

航空事故調査報告書

国際航空輸送株式会社所属

富士重工式FA-200-160型JA3848

北海道滝川市

昭和58年9月6日

昭和60年3月20日

航空事故調査委員会議決（空委第5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

国際航空輸送株式会社所属富士重工式FA-200-160型JA3848は、昭和58年9月6日、操縦訓練のため礼文空港から札幌飛行場へ向けて飛行中、エンジンが不調となり、15時37分ごろ北海道滝川市陸上自衛隊滝川駐屯地に不時着した。

同機には、教官（以下「機長」という。）及び操縦練習生（以下「練習生」という。）3名が搭乗していたが、死傷者はなかった。

機体は中破したが、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58年9月6日、運輸大臣から事故発生 of 通報を受け、

435001

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

昭和58年9月7日～8日	現場調査
昭和58年9月14日～16日	エンジン分解調査
昭和58年11月22日	飛行試験

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60年3月1日意見聴取を行なった。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 3848は、昭和58年9月6日航法訓練のため、練習生が左前席、機長が右前席、他の練習生2名は後席に搭乗して、札幌飛行場に向け、14時09分礼文空港を離陸した。

同機は練習生の操縦により、稚内市を経て滝川市に向け、高度約2,000フィート、対気速度約110マイル/時、エンジン回転速度約2,300RPMで飛行中、15時32分ごろ、滝川市の北約10キロメートルの地点で、突然エンジンから異常振動が発生し、エンジン回転速度が、約2,100RPMに低下した。

不具合発生と同時に機長が操縦を交代し、練習生に不時着場所を捜すよう指示するとともに、所定の回復操作を実施したが、状況は変わらなかった。

この間に同機の高度は約1,500フィートに、対気速度は約80マイル/時に低下し、エンジンの異常振動は、アイドルからフル・パワーまでの全域にわたって存在していたので、機長は練習生が区分航空図（日本航空機操縦士協会発行、縮尺50万分の1）から捜し出した陸上自衛隊滝川駐屯地内の離着陸帯に不時着を決意し、15時33分57秒札幌タワーにその旨を送信した。

機長は、15時34分50秒、再度札幌タワーに「不時着します。」と送信し、視認できた滝川駐屯地に進入した。

滝川駐屯地内の離着陸帯には、運動用走路が隣接しており、機長はこれを離着陸帯と誤認した。（写真-1、参照）

機長は、当初滑走路14側（実際は運動用走路）に着陸しようとして意図したが、進入中に運動用走路手前に15名位の人と車両1台を視認したため、そのまま進入するのは危険と判断し、

435002

また、エンジンは振動しながらもフル・スロットルで2,100RPM位は回転していたので、エンジン出力を使いながら滑走路32側（実際は運動用走路）に回り込み、フラップ35度下げ、スロットル全閉、対気速度65～70マイル/時で、離着陸帯と誤認した運動用走路の末端に接地した。

機長は接地後直ちにエンジンを停止し、ブレーキ・ペダルを踏んだが、思うように減速しなかったため、停止困難と判断し、ブレーキ・ペダルを行程一杯まで更に踏み込んだ。

同機は、タイヤ・スキッドを生じながら、接地点から約250メートル滑走し、幅約1.35メートル、深さ約0.5メートルの排水溝を横切り、その際右主脚を切損し、道路上にかく坐停止した。

事故発生時刻は、15時37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

右主脚	切損
右フラップ	変形
右主翼マスバランス・カバー	破損
エンジン	
№3 シリンダ・エグゾースト・バルブ	亀裂破損
№2 及び№3 シリンダ内壁	損傷
№2 及び№3 ピストン上面	損傷

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 41歳

435003

事業用操縦士技能証明書 第2758号
昭和44年7月25日 取得
限定事項 飛行機陸上単発
操縦教育証明(飛行機) 第693号 昭和47年2月26日
第1種航空身体検査証明書 第11372249号
有効期限 昭和58年11月30日
総飛行時間 6,450時間
同型式機飛行時間 1,400時間
最近30日間の飛行時間 12時間55分

同乗の練習生A、B及びCは、いずれも自家用操縦士(飛行機)技能証明の資格を有していた。

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式 富士重工式FA-200-160型
製造番号及び製造年月日 第FA-200-294号 昭和54年9月11日製造
耐空証明 第東57-387号 昭和58年10月21日まで有効
総飛行時間 1,882時間06分
定時点検後の飛行時間 昭和58年8月23日、100時間点検実施後42時間23分

