

航空事故調査報告書
阪急航空株式会社所属
アエロspシャル式AS350B型JA9834
兵庫県多紀郡西紀町
平成9年1月28日

平成9年9月4日

航空事故調査委員会議決

委員長 竹内和之

委員 小林哲一

委員 川井力

委員 東口實

委員 相原康彦

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

阪急航空株式会社所属アエロspシャル式AS350B型JA9834（回転翼航空機）は、平成9年1月28日、写真撮影のため八尾空港を離陸し、兵庫県多紀郡西紀町上空を飛行中、エンジンが停止し、10時53分ごろ、同町の水田にオートロテーションで着陸した際、ハードランディングした。

同機には、機長ほかカメラマン1名計2名が搭乗していたが、カメラマンが軽傷を負った。

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 調査組織

航空事故調査委員会は、平成9年1月28日、本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9年1月28日～30日

現場調査

平成9年2月6日

エンジン分解目視調査

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 9 8 3 4 は、平成9年1月28日、遺跡の空中写真撮影のため、八尾空港から兵庫県氷川郡春日町へ飛行の予定であった。

同機は、10時15分ごろから機長及び整備士により、八尾空港において飛行前点検が行われたが、異常は認められなかった。

同機は、10時24分ごろ、機長及びカメラマン1名計2名が搭乗し、八尾空港を離陸した。予定飛行経路は、八尾空港～西宮～宝塚西～遺跡撮影現場の往復であった。その後、事故に至るまでの経過について、機長は概略次のように述べている。

離陸後、高度約1,500ft、速度約90ktで飛行し、目的地の遺跡撮影現場まであと少しとなったので、地図で目的地を確認した後、再度計器板を見ると、エンジン・チップ警報灯「ENG CHIP」が点灯していた。この時、他の警報灯の点灯はなく、また、エンジン計器類の指示にも異常は見られなかったが、適当な場所に着陸し、エンジンを点検する必要があると判断した。

着陸場所を選定している間に、エンジンが停止し、メイン・ロータ低回転の警報音が鳴った。エンジンが停止するまでの時間は、エンジン・チップ警報灯の点灯を知ってから1分ぐらいであった。直ちにオートロテーションによる不時着を決意し、ピッチ・レバーを下げ、速度を約65ktに維持しながら前方の水田に向かって降下した。降下中、前方に電線が見えたので、これを避けた。

対地高度約70～80ftでフレアーを開始し、対地高度10mぐらいのところ、沈下率を抑えるためにピッチ・レバーを少し引き、高度約2～3mぐらいのところ、一気に残りのピッチ・レバーを引き切った。少し高い高度でピッチ・レバーを使い切ったため、機体尾部からハードランディングした。

接地してからは、まずカメラマンを機外に退去させ、その後、燃料及び電気系統スイッチを閉位置にして機外へ出た。

事故発生地点は、兵庫県多紀郡西紀町川西四ノ坪22番地の水田で、事故発生時刻は10時53分ごろであった。

(付図1及び2参照)

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

カメラマンが軽傷を負った。

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

胴 体	破 損
メイン・ロータ・ブレード	破 損
テール部	破 断
エンジン	破 損
スキッド	破 断

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

水田に被害があった。

2.5 乗組員に関する情報

機 長 男性 41歳

事業用操縦士技能証明書（回転翼航空機） 第7682号

限定事項 陸上単発ピストン機 昭和55年1月7日

陸上単発タービン機 昭和58年4月26日

アエロスパシアル式AS350型 昭和58年12月1日

陸上多発タービン機 平成元年2月16日

第1種航空身体検査証明書 第18650004号

有効期限 平成9年11月30日

総飛行時間 4,557時間08分

最近30日間の飛行時間 14時間30分

同型式機による飛行時間 1,201時間59分

最近30日間の飛行時間 2時間20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AS350B型
製造番号	2256
製造年月日	平成元年9月12日
耐空証明書 有効期限	第大-8-414号 平成9年10月6日
総飛行時間	2,462時間40分
定期点検(500時間点検、平成8年10月1日実施)後の飛行時間	57時間12分

2.6.2 エンジン

型 式	ツルボメカ式アリエル1B型
製造番号	750
製造年月日	昭和60年10月3日
総使用時間	1,759時間25分
前回オーバーホール後の使用時間	50時間47分

(同オーバーホールは、オーストラリア国の会社(以下「A社」という。)で行われた。)

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は約4,150lb、重心位置は約134.91inと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量4,300lb、事故当時の重量に対応する重心範囲124.75~135.06in)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JET A-1、潤滑油はモービル・ジェットオイル254(MIL-L-23699)であった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 事故現場の南東約5kmに位置する兵庫県多紀郡広域消防本部の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

