

航空事故調査報告書
大橋興産株式会社所有
ベル式222U型JA9666
福岡県八女市
昭和62年12月16日

平成元年11月15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 宮内 恒幸
委員 竹内 和之

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

大橋興産株式会社所有ベル式222U型JA9666(回転翼航空機)は、昭和62年12月16日人員輸送のため飛行中、テール・ロータ・ギアボックスが脱落し、09時00分ごろ、福岡県八女市大字今福のぶどう畑に不時着して横転した。

同機には、機長ほか5名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、昭和62年12月16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及び1名の調査官を指名した。

1.2.2 事故機の製造国である米国から、国家運輸安全委員会と連邦航空局の代表及び顧問が事実調査に参加した。

619001

1.2.3 調査の実施時期

昭和62年12月18日～19日	現場調査
昭和62年12月22日～	
昭和63年2月20日	テール・ロータ・ブレードの調査
昭和63年2月24日	テール・ロータ・ギアボックスの分解調査
昭和63年3月1日～	
昭和63年3月4日	米国ベル社における以下の試験及び調査 (1) テール・ロータ・ブレードのチップ・ブロック接着試験等 (2) テール・ロータ・ギアボックス及びテール・ロータ・ブレードの設計・製造過程における品質保証記録等の調査

1.2.4 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 6 6 6 は、昭和62年12月16日、福岡空港を出発し、佐賀県鳥栖市真木町字赤江の場外離着陸場(以下「鳥栖ヘリポート」という。)を経て、熊本県飽託郡北部町の場外離着陸場(以下「熊本ヘリポート」という。)まで飛行する計画であった。

同機は、08時11分に福岡空港を離陸後、順調に飛行し、08時16分に鳥栖ヘリポートに到着した。到着後の整備士の外部点検では、同機に異常はなかった。

同機は08時45分に熊本ヘリポートに向けて、鳥栖ヘリポートを離陸した。

機長によれば、その後事故発生までの経過は以下のとおりであった。

08時58分に福岡A E I S(航空路情報提供センタ)と交信したときには、同機は、機首方位170度で順調な水平飛行を行っていた。

その直後機長は、機体の後方で「ドドン」という鈍い音を聞き、若干の振動を感じたが、それらは一時的なものであって、間もなく通常の状態になった。そのと

619002

き同機は、高度約1,100フィート、速度130ノット、メイン・ロータ・トルク80パーセントで水平飛行中であった。

約5秒後、機首が若干左に向いているように感じたので、右ラダーを踏んだが、反応はなく、ストッパまで踏み込んでもラダーは効かなかった。このとき、同機の注意灯及び警報灯は点灯していなかったが、不時着を決意して、不時着場を探したところ、右手下方に空き地を発見したので、緩い右旋回で、その場所に同機を向けつつ降下を開始した。このとき、エンジンは正常に作動していた。

機長は、コレクティブ・ピッチ・レバーを最低位置まで下げ、両方のスロットルを絞り、同機をオートロテーションの状態にした。

同機は、徐々に速度が減少して80ノット程度になったが、機首が振られることもなく、ラダー以外のコントロールには異常がなかった。

対地高度約15メートル、速度約50ノットのときに、スロットルを開き、エンジンをかん合状態にするとともに、降下率を減少させるため、若干のコレクティブ・ピッチ・レバー上げ操作をしたが、この時点で、機首が右に向く傾向はなかった。

対地高度が約5メートル、速度が約30ノットになったときに、同機は緩やかに右回転を始めたので、機長はサイクリック・コントロール・スティックを左前方に当てて、回転を止めようとしたが効果はなく、一刻も早く着陸することを考え、コレクティブ・ピッチ・レバーを下げた。

その直後、同機は激しく右に回転、右側に横転した。このとき、両方のエンジンとも作動していたので、横転後スロットルを絞り、エンジンを停止させた。

同機のテール・ロータ・ギアボックス(以下「ギアボックス」という。)及びテール・ロータ・ブレードは不時着現場の北北西約570メートルの林間で発見された。

事故発生時刻は、09時00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

大 破

619003

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

ギアボックスがスリーブ・フランジ部分から脱落	
メイン・ロータ	折 損
メイン・ロータ・マスト	屈 曲
テール・ブーム	折 損
テール・スキッド	脱 落
ランディング・ギア	変 形
バーティカル・フィンの後縁部	損 傷