2.6.2 エンジン

型 式 ライカミング式O-320-D2A型
製造番号及び製造年月日 第L-6964-39A号 昭和49年11月18日製造
総使用時間 1,883時間21分
定時点検後の飛行時間 昭和58年8月23日、100時間点検実施後42時間23分
整備経歴 昭和58年7月6日に気化器の加速ポンプ不良のため、気化器を交換した。

注) 気化器交換時のエンジン総使用時間 1,807時間
41分

435004

2.6.3 重量及び重心位置

事故発生当時、同機の重量は986キログラム、重心位置は2.56メートルと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量1,060キログラム、事故当時の重量に対応する重心範囲2.44～2.63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

燃料は航空用ガソリン100/130、潤滑油はW-80でいずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

事故現場から約3.3キロメートル東にある札幌管区気象台滝川地域気象観測所における気象情報は、次のとおりであった。

	気 温	風 向	風 速
15時	21.3℃	南南西	2m/s
16時	20.9℃	南南西	3m/s

2.8 飛行場及び地上施設に関する情報

機長が不時着を意図した離着陸帯は、陸上自衛隊滝川駐屯地内に設けられた、長さ300メートル、幅24.8メートルの未舗装のものであり、その表面及び周囲には芝が張られ、白い標石により区分表示されている。

ただし、滑走路方位は両端とも表示されていない。

滑走路14側から見て、左側には長さ200メートル、幅17メートルの運動用走路が隣接しており、機長はこれを離着陸帯と誤認した。

この運動用走路には芝は張られてなく、表面に薄く砂利が敷かれている。

(写真-1、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

2.9.1.1 エンジンの手回し点検の結果、拘束等の異常は認められなかった。

2.9.1.2 シリンダの圧縮圧力を測定した結果、次のとおりであった。(差圧方式による測定値)

435005

№ 1	シリンダ	7 2 psi
№ 2	シリンダ	1 1 psi
№ 3	シリンダ	0 psi
№ 4	シリンダ	5 1 psi

2.9.1.3 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。

- (1) № 3 シリンダのエグゾースト・バルブ、ピストンリング（トップ側）及びスパークプラグは、破損しており、エグゾースト・バルブの一部は、破片となり № 2 シリンダの吸気マニホールドから発見された。
- (2) № 2 及び № 3 シリンダの内壁並びにピストン頭部上面には、著しいたたかれ傷が認められた。
- (3) № 1 ～ № 4 の全シリンダのロッカーボックス及びピストン内面は、黒褐色化したオーバー・ヒートの状態が呈されており、特に № 2 及び № 3 シリンダのロッカーボックスのエグゾースト・バルブ・ガイド周辺にあっては、潤滑油の炭化した成分が多く残留していた。
- (4) 破損した № 3 エグゾースト・バルブのバルブ・ガイドとバルブ・ステム間の間隙寸法については、異常は認められなかった。
- (5) 各バルブのハイドロリック・タペットについて、製造者指定の試験方法による漏れ試験を実施した結果、№ 3 シリンダ・エグゾースト・バルブのハイドロリック・タペットにおいて、プランジャ・アセンブリのボール・チェック・バルブ不良が認められた。
- (6) マグネットのタイミングについては、異常は認められなかった。
- (7) エンジン・オイル・サンプル内の滑油量は、正常値を示していた。
また、シリンダ頭部以外の潤滑の必要な部位においては、過熱の状況は認められなかった。
- (8) 当該エンジンに装着されていた気化器は、同型式機に装着を承認された部品番号のものではなく、正規部品より稀薄側に設定された仕様のものであった。

注) 調査の結果、当該気化器はライカミング式 O-320-E2D 型エンジン向け仕様であることが判明した。

2.9.1.4 シリンダ頭部の過熱原因が、装着承認外気化器によるものかどうかについて、正規品との比較のため、同型式機により発動機冷却飛行試験を実施した。

その結果、シリンダ頭部温度及び潤滑油温度にあっては、両者に特段の温度差は

435006

認められなかった。

2.9.2 燃料系統

左右の燃料タンクには、それぞれ約半分の残燃料が確認され、燃料セクタ・バルブは、左側タンクに選択されていた。

燃料タンク、燃料ストレーナ及び気化器には、異物の堆積及び水分の滞留は認められなかった。

2.9.3 発動機室

発動機室のバッフル類には、エンジン各部及び構成品の冷却に支障となる破損、変形並びに詰まり等の不具合は認められなかった。

オイル・クーラーについても、当該熱交換機能を妨げるような不具合は確認されなかった。

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 当該エンジンに装着されていた、装着承認外気化器の使用による、シリンダ頭部温度に与える影響についての考察