観測時刻(時:分)	10:00	11:00
風向	南	西
風速(m/s)	0.5	5.0
気温(°C)	0.0	5.0

また、機長によれば、事故直後に機体から脱出した時は、ゆるやかな西風が吹いていたとのことであった。

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 事故現場の状況

- (1) 事故現場は、舞鶴自動車道の西紀サービスエリアから南南東に約600mの兵庫県多紀郡西紀町の水田で、水を含んだ柔らかい土壌であった。
- (2) 水田には、テール・ロータ、テール・スキッド、胴体下部によるものと思われる接地痕が、ほぼ南北方向に直線状に残されていた。
- (3) 機体は、胴体部とテール部とに分割されていた。
- (4) 胴体部は、機首をほぼ北に向けていた。
- (5) テール部は、5つに分離して、胴体の左前方20～35mの位置に飛散していた。

2.8.2 機体調査

(1) 胴体

- ① 胴体は、テール部との接合部で破断分離していた。
- ② 機首下部が破損していた。

(2) メイン・ロータ・ブレード

- ① 3枚のブレードとも、ブレード先端近くの前縁金属カバーに擦過痕が数箇所認められ、また、同部分に機体塗料が付着していた。
- ② 青ブレードは、ブレード先端部から約370cmの位置で折れていた。
- ③ 赤ブレードは、ブレード先端部から約40cmの位置に打痕及び剥離が認められた。

(3) テール部

テール部は、5つに破断分割されていた。破断分割したテール部の右側側面には、メイン・ロータ・ブレードでたたいたと思われる打痕が認められた。

(4) エンジン

- ① アクセサリ・ギヤ・ボックス内のFCU（燃料制御装置）駆動用ギヤが2つに破断していた。
このため、タービンからの駆動力がFCU（燃料制御装置）に伝わらず、燃料がエンジン燃焼室へ送り込まれない状態であった。
- ② ギヤ・ボックス内のアクセサリ・ギヤ・ボックスのマグネチック・プラ

グには多くの金属片が付着していた。

また、オイル・ゼネラル・ラインのマグネチック・プラグにも少量の金属片が付着していた。

(写真3及び4参照)

(5) スキッド

スキッドは、左右ともに、前方クロスチューブより前の部分が破断していた。

(6) 接地痕

① 胴体によると思われる接地痕は、幅約2.2m、長さ約15mにわたって、ほぼ南北方向に直線状に残されていた。

② ①の接地痕の南側には、テール・スキッド及びテール・ロータ・ブレードによるものと思われる接地痕があった。

2.8.3 エンジン分解調査 (付図3及び写真5、6参照)

事故後、エンジン分解目視調査を行った結果、アクセサリ・ギヤ・ボックス内のFCU (燃料制御装置) 駆動用ギヤが破断しているのが確認され、その破断原因を調査するため、エンジンの製造国であるフランス国の事故調査当局 (BEA) に、当該エンジンの詳細調査を委任した。

その報告書の要約は、次のとおりである。

- (1) ハウジング内部のクロムメッキ処理は、A社において、エンジンのオーバーホール時に行われた。
- (2) このクロムメッキ処理は、ハウジングの内側に施され、その後、正確な寸法を確保するため、機械加工された。
- (3) この機械加工時に、0.3mm深く削り取られてしまった。
- (4) 0.3mmの削りすぎに対応するため、ワッシャーは2.3mmの厚さのものを使うべきところ、製造時からの2.0mmの厚さのものを再使用した。
- (5) このため、ピニオン・ギヤが0.3mm上側にずれ、歯車の噛み合わせ不足と歯当たり面のずれにより、ギヤ歯のミスアラインメント (不整合) を引き起こした。このミスアラインメント (不整合) が歯の根元に高いストレス (応力) を生じさせ、このストレス (応力) が疲労クラック (亀裂) を進行させた。
- (6) この機械加工処理の後に、径の寸法検査が行われていなかったため、ピニオン・ギヤが本来のあるべき位置にあることが確認されないまま、組み立てられた可能性がある。

なお、オーストラリア国の事故調査当局から、本報告書が妥当である旨の連絡を受けた。

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、有効な耐空証明書を有していた。

3.1.3 当時の気象は、本事故に関連がなかったものと推定される。

3.1.4 機体の調査結果及び機長の口述から、同機は飛行中、エンジン・チップの警報灯が点灯した後、エンジンが停止したものと認められる。

3.1.5 同機は、エンジンが停止した後、オートロテーションによる着陸を試みたが、通常より高い高度でピッチを使い切ったため、機体後部からハードランディングし、その際、メイン・ロータ・ブレードでテール部をたたいたものと推定される。

3.1.6 エンジンが停止したことについては、2.8.2(4)で述べたとおり、FCU（燃料制御装置）駆動用ギヤが破断したため、タービンからの駆動力がFCU（燃料制御装置）に伝わらず、燃料がエンジン燃焼室へ送り込まれなくなったことによるものと認められる。

