

愛知県警察本部所属
富士ベル式204-B型JA9126
に関する航空事故報告書

昭和56年9月9日

航空事故調査委員会議決（空委第43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

愛知県警察本部所属富士ベル式204-B型JA9126は、昭和54年12月27日09時58分ごろ、巡視飛行のため、機長外3名が搭乗し、名古屋空港を離陸した。

同機は、飛行中、テールロータ駆動系統に不具合が発生したため、10時25分ごろ、愛知県春日井市下市場町地内の畑地にオートローテーションによる不時着を行った際、横転大破した。

本事故による火災の発生はなく、人員の死傷はなかった。

1.2 航空事故調査の概要

昭和54年12月27日～29日 現場調査

昭和55年1月28日～2月11日 トランスミッション分解調査

昭和55年3月12日～14日 機体構造部のトランスミッション取付け及びテールロータ駆動系統の詳細調査

昭和55年3月26日～28日 エンジン分解調査

279001

昭和55年 5月15日～昭和56年 4月10日 テールロータドライブカップリングの
調査

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和56年 9月 7日 意見聴取

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

JA9126は、昭和54年12月27日09時35分ごろから、巡視飛行を行うため、点検表に基づき地上点検及び試運転が実施され、異常のないことが確認されたのち、09時58分ごろ名古屋空港を離陸した。

同機は、付図の飛行経路図に示すとおり春日井市上空を高度約700フィートで飛行し、その後高度約1,500フィートまで上昇して、尾張旭市、瀬戸市及び春日井市北部を經由し高蔵寺町上空で右180度旋回を行いながら、帰投のため高度約1,000フィートまで降下し、エンジントルク圧力約24PSI、対気速度約80ノットで水平飛行に移行した。

機長は、水平飛行に移行してから3～4分後に、庄内川上空において空中操作の訓練項目としての飛行中の急停止（クイックストップ）操作を行った。その後、巡航状態に移行するため対気速度約20ノットから増速した際、機長及び後席の同乗者は異常な振動及び異音を感じた。

機長は、コレクティブピッチコントロールレバー（以下「コレクティブピッチレバー」という。）を下げ、エンジントルク圧力を約24PSIから20PSIに減じ、対気速度を約70ノットで機首を名古屋空港に向けるため、降下率約100フィート/分で緩徐な270度右降下旋回を行った。その際、再度不具合の状況を確認めようとしてコレクティブピッチレバーをゆっくりと上げ、エンジントルク圧力を増加したところ、再び異常な振動及び異音を感じた。このため機長は、高度約700フィートに達した時点で名古屋空港までの家屋密集地域上空の飛行を断念して、不時着を決意し、対気速度約60ノットでオートローテーションに入った。

同機は、右180度旋回による不時着のための最終進入から接地する際、機首が急激に右へ約120度回頭した。

機長は、直ちに対応操作を行ったが、機体は、右傾斜しながら右脚スキッド及びメインロータブレードが接地し、バウンドして左へ傾斜して左側水平尾翼が接地した後、さらに約20度

279002

回頭しながら、左横転し大破した。(写真1参照)

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死 傷	搭 乗 者		その他
	乗組員	その他	
死 亡	0	0	0
重 傷	0	0	0
軽 傷	0	0	0
な し	1	3	

2.3 航空機の損壊の程度

大 破

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

畑地約134平方メートルの損害

2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和3年12月3日生

事業用操縦士技能証明書 第934号

昭和36年9月22日取得

限定事項 回転翼航空機ベル式47型、シコルスキー式S-55型、富士ベル式204
-B型及びベル式206型

操縦教育証明 第71号

昭和36年12月22日取得

第1種航空身体検査証明書 第11780991号

有効期間 昭和54年12月6日から昭和55年12月5日まで

総飛行時間 5,345時間20分

飛行機飛行時間 1,238時間45分

回転翼機飛行時間 4,106時間35分

同型式機飛行時間 568時間00分

279003

最近 30 日間の飛行時間 13 時間 25 分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 富士ベル式 204-B 型

