

航空事故調査報告書(62-7)

正 誤 表

頁・行	誤	正
557005 上から 5行目	第459号	第2758号

航空事故調査報告書(62-8)

正 誤 表

頁・行	誤	正
531007 下から 1行目	内径9.	内径9.4

航空事故調査報告書
航空大学校所属
富士重工式FA-200-180型JA3624
北海道足寄郡足寄町
昭和61年4月10日

昭和62年11月11日
航空事故調査委員会議決

委員長	武田	峻
委員	薄木	正明
委員	西村	淳
委員	幸尾	治朗
委員	東	昭

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

航空大学校所属富士重工式FA-200-180型JA3624は、昭和61年4月10日、教官の航法訓練飛行中、エンジンの機能が停止し、14時38分ごろ北海道足寄郡足寄町大誉地91番地の牧草地に不時着した。

同機には、機長ほか教官2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61年4月10日、運輸大臣から事故発生 of 通報を受け、当

531002

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61年4月11日～4月13日	現場調査
昭和61年4月22日～5月8日	ダウエル・ピンの破面調査
昭和61年4月23日	エンジン分解調査
昭和61年4月28日	クランクシャフト及びクランクシャフト・ギア 合わせ面の調査

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

JA3624は、昭和61年4月10日午後、学生の航法訓練開始前の教官の訓練のため、3時間10分の飛行を予定していた。

整備記録によれば、同機は同日午前中2時間20分の飛行を実施したが、異常はなかった。

同機は、機長及び教官2名により飛行前点検を受けたが、異常は認められなかった。

機長が帯広空港出張所に提出した飛行計画によれば、同機は、帯広空港～浦幌～白糖～津別～上士幌～帯広空港を飛行することとなっていた。

同機は、機長(教官A)が左前席、同乗者(教官B及び教官C)が右前席及び後席に搭乗し、13時26分ごろ離陸した。

機長の口述によれば、機長は14時05分ごろ教官Bに操縦を交替した。同機は津別を確認後、上士幌に向け高度約2,800フィート、エンジン回転速度約2,500RPM、吸気圧力24インチ／水銀柱で巡航中の14時36分ごろ、足寄郡足寄町大誉地上空で突然“ドン”というような音がするとともに急速な速度の減少を感じ、エンジンがウインドミル状態となった。

その後、低燃圧警報灯が点灯したため教官Bは補助燃料ポンプを“ON”にするとともに燃料コックを左タンクから右タンクに切り替えを行ったところ、低燃圧警報灯は消灯したが、エンジンはウインドミル状態のままであった。

この時点で、機長は教官Bから操縦を交替し、所定の手順に従ってエンジン再起動を2回試みたが、エンジンは起動しなかったため、不時着を決意したとのことであった。

531003

同機は近くの牧草地に不時着後、前脚を軟弱地にとられ、機首をゆっくり左に偏向しながら約100メートル滑走して停止した。

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

前 脚	フォーク変形
プロペラ	後方に湾曲
エンジン	クランクシャフト・ダウエル・ピン破断

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(教官 A)	男 性	28歳
上級事業用操縦士技能証明書 第276号		昭和60年4月11日取得
限定事項		
飛行機陸上単発		昭和52年10月28日
飛行機陸上多発		昭和54年2月13日
操縦教育証明書 第979号		昭和56年2月9日
第一種航空身体検査証明書		第11890016号
有効期限		昭和61年4月10日
総飛行時間		2,999時間38分
同型式機飛行時間		750時間18分
最近30日間の飛行時間		26時間28分

531004

教官B	男 性	39歳	
上級事業用操縦士技能証明書	第275号		昭和60年1月26日取得
限定事項			
	飛行機陸上単発		昭和45年2月10日
	飛行機陸上多発		昭和45年2月14日
操縦教育証明書	第948号		昭和55年4月11日
第一種航空身体検査証明書			第11890027号
有効期限			昭和61年8月8日
総飛行時間			3,814時間25分
同型式機飛行時間			1,447時間00分
最近30日間の飛行時間			42時間25分

教官C	男 性	35歳	
上級事業用操縦士技能証明書	第262号		昭和56年12月23日取得
限定事項			
	飛行機陸上単発		昭和48年2月2日
	飛行機陸上多発		昭和48年11月8日
操縦教育証明書	第812号		昭和49年10月2日
第一種航空身体検査証明書			第11890022号
有効期限			昭和61年6月15日
総飛行時間			5,636時間45分
同型式機飛行時間			239時間33分
最近30日間の飛行時間			64時間58分