3.1.7 FCU（燃料制御装置）駆動用ギヤが破断したことについては、2.8.3に述べたように、オーバーホール作業時の不手際により、ギヤ歯のミスアラインメント（不整合）が生じ、このミスアラインメント（不整合）が高いストレス（応力）を生じさせてクラック（亀裂）を進行させ、最終的に疲労破壊に至ったものと推定される。

3.1.8 ギヤ歯のミスアラインメント（不整合）が生じたことについては、オーバーホール作業時における機械加工及びその後の寸法検査が適切に行われていなかったことによるものと推定される。

4 原因

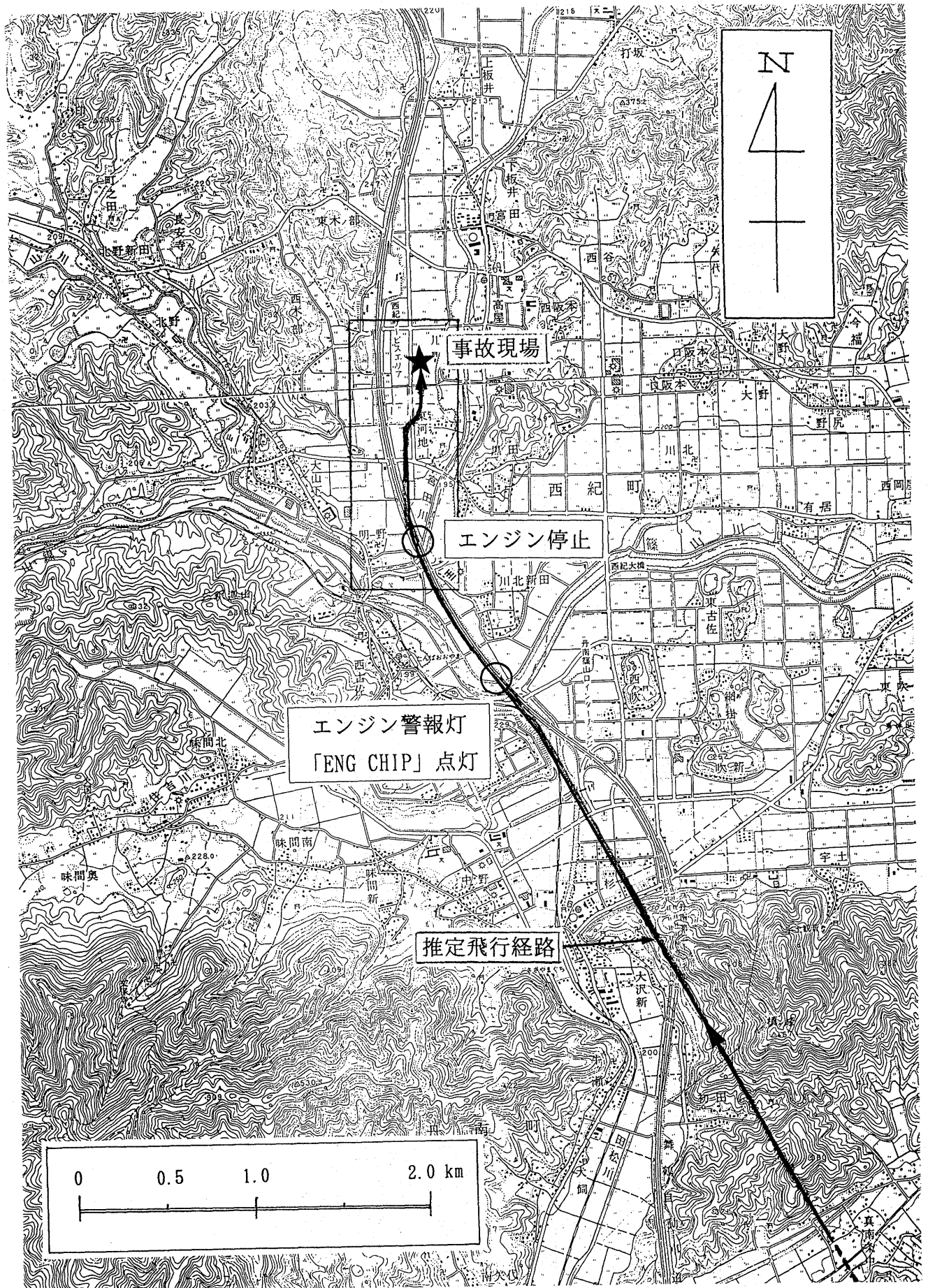
本事故は、同機が飛行中、エンジンが停止したため、オートロテーションによる着陸を行った際、ハードランディングしたことによるものと推定される。