製造番号 第 CH-35 号

製造年月日 昭和 49 年 8 月 1 日

耐空証明書番号 第大-53-415 号

有効期間 昭和 54 年 3 月 9 日から昭和 55 年 3 月 8 日まで

総飛行時間 1,499 時間 00 分

1,000 時間点検後の飛行時間 507 時間 00 分

100 時間点検後の飛行時間 11 時間 25 分

2.6.2 エンジン

型式 川崎重工式 KT 5311 A 型

製造番号 第 KHI-11124 号

製造年月日 昭和 49 年 2 月 20 日

総使用時間 1,499 時間 00 分

オーバーホール後の使用時間 507 時間 00 分

100 時間点検後の使用時間 11 時間 25 分

2.6.3 トランスミッション

型式 204-040-009-61

製造番号 第 ABU-50017 号

製造年月日 昭和 48 年 9 月 14 日

総使用時間 1,499 時間 00 分

オーバーホール後の使用時間 507 時間 00 分

オーバーホール実施日 昭和 53 年 3 月 14 日

2.6.4 事故発生時の推定重量及び重心位置

同機の事故発生時の重量は約 6,348 ポンド、重心位置は 134.98 インチと推算され、それぞれ重量限界 (8,500 ポンド) 及び重心位置 (125.0 ~ 138.0 インチ) の許容範囲内にあったものと推定される。

2.6.5 燃料及び潤滑油等

279004

燃料及び潤滑油は、シェルJET A-1及びエアロシェルタービンオイル500であり、グリースはP/N 204-040-755-3で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

名古屋地方気象台名古屋航空測候所における事故発生時の気象観測値は、次のとおりであった。

10時25分 風向320度、風速3ノット、視程3.5キロメートル、しゅう雨、雲量2/8積雲雲高2,500フィート、雲量7/8層積雲雲高4,000フィート、気温6度C、露天温度1度C、QNH 30.19インチ/水銀柱。

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

(1) メインロータアセンブリ

赤ブレード グリップボルトから約2.45メートルブレード先端部に寄った個所で破断、分離

白ブレード ブレードの前縁部と後縁部がそれぞれ分離、破損

(2) メインロータマスト 切損

(3) 胴体上面右側及び後方中央部外板 破損

(4) 水平安定板 先端部破損

(5) トランスミッション支持架台 機体構造部との結合個所破損

(6) ランデングギヤ 取付部破損

(7) 後部胴体右側上部構造 エンジンマウント取付部破損

(8) テールスキッド 右へ約40度湾曲、損傷

(9) テールロータドライブシャフト 破損

(10) メインドライブシャフト カップリング部破損

(11) サイクリックコントロールロッド スワッシュプレートとパワーシリンダの間で切損

(12) メインロータコントロールロッド ミキシングレバーとシザースレバーの間で切損

(13) トランスミッション

サポートケース 後面に亀裂、損傷

テールロータドライブクイル インナー及びアウターカップリングのスプライン部摩滅
損傷

279005

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 トランスミッションの分解調査

トランスミッションを分解した結果、主要部品の状態は次のとおりであった。

2.9.1.1 リダクションギヤ機構（上部プラネタリアセンブリ及びサンギヤ、下部プラネタリアセンブリ及びサンギヤ、リングギヤアセンブリ）、トップケース、メインケース、インプットドライブギヤアセンブリ、オフセットアクセサリドライブ及びテールロータドライブクイルを除くドライブクイル類には、本事故に関連する不具合は認められなかった。