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

ぶどう畑及び植木園に被害があった。

2.5 乗組員に関する情報

機 長 男 性 39歳

事業用操縦士技能証明書 第3758号 昭和46年 5月21日

限定事項 回転翼航空機

ベル式47型	昭和46年 5月21日
ヒューズ式269型	昭和51年 1月 7日
ヒラー式UH-12E型	昭和53年 4月 4日
アエロスパシアル式AS350型	昭和56年11月19日
ヒューズ式369型	昭和56年12月23日
アエロスパシアル式AS355型	昭和61年 6月10日
ベル式222型	昭和62年 7月13日

第一種航空身体検査証明書 第12530236号

有効期限 昭和63年 3月 1日

総飛行時間 4,727時間11分

同型式機による飛行時間 63時間40分

最近30日間の飛行時間 35時間31分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式 ベル式222U型

619004

製造番号	47563
製造年月日	昭和62年 6月 4日
耐空証明書 有効期限	第東62-451号 昭和63年10月12日
総飛行時間	92時間10分
100時間点検(昭和63年 12月12日実施)後の飛行時間	2時間50分

2.6.2 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はエアロシェル・タービン・オイル560で、いずれも規格品であった。

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は7,789ポンド、重心位置は251.4インチと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量8,250ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲247.5~258.0インチ)内にあったものと認められる。

2.7 気象に関する情報

機長によれば、事故当時における現場付近の天候は、天気 晴れ、視程 10キロメートル以上、風向北西、風速約3メートル/秒、気温8度C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 ギアボックスの分解調査

部品番号	222-042-011-7
製造番号	A-267
製造年月日	昭和62年 6月 4日
製造会社	ベル・ヘリコプター・テキストロン社
総使用時間	92時間10分

- (1) ギアボックス本体からアウトプットクイル組立てが完全に分離していた。
- (2) ギアボックス・アウトプットクイル組立てのスリーブ・フランジが破損し、本体のスタッド部分にちぎれたフランジがナットに固定されたまま残っていた(写真1参照)。

619005

2.8.2 テール・ロータ・ブレードの調査及び試験

部品番号	222-016-001-111
製造番号	A275(以下「Aブレード」という。) A280(以下「Bブレード」という。)
製造時の接着保証試験実施年月日	昭和62年 1月29日
製造会社	ベル・ヘリコプター・テキストロン社
総使用時間	92時間10分

2.8.2.1 事故当時のテール・ロータ・ブレードの状況

- (1) 2枚のテール・ロータ・ブレードのうち、Aブレードはチップ・ブロックが抜け出しており、Bブレードは先端がちぎれて中ほどから折れ曲がっていた(写真2及び写真3参照)。
- (2) Aブレード外板のチップ・ブロックを接着している部分の接着剤表面の大部分は、滑らかであった(写真4及び5参照)。
また、この滑らかな部分の一部には条痕が認められた(写真6参照)。

2.8.2.2 ベル社における試験及び調査状況

- (1) ベル社において、A及びBブレードの製造過程について、記録に基づいて調査したが、チップ・ブロックの抜け出しに至る要因となると考えられる事項は見いだせなかった。
- (2) 同一時期に製造されたテール・ロータ・ブレードのチップ・ブロック接着強度について引張り試験を実施したが、十分な強度を有していた(試験ブレード:製造番号A281)。
- (3) 同一設計にて製造されたテール・ロータ・ブレードについて、前縁に衝撃を加え、引張り試験を実施したが、十分な強度を有していた(試験ブレード:部品番号222-016-001-101・製造番号ATRO5878)。

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 JA9666は、有効な耐空証明を有し、調査結果から、事故発生まで異常はなかったものと推定される。

3.1.3 事故当日の気象状況は、事故に関連はなかったものと推定される。

3.1.4 同機のギアボックスはテール・ロータ・ブレードとともに不時着地点の北北東約570メートルの林間で発見されたことから、同ギアボックスは飛行中に脱落したものと認められる。

3.1.5 ラダーのコントロールが不能になったのは、ギアボックス及びテール・ロータ・ブレードの脱落によるものと考えられる。

3.1.6 ギアボックス本体に残っていたスリーブ・フランジの破面の状況から、ギアボックスの破損は、過大な外力が加えられたことによるものと推定される。

3.1.7 ギアボックスが脱落した原因としては、テール・ロータの回転が動的に不安定となり、ギアボックスのスリーブ・フランジに過大な荷重が加わったことが考えられる。