なお、エンジンが停止したことについては、FCU（燃料制御装置）駆動用ギヤの疲労破壊によるものと推定される。

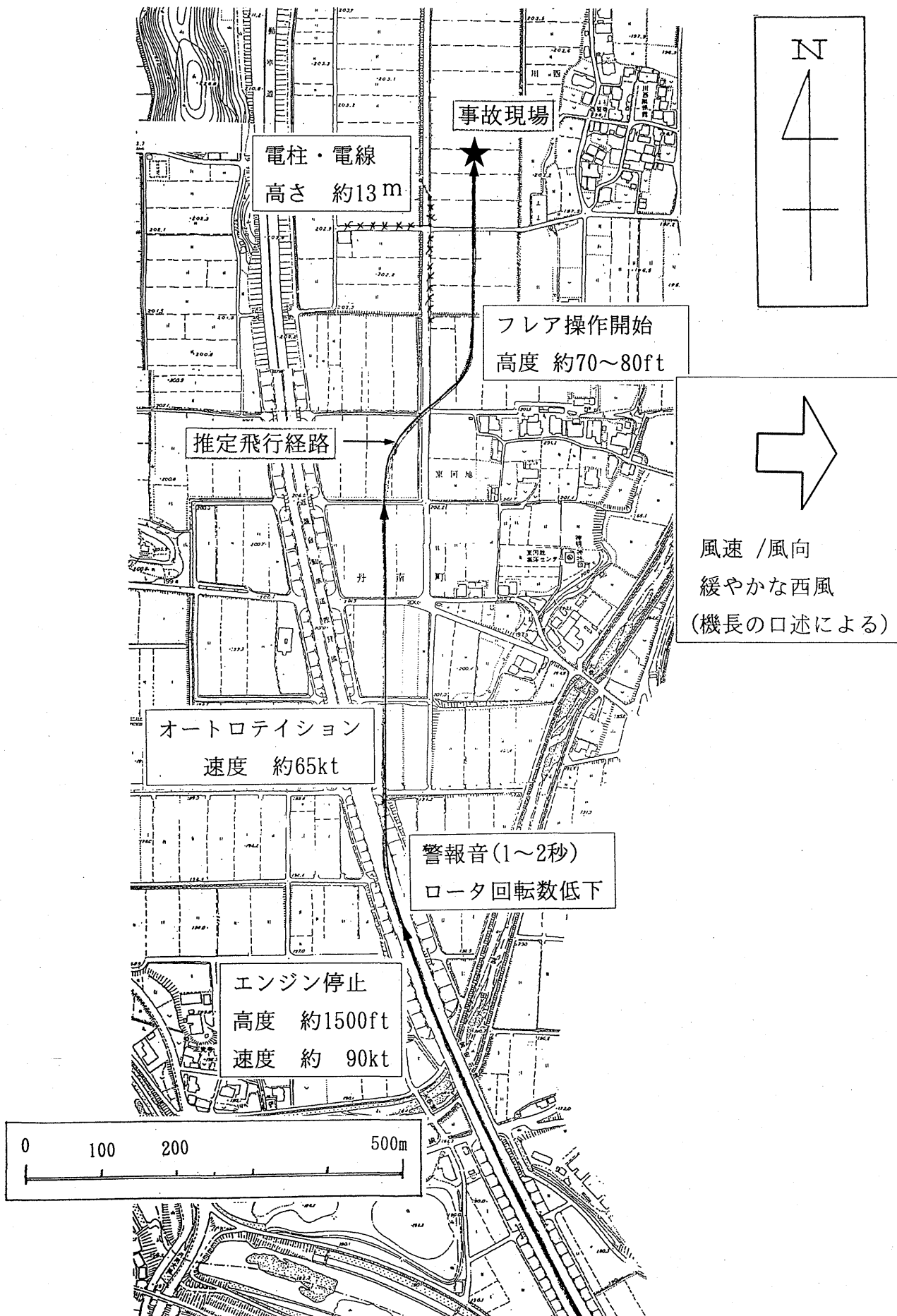
5 参考事項

本事故は、オーストラリアで実施されたエンジンのオーバーホール時の作業及び品質管理が適切でなかったことに起因すると推定されることから、運輸省航空局は、1997年7月22日付の書簡により、オーストラリア国航空当局に対し、同種不具合の再発防止のため所要の措置を講ずるよう要請した。