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-200-180型
製造番号	FA-200-171
製造年月日	昭和46年9月15日
耐空証明書番号	第東60-662号
有効期限	昭和62年2月17日

531005

総飛行時間 7,894時間05分
定時点検(50時間点検 昭和61年4月8日実施)後の飛行時間
2時間20分

2.6.2 エンジン

型式 ライカミング式IO-360-B1B型
製造番号 L-20617-51A
製造年月日 昭和54年5月31日
総使用時間 1,942時間55分
前回オーバーホール(昭和58年11月7日実施)後の使用時間
748時間50分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は1,054キログラム、重心位置は2,504ミリメートルと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量1,150キログラム、事故当時の重量に対応する重心範囲2,445～2,631ミリメートル)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-65で、いずれも規格品であった。
事故発生後の残存燃料は37ガロン、残存潤滑油は8クォートであった。

2.7 気象に関する情報

事故現場の南南西約78キロメートルにある帯広測候所帯広空港出張所の気象観測値は、次のとおりであった。

14時00分 風向130度、風速6ノット、視程10キロメートル以上、しゅう雨、雲量 6/8
層積雲 雲高3,500フィート、雲量 8/8 高積雲 雲高8,000フィート、気温8
度C、露点温度3度C、QNH29.62インチ/水銀柱

15時00分 風向180度、風速6ノット、視程10キロメートル以上、雲量 5/8 層積雲 雲
高3,500フィート、雲量 6/8 高積雲 雲高8,000フィート、雲量 8/8 高積雲
雲高10,000フィート、気温7度C、露点温度5度C、QNH29.57インチ/水銀柱

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 事故現場においてエンジンを調査した結果は、次のとおりであった。

(1) イグニッション、点火栓等電気系統に異常は認められなかった。

531006

- (2) 燃料系統のインジェクタ、フローディバイダ、ノズル・ラインの状態、補助燃料ポンプの機能等に異常は認められなかった。
- (3) オイル・フィルタ等の滑油系統に異常は認められなかった。
- (4) 手回しの結果、カムシャフト及び補機類のすべてが不作動であった。
- (5) クランクシャフト・ギア取り付けボトルは緩んでいたが、ロック・プレートは外れていなかった(付図-1参照)。
- (6) クランクシャフトとクランクシャフト・ギアの位置決め及びクランクシャフトからクランクシャフト・ギアへの回転力の伝達を受け持つダウエル・ピンが破断していた(付図-1及び付図-2参照)。
- (7) クランクシャフトとクランクシャフト・ギアの合わせ面双方に、取り付けボトル穴回りに円環状の擦過腐食(フレットィング・コロージョン)及びダウエル・ピンの反対側の広い面に擦過腐食が認められた(付図-2参照)。
- (8) 破断したダウエル・ピンの先端には、段付き摩耗が認められた。

2.8.2 破断したダウエル・ピンの破面調査

破断したダウエル・ピンの破面の巨視的観察及び微視的観察の結果は、次のとおりであった(付図-2参照)。

- (1) 亀裂起点部には、ピンはめあい部との当たり痕はあるが、特に介在物、粒界割れ、フレットィング、腐食等の表面欠陥は認められなかった。
- (2) 起点部を中心としたビーチ・マークが認められ、ピンの直径(6.21ミリメートル)の90パーセント近くまで観察された。
- (3) 破面は、比較的黒く見られる起点側半分(起点から2.95ミリメートルの間)と、白っぽく見られる最終破断側半分(起点から2.95~6.21ミリメートル)とに大別され、境界線(起点から2.95ミリメートルの位置)は高くなっており、破面は左右に傾斜している。
- (4) 起点部の破面は、ステップとラブ・マークが観察され、亀裂深さ約1ミリメートル進んだところでラブ・マークとディンプル状模様が交互に観察されるようになり、ビーチ・マークもこの付近から分かりやすくなっている。
- (5) 亀裂深さ1ミリメートル以上の破面には疲れ破壊特有のストライエーション模様が認められ、亀裂深さ2.95ミリメートルを過ぎるとディンプルはなくラブ・マークも激減しており、破壊の進行が速いことを示している。

2.8.3 クランクシャフト及びクランクシャフト・ギア合わせ面の調査(付図-2参照)