3.1.8 テール・ロータの回転が不安定になった原因としては、同ロータ・ブレードに何か衝突したことがきっかけとなったことが考えられる。

3.1.9 ベル社におけるテール・ロータ・ブレードの製造過程についての記録の調査からは、Aブレードのチップ・ブロックを接着している部分の強度について問題は認められなかった。しかしながら、当該部分の接着剤表面が滑らかであったことから、接着の強度が十分でなかった可能性も考えられ、このことが、テール・ロータの回転が動的に不安定になったことに関与したとも考えられる。

3.1.10 ギアボックス脱落后、速度が130ノットから30ノットに至るまでの間、同機の方向安定性が、おおむね保たれていたのは、ヨーイングに対するパーティカ

619007

ル・フィンによる空気力の作用の効果によるものと推定される。

3.1.11 バーティカル・フィン下部の後縁部分にある損傷(写真7参照)はその形状から、テール・ロータ・ギアボックスが脱落した際に、テール・ロータ・ブレードが接触したことによるものと推定される。

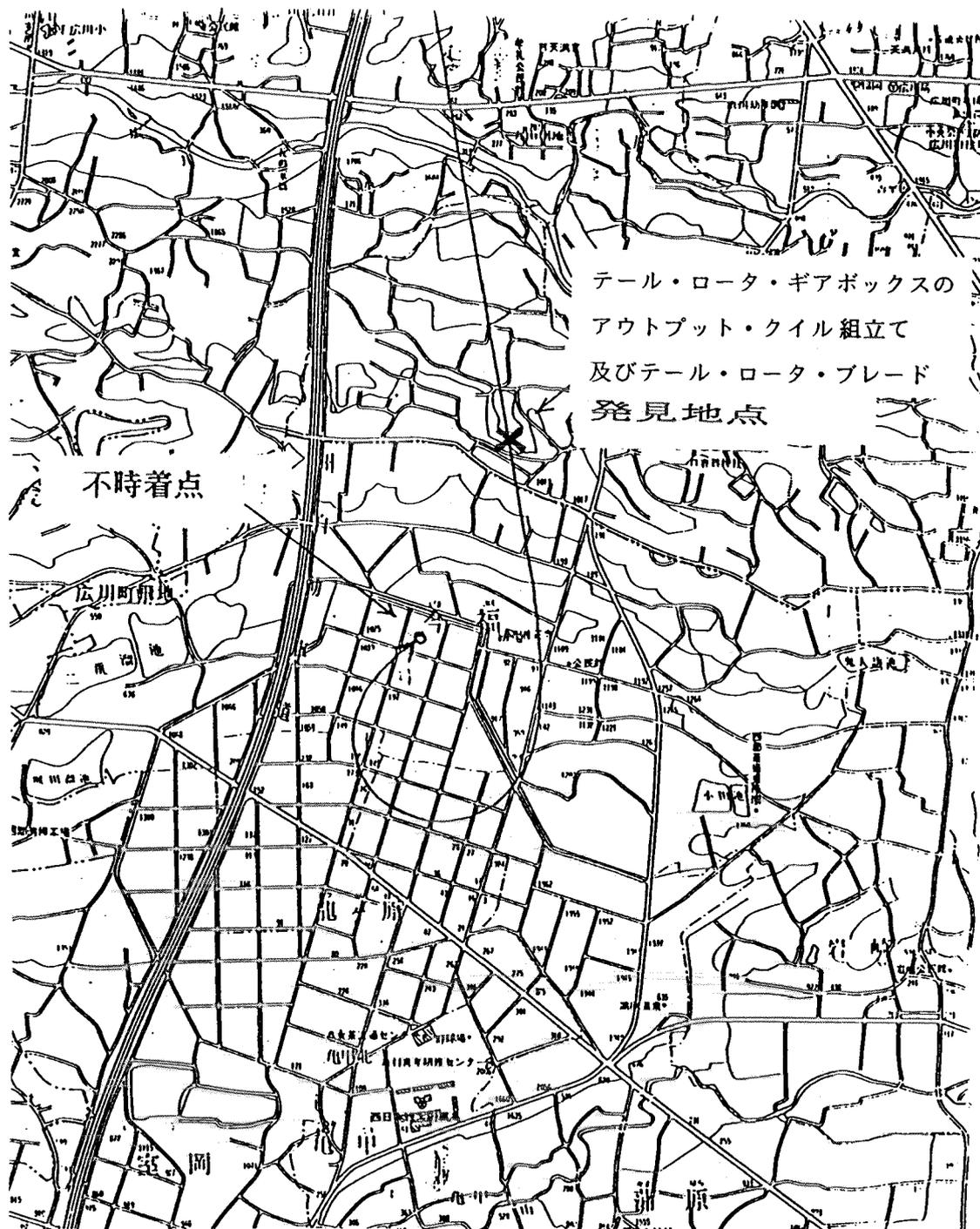
4 原因

本事故は、同機のテール・ロータ・ギアボックスが脱落し、同機のテール・ロータによるヨー・コントロールが不可能になったことによるものと認められる。

同ギアボックスが脱落したのは、テール・ロータの回転が動的に不安定となり、テール・ロータ・ギアボックスのスリーブ・フランジに過大な荷重が加わったものと推定される。

619008

付図 1 推定飛行経路図

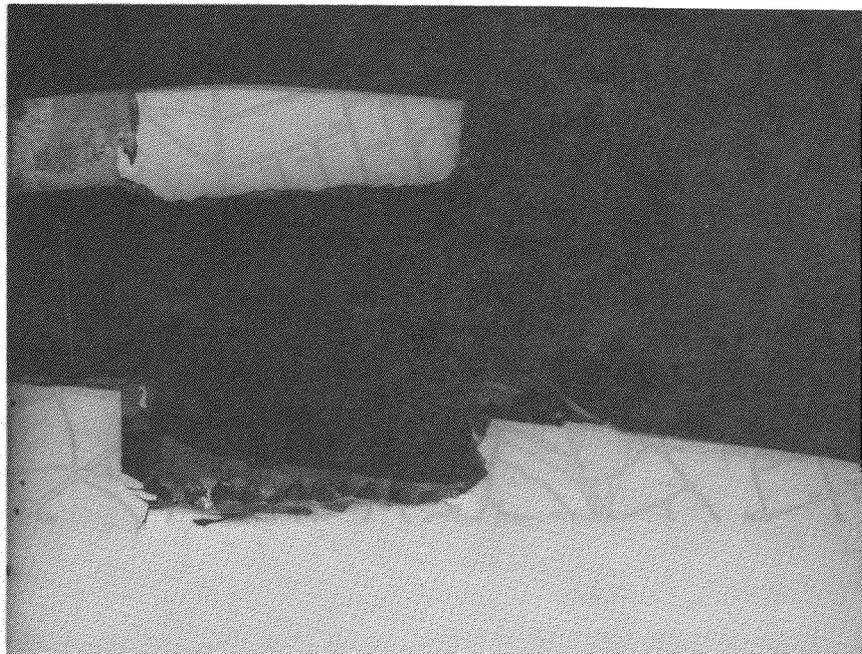
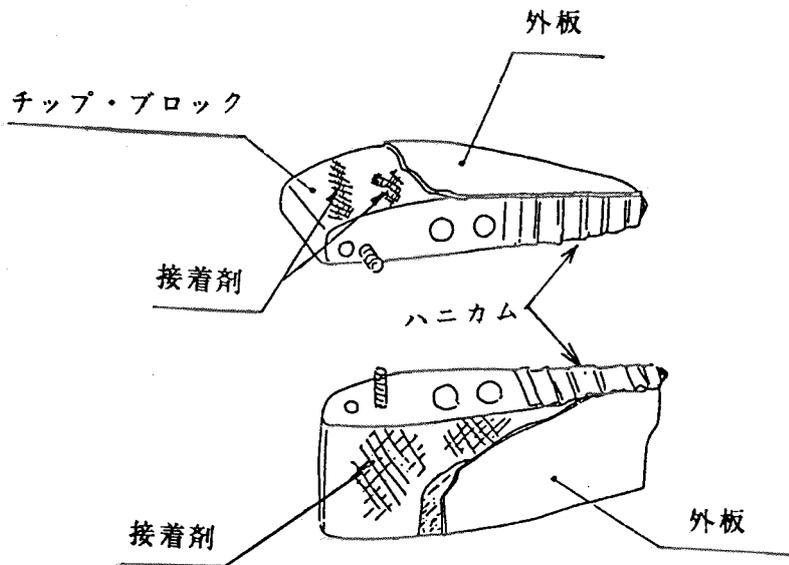