2.9.1.2 トランスミッションオイルには異物等もなく正常であった。

2.9.1.3 テールロータドライブクイルの分解調査

- (1) ベベルピニオンギヤの歯当り及び同ギヤシャフトのインナーカップリングと結合するスプライン部に不具合は認められなかった。
- (2) ローラベアリング及びボールベアリングに異常は認められなかった。
- (3) ベベルピニオンギヤとインナーカップリングは、ボルトで締め付けられているが、同部位に大きな衝撃曲げ荷重が作用し、ボルト、スペーサ及びワッシャがそれぞれわずかに変形したため、同ボルトがゆるんでいた。
- (4) インナーカップリング（P/N 204-040-603-7）の歯部（クラウンティース、総数32枚）は、ほとんど歯形の原形を留めないまでに摩滅していた。胴部（バレル）全周に一定間隔でくいこみ傷がついており、また、この傷と歯部との間には、熱影響による変色が発生していた。（写真2参照）
- (5) アウターカップリング（P/N 204-040-604-5）の歯部（スプライン長さ25.2ミリメートル）は、著しく損傷しており、中央部分では、全周にわたり歯の谷に至るまで摩滅していた。また、ラバーシールが入る末端歯部では、外周が直径で3.2ミリメートル大きくなっており、約18度フレア状態で変形していた。（写真3参照）
歯部の谷溝には、インナー及びアウターカップリングのそれぞれの歯部（以下「スプライン部」という。）が摩滅した金属粉と炭化した潤滑用グリースの混合物が付着していた。

2.9.2 テールロータドライブシャフトアセンブリの調査

- (1) No.1 テールロータドライブシャフト（P/N 204-040-620-3、全長1,462ミリメートル）は、薄肉円柱であり、後端から約1,250ミリメートルの個所で破断していた。（写真4参照）また、後端から約1,150ミリメートルの個所に円周方向へV字形のへこみが生じていた。

279006

- (2) No.5 テールロータドライブシャフトは、前方及び後方の2か所が損傷しており、いずれもメインロータにより強打された痕跡があった。

2.9.3 エンジンの分解調査

- (1) アウトプットリダクションキャリア及びインレットハウジングアセンブリのインレットガイドベーンの後縁に、かき傷及び打痕等の損傷があり、破損したインレットスクリーンの鋼線が引っかかっていた以外には特に異常はなかった。
- (2) コンプレッサロータアセンブリの各ステージのコンプレッサブレード、インペラ及びステータベーン等に、かき傷及び打痕、曲り等の損傷が認められた以外には特に異常はなかった。
- (3) ガスプロジェクタービンセクションのコンパッションディフレクタ、エアディフューザ、ガスプロジェサノズル及びタービンブレード等に、かき傷及び打痕等の損傷が認められた以外に特に異常はなかった。
- (4) コンバスタービンセクションのコンパッションチャンライナーの下部及びこれ等の間げき部に吸入された異物が残留していた。パワータービンノズル及びブレードには、かき傷及び打痕等の損傷が認められた以外には特に異常はなかった。

これ等のエンジン内部の損傷は、異物の吸入による二次的なものであり、この異物は、メインドライブシャフトカップリング及びインレットスクリーンの破片であった。

2.9.4 エンジンフューエルレギュレータ及びオーバースピードガバナの機能試験

エンジンからフューエルレギュレータ及びオーバースピードガバナを取外し、オーバホールマニュアルに基づく台上試験を実施した結果、一部規定値を外れていた項目があったが、外部調整後の機能は正常であった。

2.9.5 機体破損個所の調査

- (1) トランスミッションの前方及び後方マウントサポートは、機体主要構造部から破断分離していた。
- (2) メインロータマストが前方へ倒れ、トランスミッションがさらに前傾したため、胴体後方中央部外板は変形破損していた。
- (3) No.1 テールロータドライブシャフト前方上面にあるエンジンインダクションバッフルの底部中央が、半円形にへこみ損傷していた。
- (4) エンジン下面で防火壁の間にあるテールロータドライブシャフトトンネルの前方穴の上部に、円周方向の強い当り傷が生じていた。(写真5参照)

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 テールロータドライブクイルのインナーカップリング及びアウターカップリング並びにNo.1 テールロータドライブシャフトの調査

調査を実施した結果は、次のとおりであった。

3.1.1.1 硬度検査

- (1) 浸炭処理が施されている歯部は損傷が著しいため、インナーカップリングの損傷による熱影響が比較的少ない個所を選定して硬度測定を行った結果、その測定値は同カップリングの製作図面に規定された範囲内であった。
- (2) アウターカップリングの損傷していない歯の部分のを窒化処理の状態も含めて硬度測定を行った結果、その測定値はすべて製作図面に規定された範囲内であった。

3.1.1.2 金属組織の調査及び分光分析試験による化学成分についての分析調査

インナーカップリング、アウターカップリング及びNo.1 テールロータドライブシャフトは、それぞれAMS 6260 鋼、AMS 6740 鋼及びAl 2024 T3 で、製作図面に規定された材料であり、金属組織についても異常は認められなかった。