- (1) クランクシャフト後面には、ボルト穴を中心とした外径14.0ミリメートル、内径9.4

531007

ミリメートルで高さ0.04ミリメートルの円環状の段付きが認められた。また、クランクシャフト・ギア前面にはボルト穴を中心とした外径、内径とも同様に円環状の0.03ミリメートルの段付き(凹み)が認められた。

(2) クランクシャフト後面及びクランクシャフト・ギア前面の表面粗さは、腐食部で0.01ミリメートル、その他の部分で0.002ミリメートルであった。

なお、製造者による当該部の表面粗さの規定値は、0.125マイクロインチ(0.003175ミリメートル)となっている。

3 事実を認定した理由

3.1 解 析

- 3.1.1 機長及び同乗者は、それぞれ適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。
- 3.1.2 JA3624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。
- 3.1.3 JA3624は、エンジンを除き、事故発生まで異常はなかったものと推定される。
- 3.1.4 当時の気象は、事故に関連はなかったものと認められる。
- 3.1.5 機長は、巡航中“ドン”というような音とともに急速な速度の減少を感じ、エンジンがウインドミル状態となった時点で、所定の手順に従ってエンジン再起動を2回試みたが回復しなかったと口述しており、このことは、ダウエル・ピンが破断し、カムシャフト及び燃料ポンプ、マグネット等を含むエンジン補機類を駆動するギアすべてが不動作となり、エンジンの機能が喪失したことによるものと推定される。
- 3.1.6 破断したダウエル・ピンの破面には、起点を中心としたビーチ・マークが明瞭に認められ、破壊の起点にはステップとラブ・マークが観察されていること、また、起点より亀裂深さ1ミリメートル以上の破面にはストライエーション模様が認められることから、ダウエル・ピンは、ピンに作用した繰り返し荷重により疲れ破断したものと認められる。
- 3.1.7 クランクシャフトの回転力は、ボルトの締付力によるクランクシャフトとクランクシャフト・ギア合わせ面の摩擦力及びダウエル・ピンのせん断抵抗によりギアに伝達し、エンジン補機類を駆動する構造となっている。

531008

同型式エンジンにおいては合わせ面全体の面圧で摩擦力を得るが、同機の場合、合わせ面のクランクシャフト側中央部に円環状の段付き(突き出し)があったため、回転力を伝達するために必要な摩擦力は通常の数十倍となり、この部分に滑りを生じ擦過腐食(フレット・コロージョン)が発生したものと推定される。

擦過腐食は、相手側のクランクシャフト・ギアの合わせ面にも発生することとなり、段付き(凹み)を進行させたものと推定される。

3.1.8 円環状の擦過腐食が進行することによりボルトの締付力が緩み、摩擦力が弱まるとともにダウエル・ピンにかかる繰り返し荷重が増大したものと推定される。

3.1.9 ダウエル・ピンに作用するせん断力は、エンジン起動時及び加速時に変動し、繰り返し荷重として作用したため、これに段付き摩耗を発生させるとともに、疲れ破壊に進行したものと推定される。

3.1.10 クランクシャフトの合わせ面の段付き(突き出し)は、製造加工時から存在していたものと推定される。

また、クランクシャフト・ギアの段付き(凹み)については、クランクシャフトとの合わせ面での擦過腐食により生じたものと推定される。

3.1.11 事故機に搭載されていたエンジンは、昭和58年11月7日にオーバーホールが実施されているが、この際、ダウエル・ピンの摩耗点検等を実施していることから、この時点では、擦過腐食はあまり進んでいなかったため発見されなかったものと推定される。