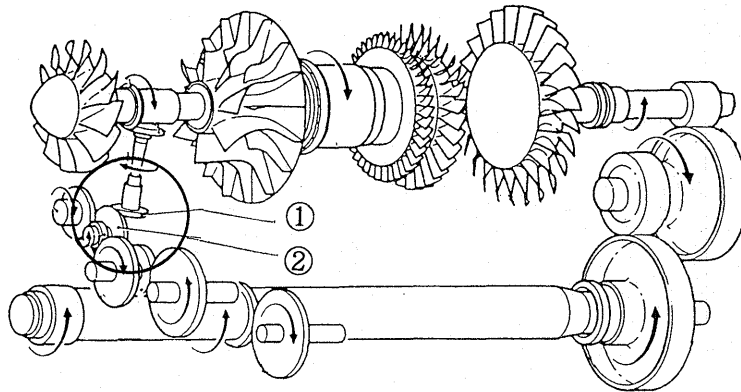
付図 1 推定飛行経路図



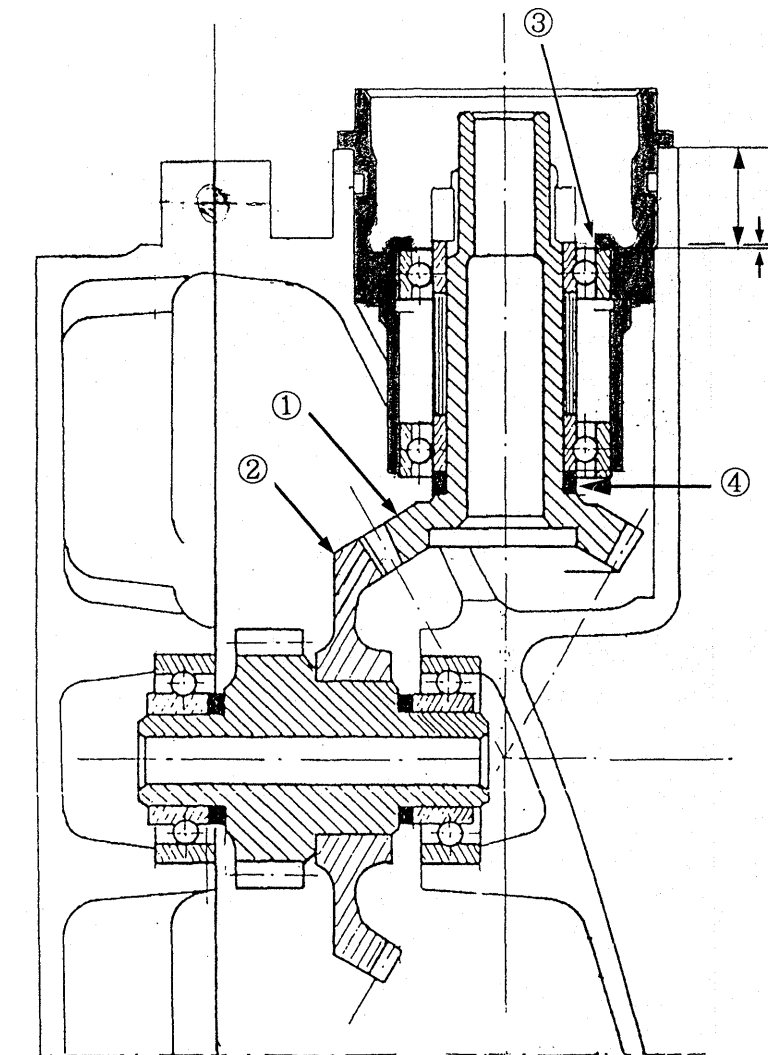
付図2 現場見取図



付図3 ギア機構図



①	ピニオン・ギヤ
②	FCU駆動用ギヤ (破断したギヤ)
