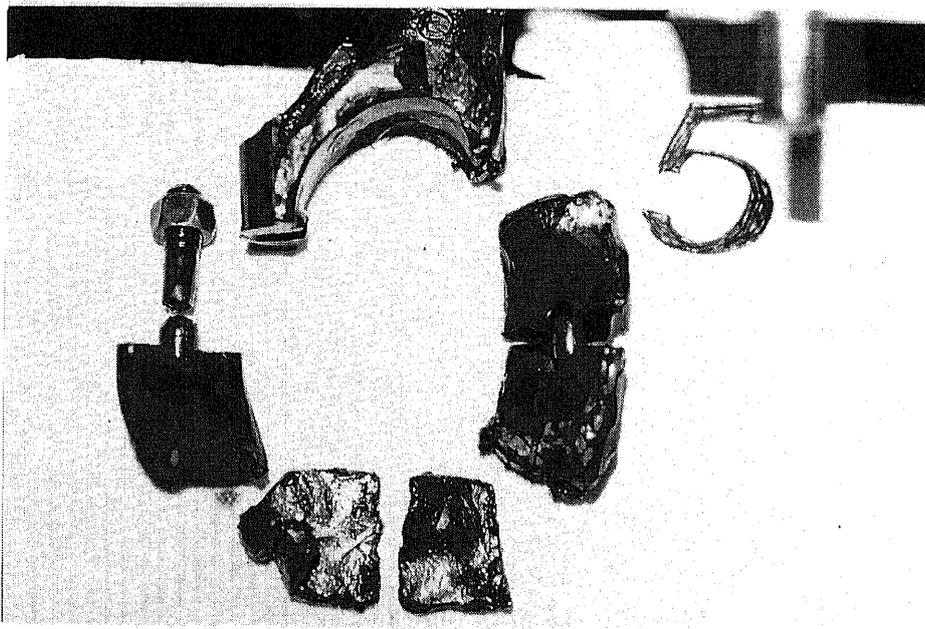


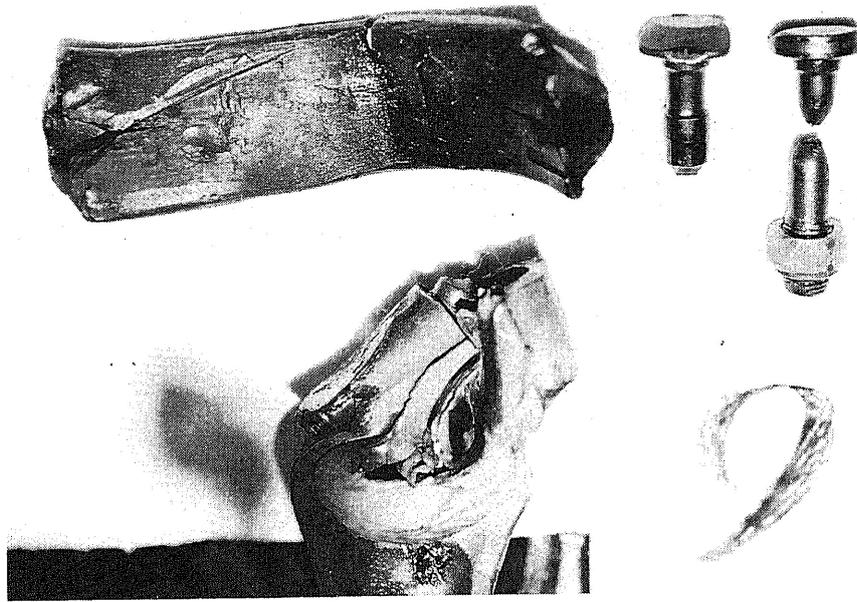
写真5 破損したコネクティング・ロッド



No. 4 コネクティング・ロッド大端部



No. 5 コネクティング・ロッド大端部



No. 6 コネクティング・ロッド大端部