3.1.12 潤滑油の交換等を含む定時点検整備記録では、クランクシャフトとクランクシャフト・ギアとの合わせ面の擦過腐食に伴う金屑の発生は認められなかった。

4 原因

本事故の原因は、巡航中突然エンジンの機能が停止し、不時着の際、軟弱な不整地に前脚を取られたことによるものと認められる。

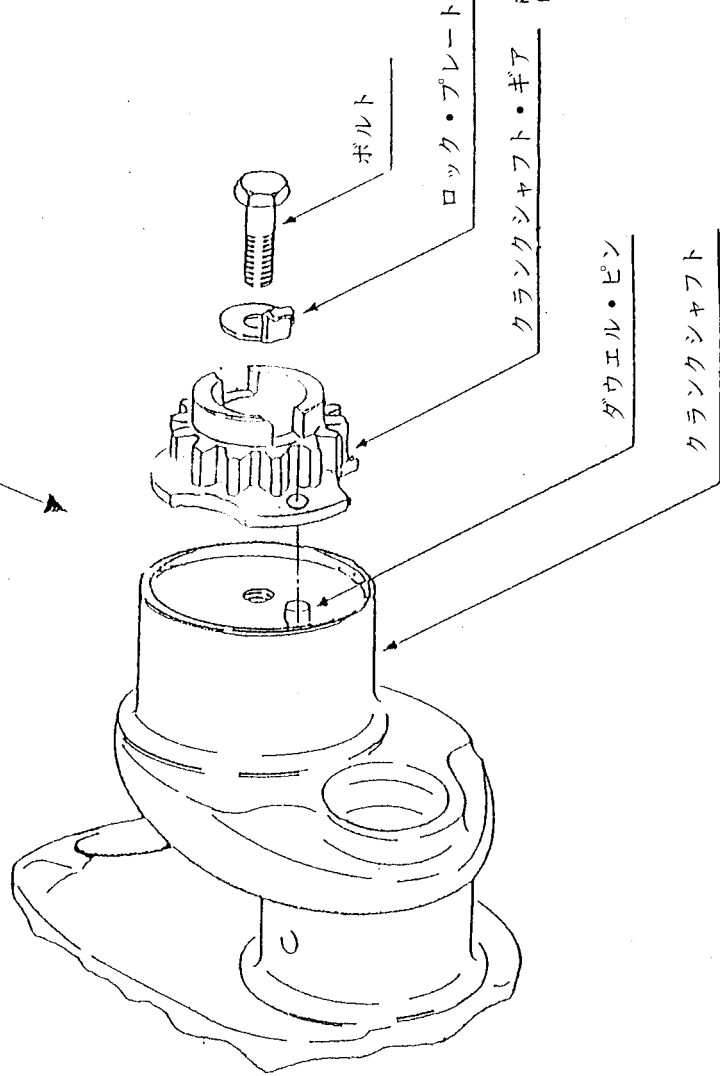
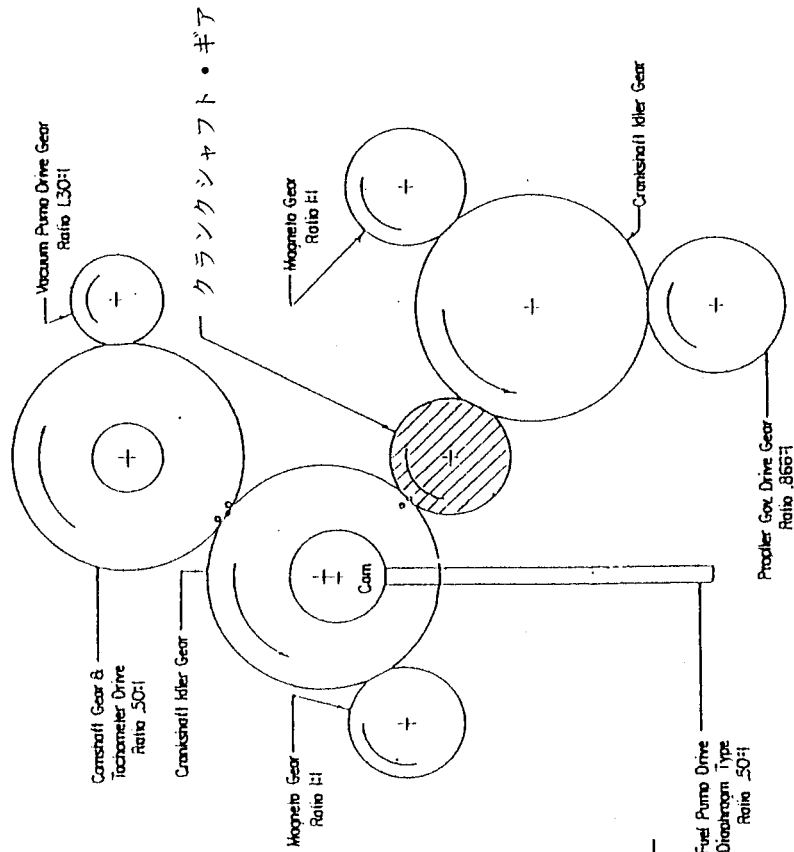
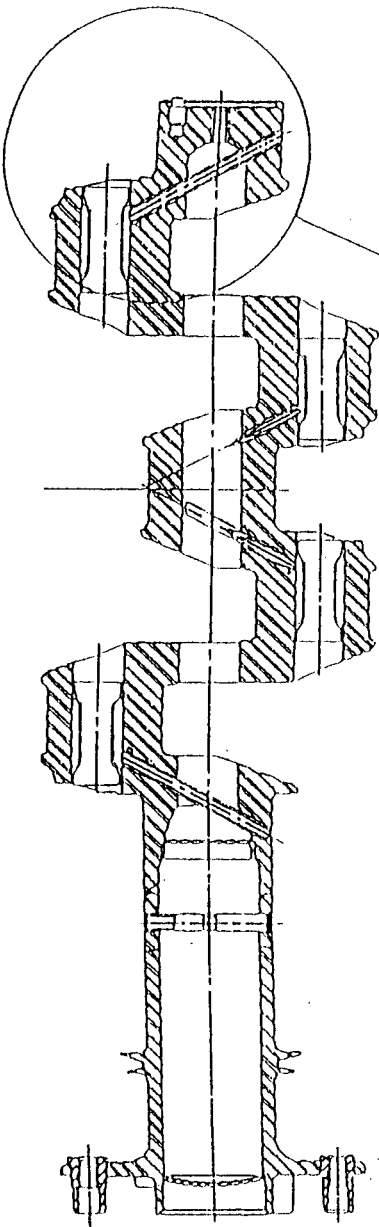
エンジンの機能停止は、クランクシャフト後端のギア合わせ面に段付き(突き出し)があったために擦過腐食(フレット・コロージョン)が発生するとともに、ダウエル・ピンが疲れ破断し、エンジン補機等が不作動となったことによるものと認められる。