③	ハウジング
④	ワッシャー



A : 図面上の値 13.00mm

0.3mm深く削り取られた。

付図4 アエロスパシアル式
AS350B型三面図

単位： m

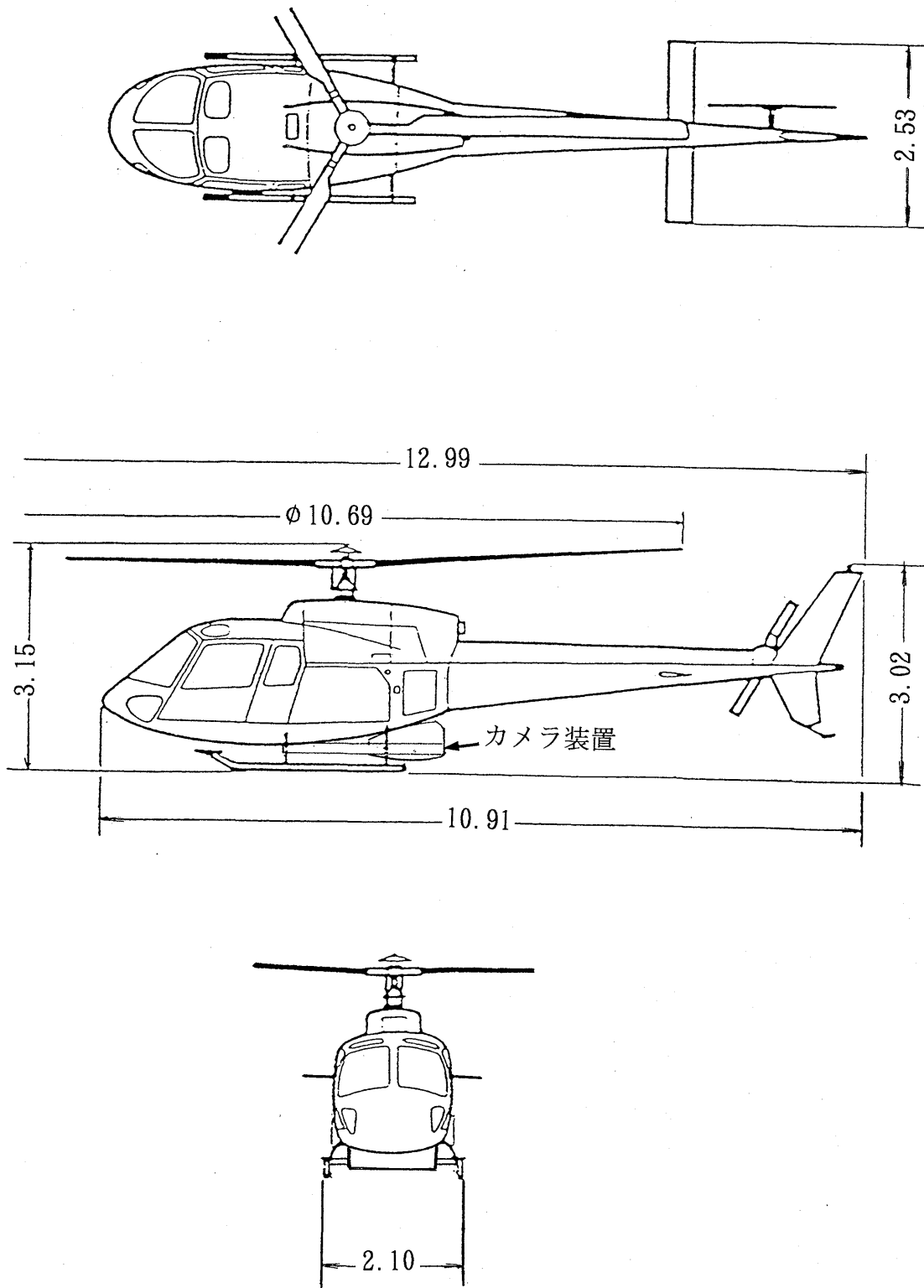


写真 1 事故現場