3.1.1.3 引張試験

No.1 ドライブシャフトから引張試験片を採取して引張試験を実施した結果、その実測値は材料規格を満足していた。

3.1.1.4 破面解析

No.1 ドライブシャフトの管壁の破断面を調査した結果、ほとんどの破面は内側に45度の傾斜を有しており、また、一部分に軸方向に垂直で平たんな破面が見られた。走査形電子顕微鏡による微視的観察から、同シャフトの破面はすべてディンプルパターンの様相を呈していた。このことから、同シャフトは、引張りによる過荷重のため破断したものと推定される。

3.2 解析

3.2.1 JA 9126 は、有効な耐空証明を有し、所定の定時整備が実施されており、調査結果から、テールロータドライブクイルアセンブリの不具合を除き、事故発生まで異常はなかったものと推定される。

3.2.2 事故当時の気象状況は、事故に関連はなかったものと推定される。

279008

- 3.2.3 JA 9126は、飛行中の急停止から巡航状態へ移行のため加速され、機長が異常を感じたのは、コレクティブピッチレバーの上げ操作に伴う同機のアンチトルクが増大した際、以前から摩耗損傷が生じていたテールロータドライブクイルのカップリングのスプライン部が異常なかみ合い状態となったものと推定される。
- 3.2.4 機長は、異常を感じたのち、緩徐な降下を行ったところ、異常が解消したので、再度コレクティブピッチレバーを上げて異常状態を確認したが、この際にも同様に、テールロータドライブカップリングは異常なかみ合い状態となったものと推定される。
- 3.2.5 機長は、上記異常状態から帰投不可能と判断し、不時着を決意したものと推定される。
- 3.2.6 JA 9126は、オートローションによる接地操作の際、フレア態勢からのコレクティブピッチレバーの上げ操作に伴い機首が回頭したのは、さらに、同カップリングのスプライン部の摩耗が進展して摩滅し、滑り状態となり、テールロータドライブシャフトが駆動されなくなったことによるものと推定される。
- 3.2.7 テールロータドライブクイルアセンブリ及びドライブシャフトの調査結果から、同部位には疲労破壊または材質不良等による不具合はなかったものと推定される。
- 3.2.8 同クイルのカップリングスプライン部に以前から摩耗損傷が生じ進行しつつあったことが考えられるが、その要因については
- (1) カップリングの過度のミスアライメント
 - (2) カップリングへの過荷重
 - (3) カップリング部の潤滑不良
- 等が考えられる。(1)カップリングのミスアライメント及び(2)カップリングへの過荷重に関しては、過去の運航及び整備状況などより、これ等の異常が発生したことは考えられない。
- 3.2.9 前記3.2.8(3)のカップリング部の潤滑不良については
- (1) アウターカップリングにあるラバーシールの不良
 - (2) カップリング部への潤滑用グリースの給油状態の不良
 - (3) 潤滑用グリースの材質不良
- 等が考えられるが、(1)ラバーシール不良があった場合は、定時整備時に同部位からのグリースの漏れにより発見可能である。(2)カップリング部への潤滑用グリースの給油状態の不良については、同部位への給油がオーバーホール時に実施されており、以後の使用時間は507時間であるが、使用期間は約1年9か月経過しており、同グリースの経年変化による異常な劣化が考えられる。(3)潤滑用グリースの材質に関し、その耐熱、耐摩耗、耐劣化

279009

性等については不具合が考えられるが、これらを明確にすることはできなかった。

3.2.10 JA 9126 は、右傾斜のまま接地し、メインロータブレードが地面に接触した後、機首上げの状態わずかに回頭して左に傾斜し、横転した。この間、メインロータブレードはさらに地面を強打し、トランスミッション支持架台が機体構造部との結合個所で破断して、メインロータマスト及びトランスミッションが著しく前傾した。このため、テールロータドライブクイルのインナー及びアウターカップリングのスプライン部のかみ合い角度が大きく増加し、2.9.1.3(5)の損傷は、インナー及びアウターカップリングが異常なかみ合い状態となり、メインロータ等の慣性モーメントにより再び数回転して発生したものと推定される。また、No.1 テールロータドライブシャフトは、エンジン下面にあるトンネル前方に接触して同シャフトが拘束され、前方でねじれ管壁が引張り破壊したものと推定される。