前記 2.9.1.3 (8)に記述のとおり、当該エンジンには、装着承認外気化器が装着され、合計 7 4 時間 2 5 分の飛行に供されていた。

前記 2.9.1.4 に記述のとおり、発動機冷却飛行試験により、正規品の気化器使用状態と、当該エンジンに装着されていた装着承認外気化器使用状態を比較した結果、シリンダ頭部温度及び潤滑油温度において、両者間に特段の温度差は認められず、装着承認外気化器の使用が、シリンダ頭部の過熱の原因とは認められない。

3.1.2 シリンダ頭部の過熱の原因についての考察

前記 2.9.1.3 (6)、2.9.1.3 (7)及び 2.9.3 に記述のとおり、同機の点火系統及び発動機冷却系統には、異常が認められなかったことから、当該エンジンの全シリンダ頭部の過熱の原因は、燃料／空気混合比が、一定期間稀薄状態で運用され、その結果燃焼温度が高くなったことによるものと推定される。

燃料／空気混合比が稀薄側となる要因としては、整備中の気化器の混合比調整作業、及び飛行中のパイロットによる気化器の混合比調整等が考えられるが、これを明らかに

435007

することはできなかった。

3.1.3 ハイドロリック・タペットのプランジャの不良が、エグゾースト・バルブ機構に与える影響についての考察

前記 2.9.1.3 (5) に記述のとおり、破損した №3 シリンダ・エグゾースト・バルブのハイドロリック・タペットに、プランジャ・アセンブリのボール・チェック・バルブ不良が認められた。

ハイドロリック・タペット・プランジャ・アセンブリの、ボール・チェック・バルブの機能不良により、オイル漏れが発生した場合、同プレッシャ・チャンバ内の圧力低下により、過大なバルブ・ラッシュ（遊び）を生ずることから、当該バルブ機構には、バルブ作動行程ごとに衝撃がかかり、バルブには、通常よりも過大な圧着力がもたらされる。

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いた。

3.2.2 JA 3848 は、有効な耐空証明を有しており、定時点検及び日々点検は、規定どおり実施されていた。

3.2.3 事故当時の気象状況は、事故発生に関連はなかったものと推定される。

3.2.4 エンジン操作装置並びに燃料系統を調査した結果、異常は認められなかった。

3.2.5 エンジン分解調査の結果、№3 シリンダ・エグゾースト・バルブが破損しており、№3 シリンダ・エグゾースト・バルブの、ハイドロリック・タペット・プランジャ・アセンブリの、ボール・チェック・バルブに機能不良が認められ、全シリンダ頭部に過熱の徴候が認められた。

№3 シリンダ・エグゾースト・バルブは、ハイドロリック・タペット・プランジャ・アセンブリの、ボール・チェック・バルブの機能不良により、その圧着力が通常よりも過大となったこと、及びシリンダ頭部の過熱により、その強度が低下したことにより破損したものと推定される。

エンジン №2 及び №3 シリンダ内部の損傷、並びに圧縮圧力の低下については、№3 シリンダ・エグゾースト・バルブが破損して分離した破片の一部が、№2 シリンダの吸気マニホールドより発見されたことから、分散した №3 シリンダ・エグゾースト・バルブの破片によるものと推定される。

3.2.6 飛行中のエンジンの突然の異常振動並びに出力低下は、№3 シリンダ・エグゾー

435008

スト・バルブの破損の結果、№3シリンダの圧縮圧力が失われ、その後、№2シリンダの各バルブ・シートが、№3シリンダ・エグゾースト・バルブの破片により損傷を受け、№2シリンダの圧縮圧力も、著しく低下したことによるものと推定される。

不具合発生後の低下したエンジン出力では、巡航飛行は困難であり、機長が早めに飛行の継続を断念し、残出力を利用して不時着を決意したことは、適切な処置であったものと思われる。