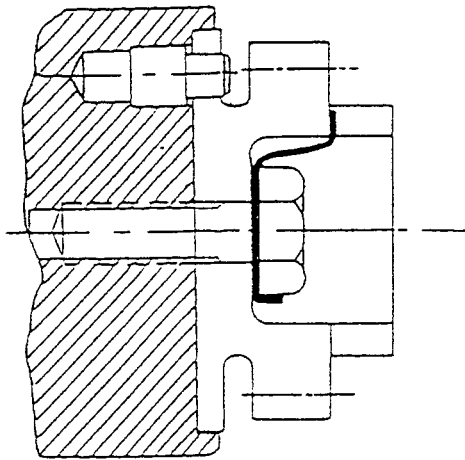
531009

参考事項

- (1) エンジンの製造者であるアブコ・ライカミング社では、本事故発生後クランクシャフト後面及びクランクシャフト・ギアの改修を指示するサービス・ブリテン No.475(OCT 31.1986)を発行した。
- (2) アブコ・ライカミング社 SB No.475を実施する代わりに新型のクランクシャフト・ギア(合わせ面にくぼみを付けたもの)に変更する方法があり、本事故の対策としてはより有効な手段である。
- (3) 日本のオーバホール会社は、本事故発生後、エンジン分解時にクランクシャフト後面とクランクシャフト・ギアの合わせ面の点検を実施し、必要な場合修正を行う項目を作業手順書に追加した。

531010





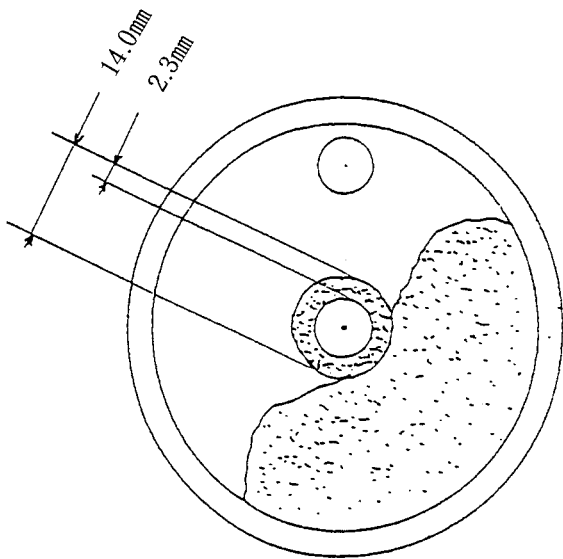
通常

クランクシャフト

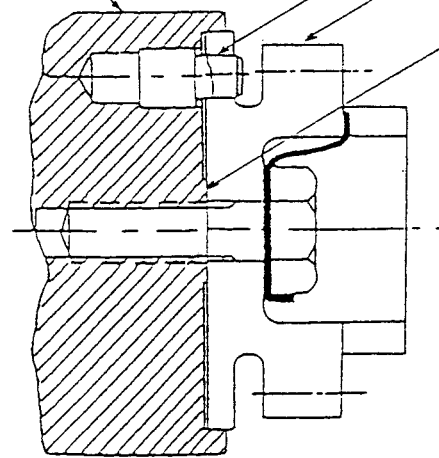
ダウエル・ピン

クランクシャフト・ギア

合わせ面の段付き(突き出し)