619009

付図 2

引張り試験によるチップ・ブロック部分の破壊状況図及び写真

2.8.2.2項(2)参照



Bell Helicopter **TEXTRON** 81001

619010

写真 1

テールロータ・ギアボックス の破損状況

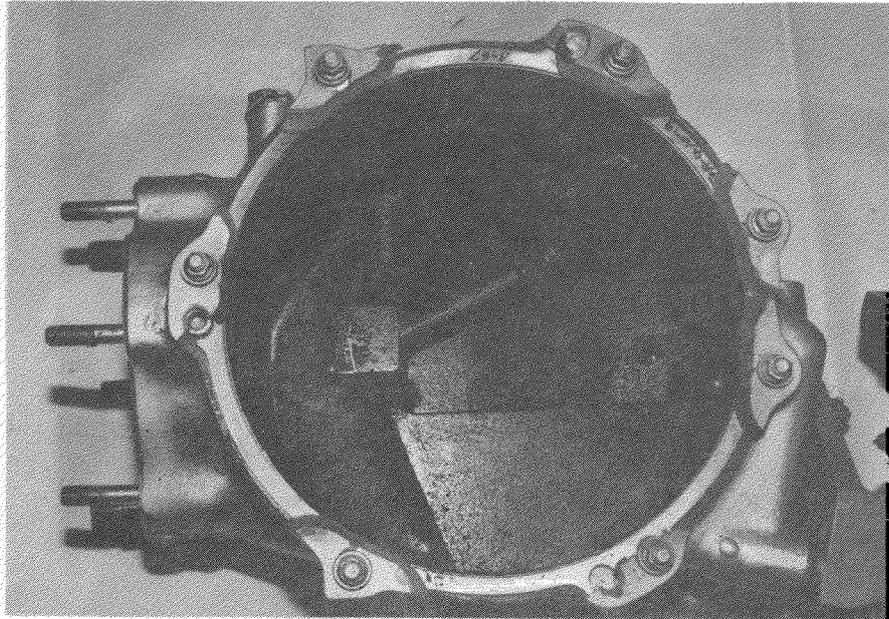
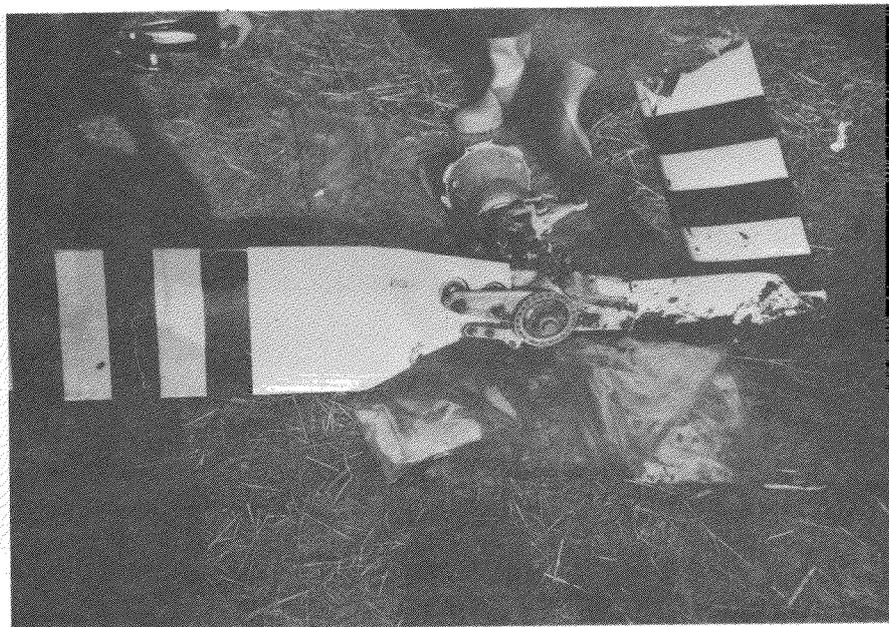