4 結 論

- (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。
- (2) JA 9126 は、有効な耐空証明を有し、所定の整備が行われていた。
- (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。
- (4) 同機が飛行中、異常が発生したのは、アンチトルクが増大したため、以前より摩耗損傷が生じていたテールロータドライブカップリングのスプライン部の摩耗損傷がさらに進展し、異常なかみ合い状態になったことによるものと推定される。
- (5) 同機は、オートプロセションによる接地の際、回頭したのは、テールロータドライブカップリングのスプライン部の摩耗損傷が更に進展して摩滅したため、テールロータが駆動されなかったことによるものと推定される。
- (6) 同機のテールロータドライブカップリングの不具合は、疲労破壊または材質不良によるものではなかったものと推定される。
- (7) 同機のテールロータドライブカップリングのスプライン部の異常摩耗は、同部位への潤滑用グリースの給油状態の不良により、同グリースが劣化していたことによるものと考えられる。
- (8) 同機が接地後、左に横転した際、テールロータドライブクイルのインナー及びアウターカップリングのかみ合い角度が大きく増し、アウターカップリングがフレア変形をし、No.1 テ

279010

ールロータドライブシャフトがねじれ、同シャフトは、管壁部が引張り破壊したものと推定される。

原因

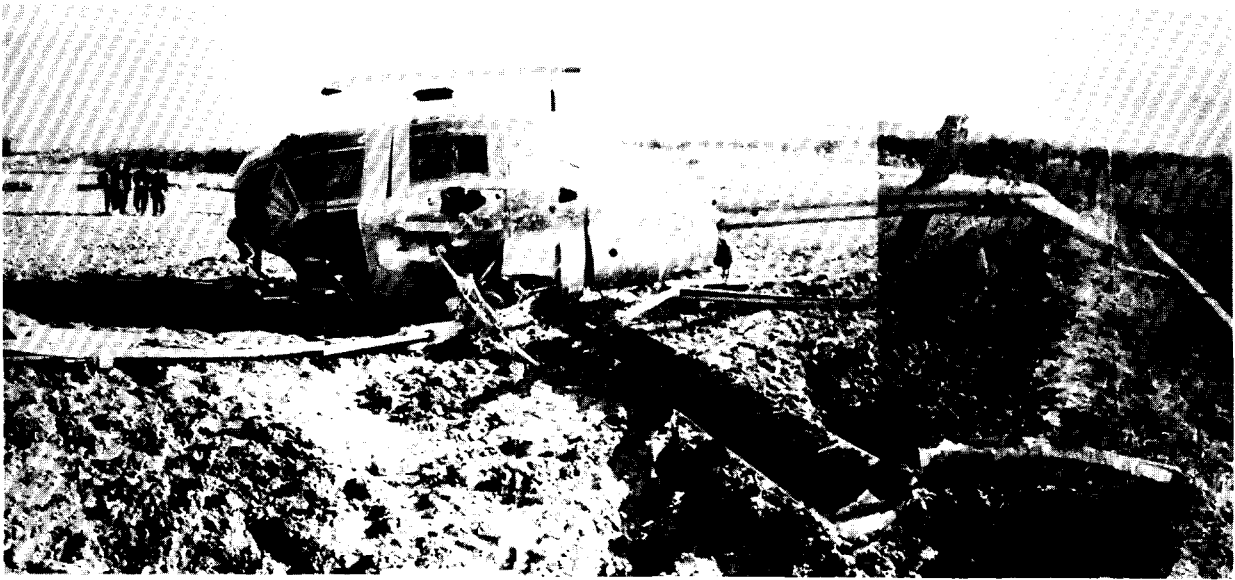
本事故は、同機がオートロテーションによる不時着の際、テールロータドライブカップリングのスプライン部が異常摩耗していたため、テールロータが駆動されず、回頭して左に横転大破したことによるものと推定される。