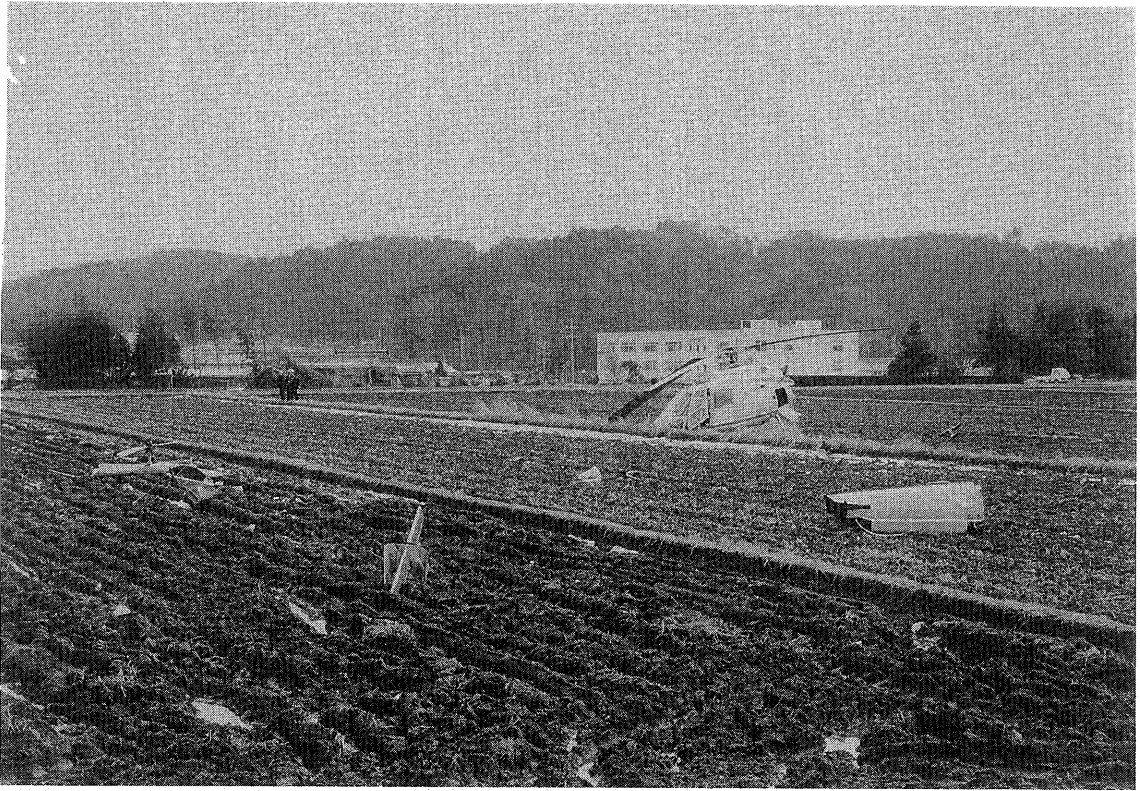


写真 2 事故機



写真3 破断したFCU駆動用ギア

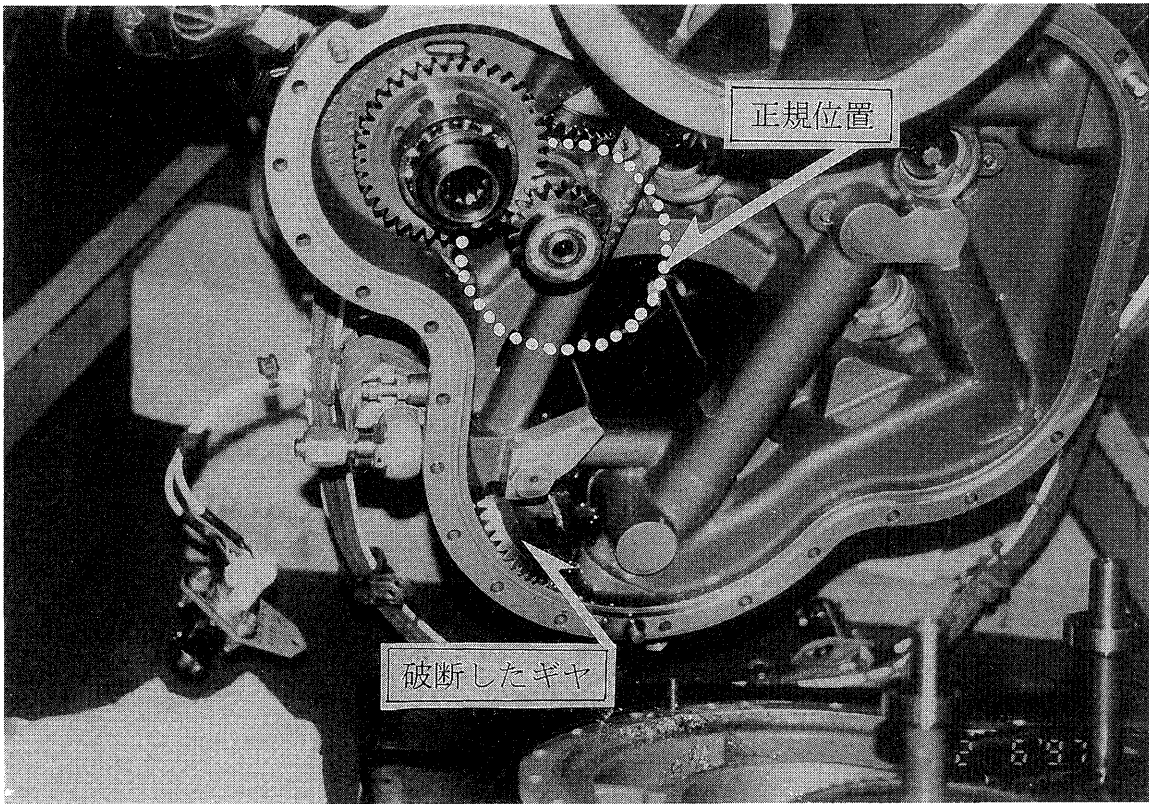


写真4 金属片検出プラグ
(アクセサリ・ギア・ボックス・マグネチック・プラグ)