写真 2

林間にて発見されたギアボックスの
アウトプット・クイル組立て
及びテール・ロータ・ブレード



619011

写真 3

テール・ロータ・ブレード翼端部

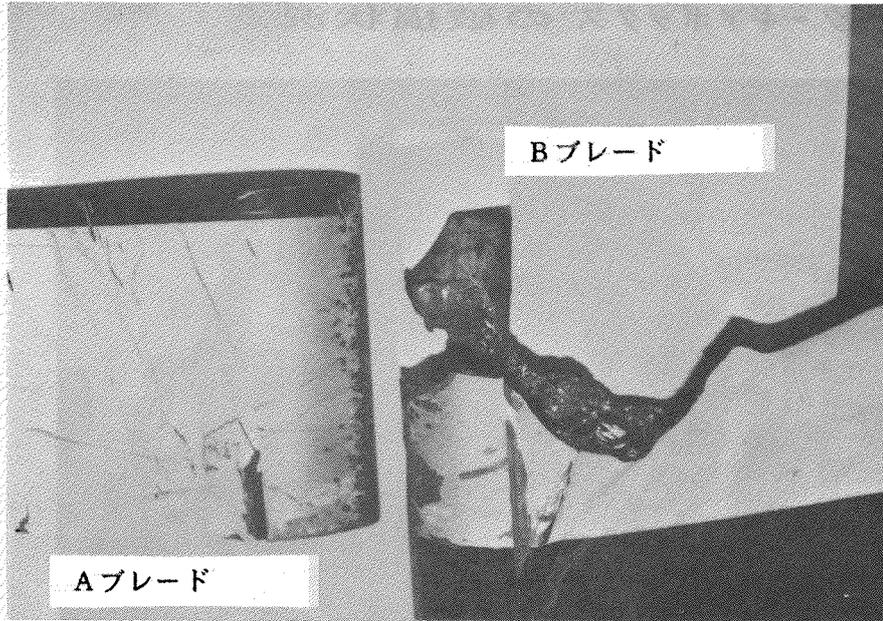
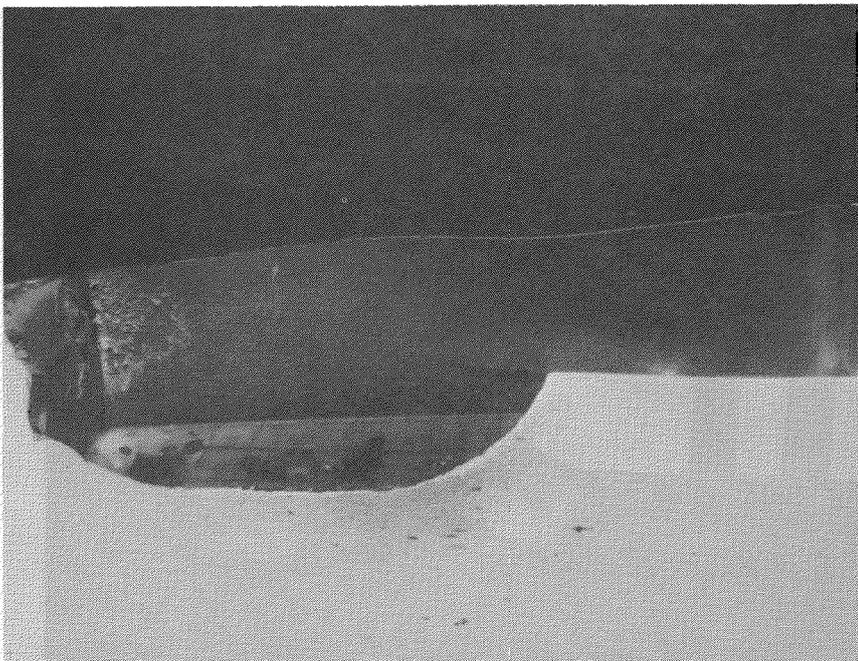