なお、同カップリングのスプライン部が異常摩耗していたことは、同部位の給油状態の不良により、潤滑用グリースが劣化していたことによるものと考えられる。

参考事項

当委員会の事実調査に基づき、富士重工業株式会社は、テールロータドライブ系統のカップリング部への給油間隔について、従来は給油が機体オーバーホール時に実施されるようメンテナンスマニュアルで規定されていたが、これを6か月毎又は600時間毎のいずれか早い時期に給油を実施するように、昭和55年1月30日付で同マニュアルを改訂した。

279011

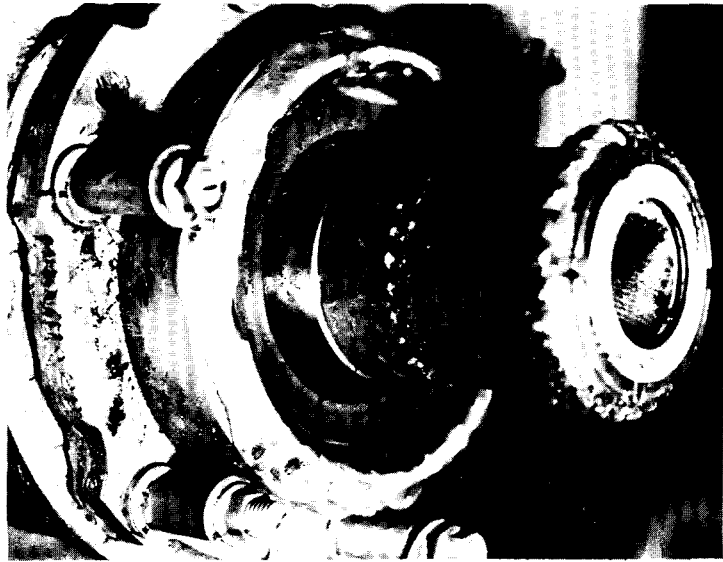


事故現場における残がい
(写真1)

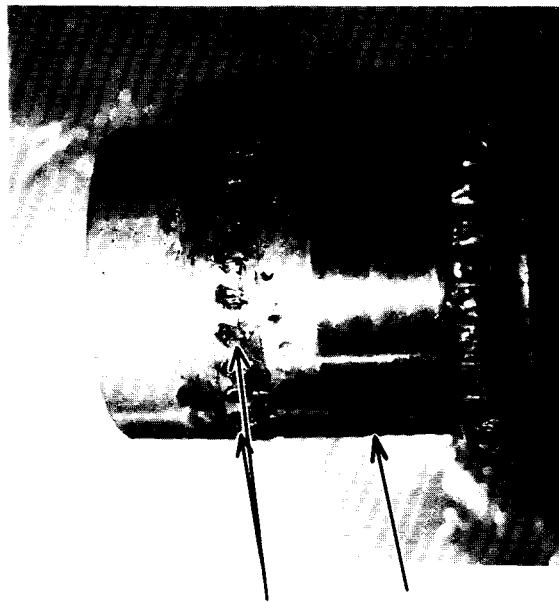


テールロータドライブシャフトアセンブリ
(写真2-1)

279012



歯部の摩滅したテールロータドライブギルのインナーカップリング
(写真2-2)