- 3.2.7 機長が、不時着地として選んだ場所は、陸上自衛隊滝川駐屯地内の離着陸帯であったが、当該離着陸帯は、前記 2.8 に記述のとおり、長さ 300メートル、幅 24.8メートルで、白い標石により区分されていたが、その周囲も含め全体が芝地であり、上空からは、写真-1のとおり区分標石が明瞭には見えず、また離着陸帯であるため、滑走路方位標示もないことから、不時着に際し機長がこれを識別することは、極めて困難であったと考えられる。

当該離着陸帯に平行して設置された運動用走路（長さ 200メートル、幅 17メートル）は、芝が張られていなく、上空からは、写真-1のとおり、白く浮き上がって見えること、及び上空からは比較対象物がないために、その長さも適切に判断できないことから、離着陸帯と間違いやすい状態であったため、機長はこれを離着陸帯と誤認したものと認められる。

当該機は不時着の際、運動用走路の末端付近に接地したが、同走路上に着陸停止できなかったのは、路面が転圧された地面に細かな砂利の敷かれたもので、舗装滑走路に比して摩擦係数が小さく、通常のブレーキ操作にも拘わらず十分な制動効果が得られずに着陸滑走距離が伸びたものと思われる。

また、ブレーキ操作中、走路末端付近に近づいたこともあり、機長がブレーキ・ペダルを行程一杯まで踏み込んだため、タイヤ・スキッドを生じ、更に制動効果が失われ、運動用走路末端を越えて道路上に至ったものと推定される。