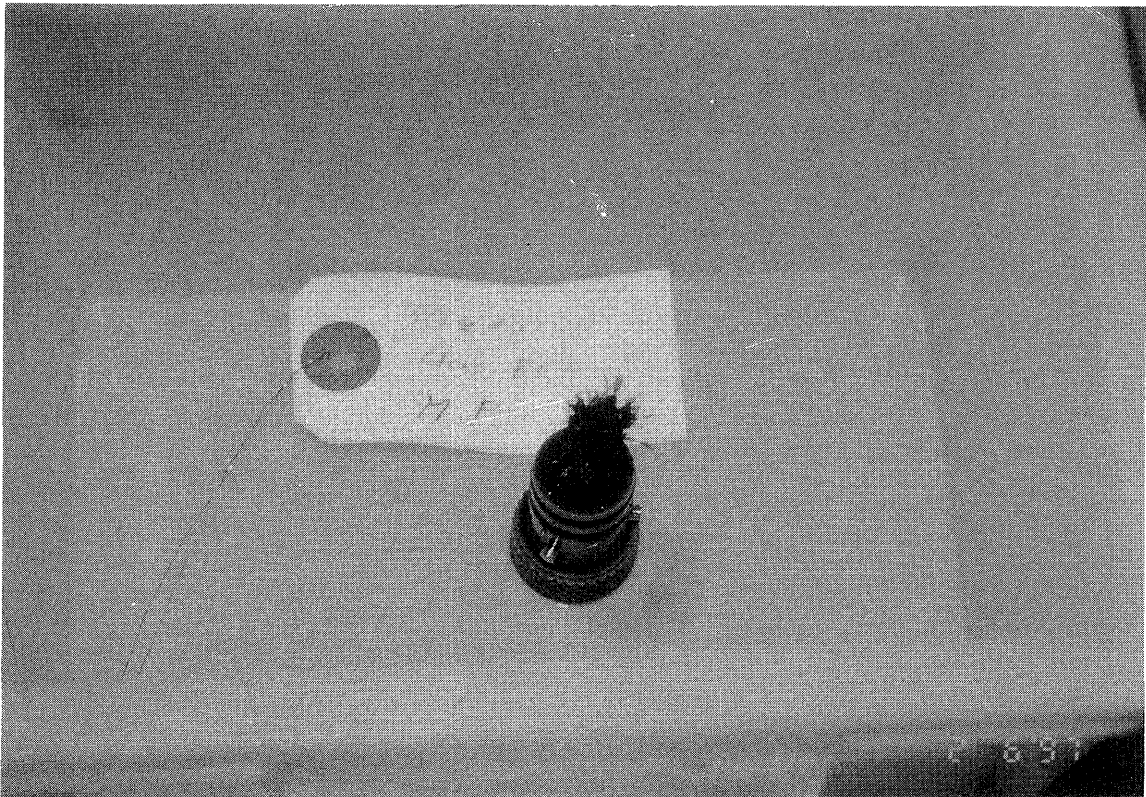


写真5 ギアの破断面 (FCU駆動用ギア)

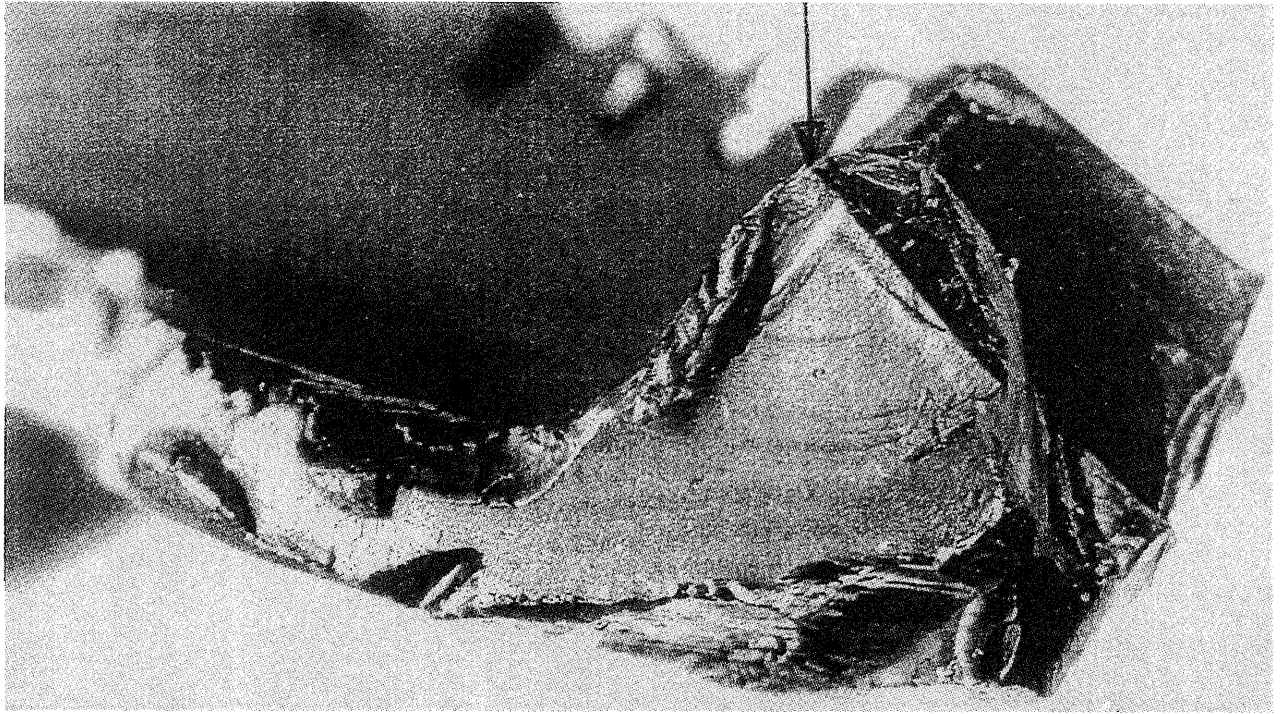


写真6 破断面の拡大写真