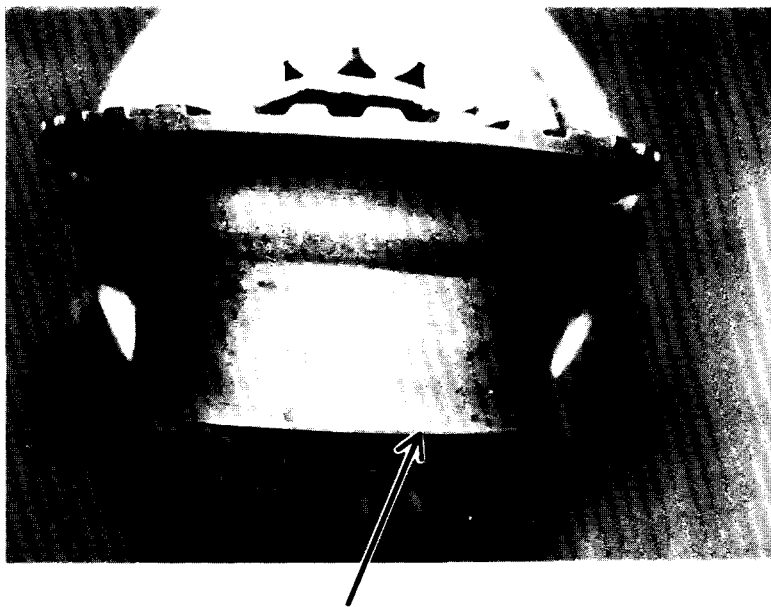


胴部についたくいこみ傷及び熱影響による変色があるインナーカップリング
(写真2-3)

279013

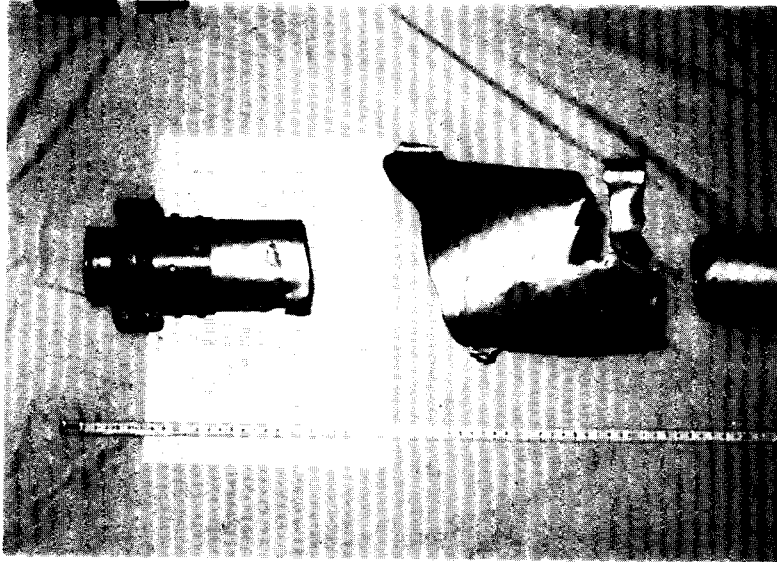


歯部の損傷したアウターカップリング
(写真3-1)

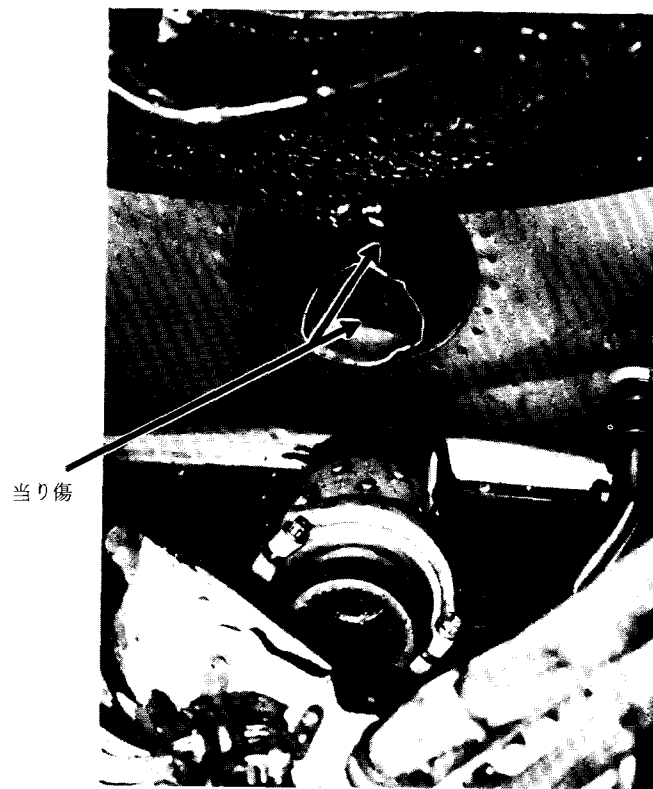


ラバーシールが入る末端部が約18度フレア状態に変形したアウターカップリング
(写真3-2)

279014



左端にアウターカップリングがクランプ取付け状態で3分割に破損した
No. 1 テールロータドライブシャフト (写真4)