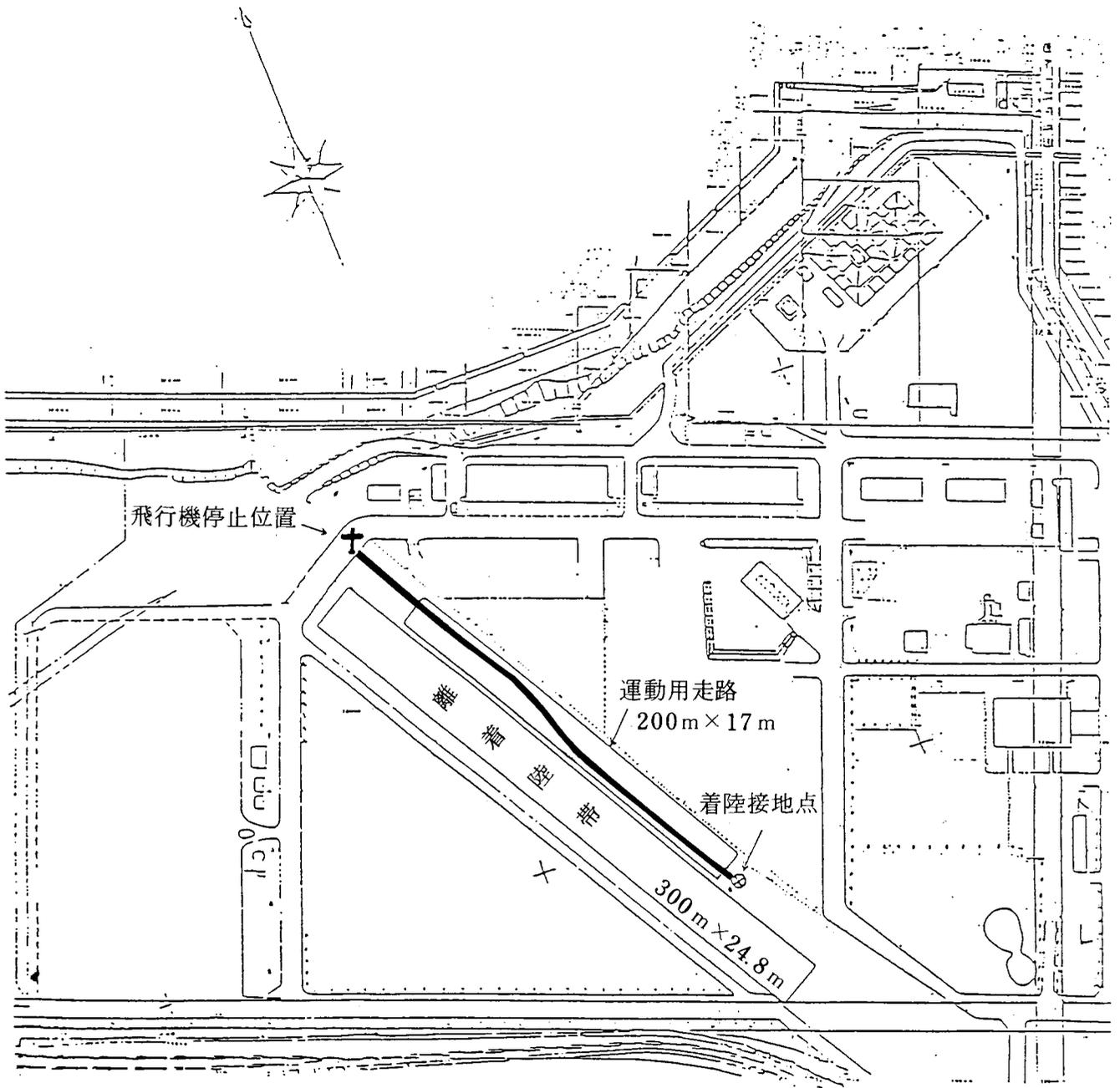
4 原 因

本事故の原因は、同機が飛行中、エンジンの№3シリンダ・エグゾースト・バルブが破損したため、飛行の継続に必要なエンジン出力が得られず、不時着したことによるものと推定される。

435009

なお、同エグゾースト・バルブが破損したのは、同バルブ駆動系の hidroリック・タベット・プランジャの劣化により圧着力が通常よりも過大となったこと、及びシリンダ頭部の過熱により強度が低下していたことによるものと推定される。

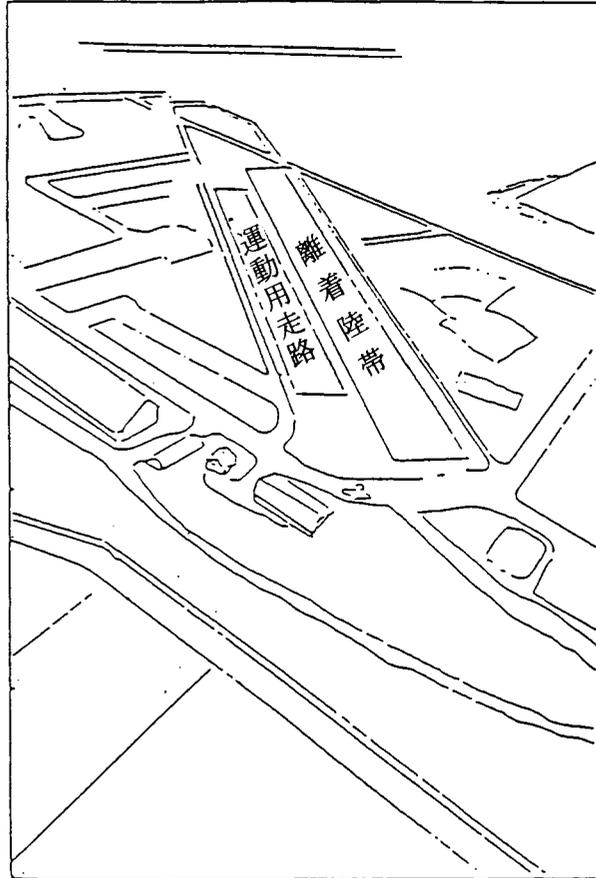
435010



事故現場見取り図（滝川駐屯地一部分景）

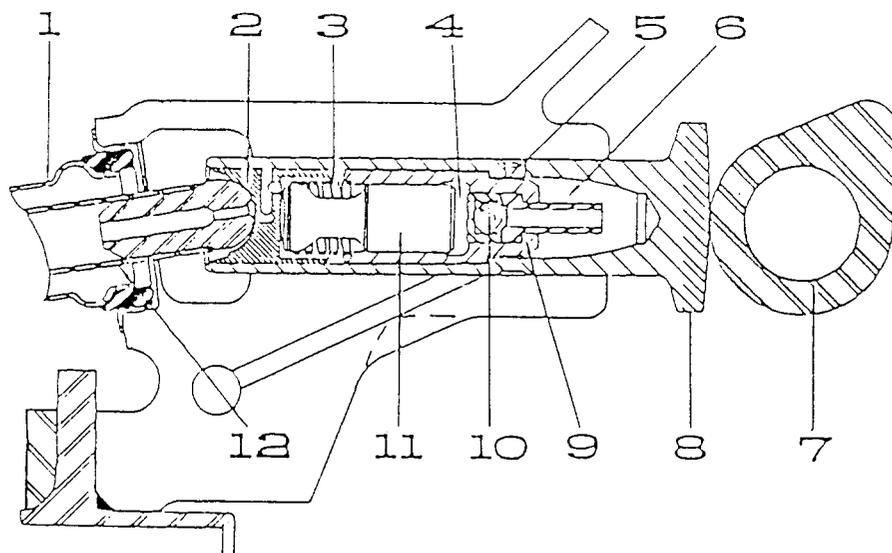
435011-1

写真-1 滑走路14側から見た滝川駐屯地離着陸帯
(向かって右側の標石により区分されている部分)