写真 4

Aブレード翼端部のチップ・ブロック接着部分



Bell Helicopter **TEXTRON**

80999

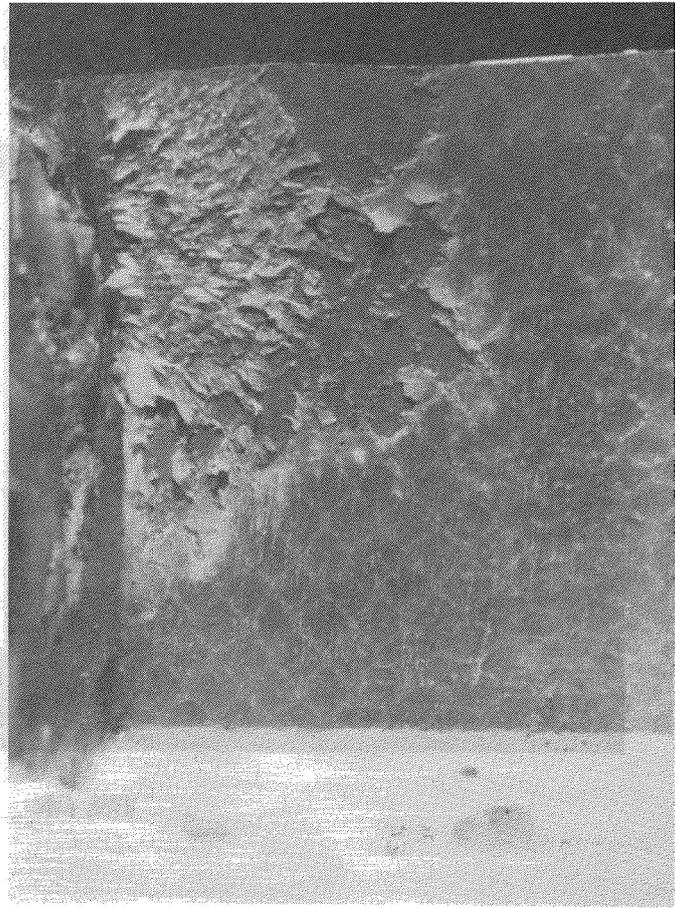
619012

写真 5

Aブレード翼端のチップ・ブロックが
接着されていた部分

注1 右の方の表面が滑らかである
のが判る。

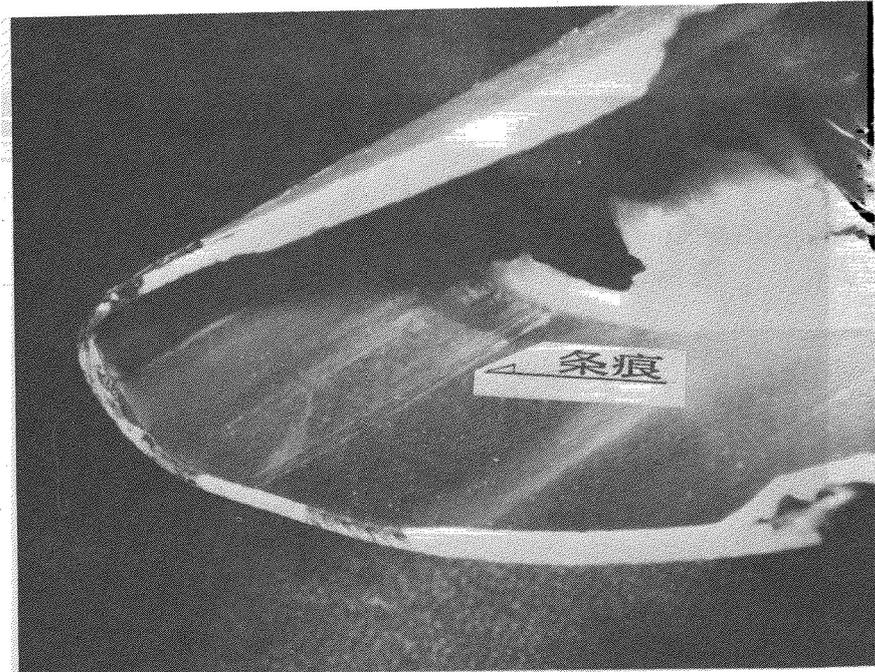
注2 写真6を参照



80997

Bell Helicopter **TEXTRON**