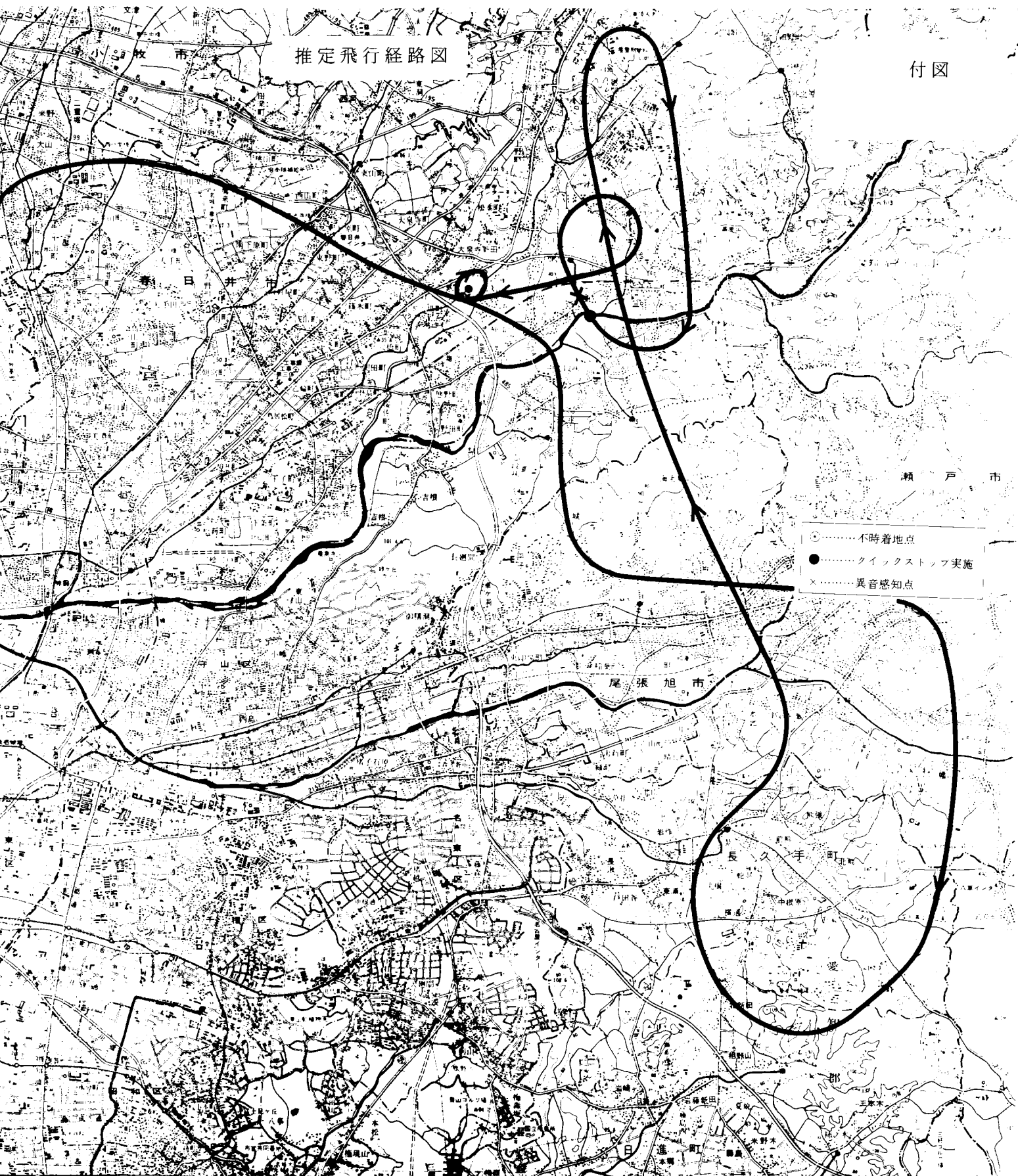


エンジン下面のテールロータドライブシャフトトンネルの前方穴と当り
傷のある破損したNo. 1 テールロータドライブシャフト (写真5)

279015

推定飛行経路図

付図



279016