(写真説明図)

435011-2



- | | |
|-------------------|------------------|
| 1. シュラウド・チューブ | 7. カム・シャフト |
| 2. プッシュ・ロッド・ソケット | 8. タペット・ボディ |
| 3. プランジャ・スプリング | 9. シリンダ |
| 4. オイル・プレッシャ・チャンバ | 10. ボール・チェック・バルブ |
| 5. オイル・ホール | 11. プランジャ |
| 6. オイル・サプライ・チャンバ | 12. プッシュ・ロッド |

ハイドロリック・タペットの詳細図

435012

写真-2 破損した№3シリンダ・エグゾースト・バルブ

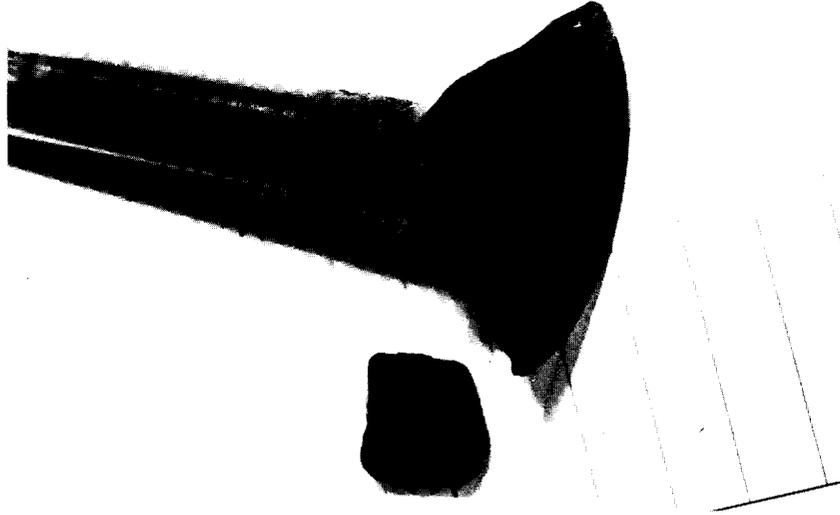
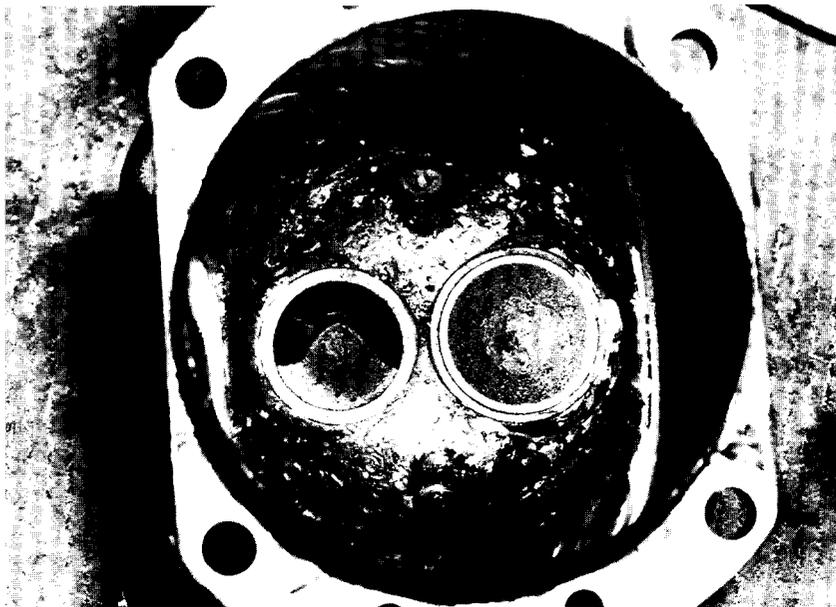


写真-3 №3シリンダの内面（亀裂破損したエグゾースト・バルブが見える。）



435013