写真 6 Aブレードのチップ・ブロックが抜け出すときに
付いたと思われる条痕



Bell Helicopter **TEXTRON**

81016

619013

写真 7

ギアボックスのアウトプット・クイルが脱落するときに、
ブレードとバーティカル・フィンと接触したと推定される部分

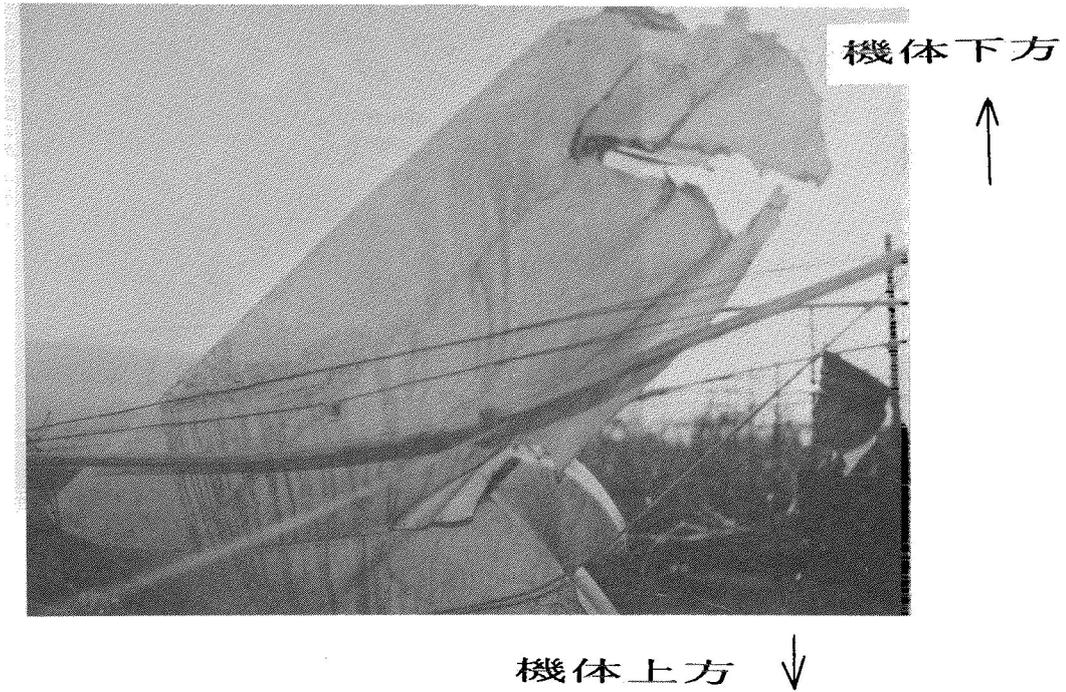
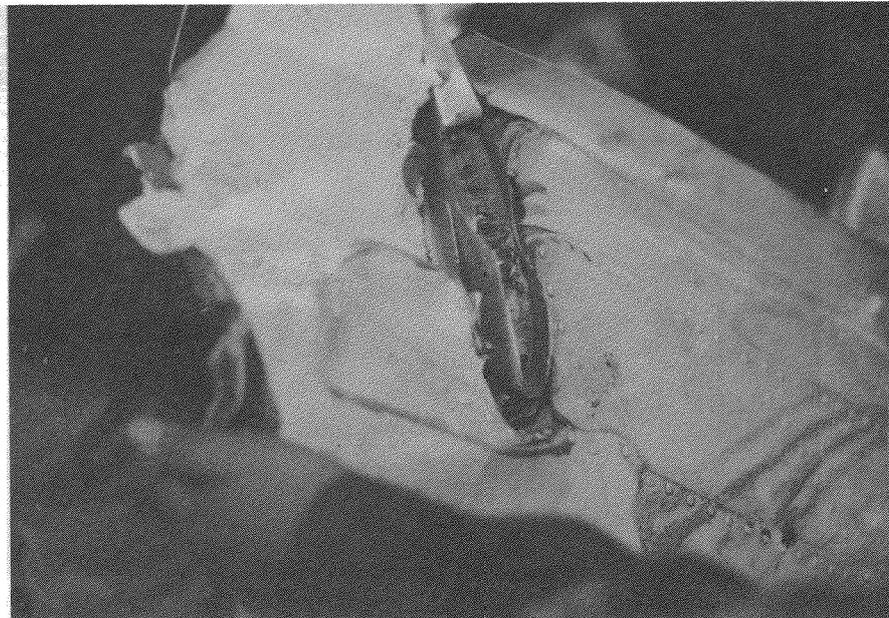


写真 8

現場検証時に照合しているところ



619014