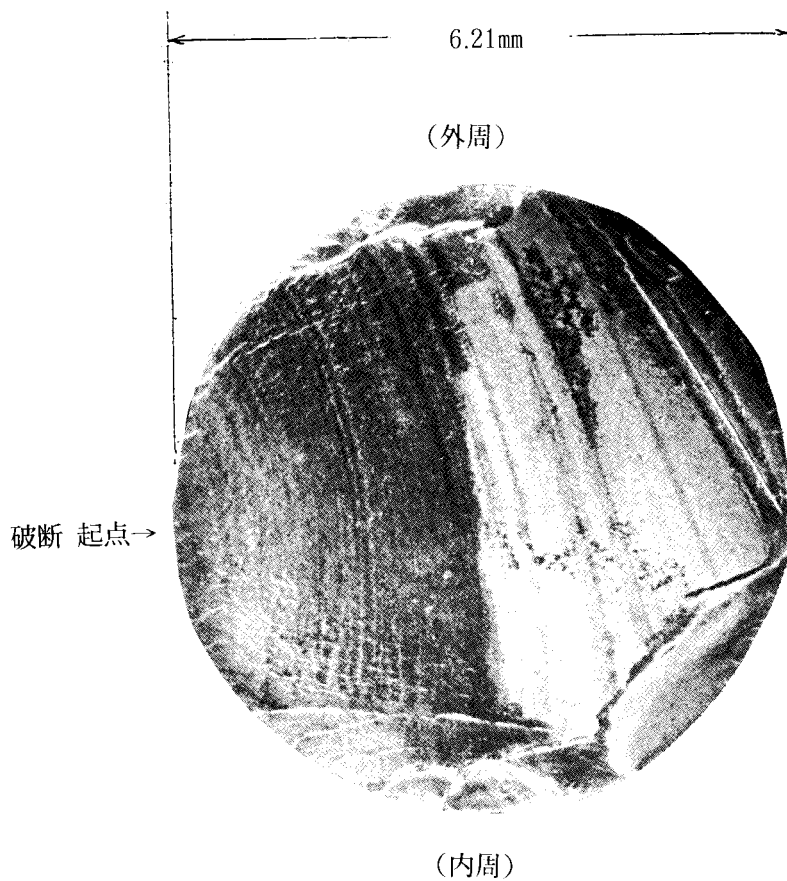


クランクシャフト合わせ面

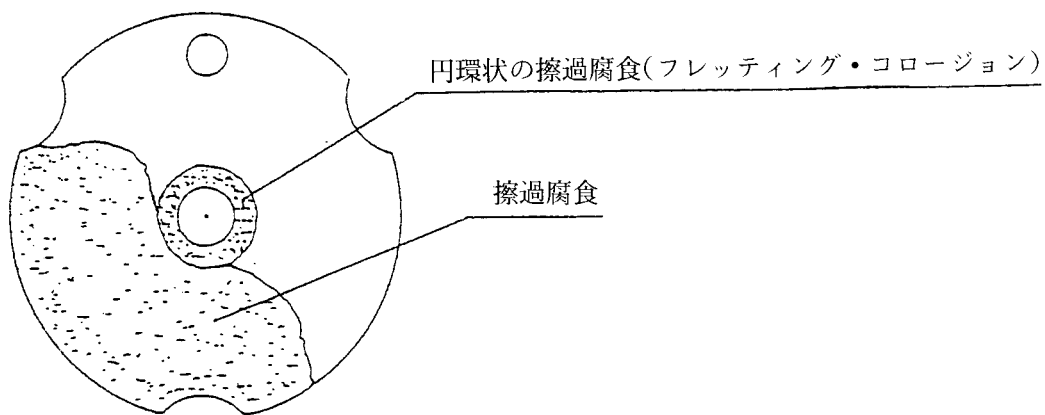


事故機(推定)

531012-1



破断したダウエル・ピンの破面
(クランクシャフト・ギア側)×12倍



クランクシャフト・ギア合わせ面

531012-2