

航空事故調査報告書(6 1 - 5)

正 誤 表

頁 行	誤	正
469002 6行目 (議決日)	昭和60年7月2日	昭和61年7月2日

469001

航空事故調査報告書

西日本空輸株式会社所属

川崎ベル式47G3B-KH4型JA7340

鹿児島県日置郡日吉町

昭和59年8月17日

昭和60年7月2日

航空事故調査委員会議決（空委第20号）

委員長	武田	峻
委員	榎本	善臣
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

西日本空輸株式会社所属川崎ベル式47G3B-KH4型JA7340（回転翼航空機）は、昭和59年8月17日、送電線巡視のため飛行中、14時25分ごろ、鹿児島県日置郡日吉町の山林に墜落した。

同機には、機長及び巡視員1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59年8月17日運輸大臣から事故発生 of 通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

469002

なお、人事異動に伴い昭和60年7月1日主管調査官を交替させた。

1.2.2 調査の実施時期

昭和59年8月18日～20日 現場調査

昭和59年9月10日～12日 機体損傷調査

(エンジン及びトランスミッション分解調査)

昭和59年9月20～9月21日 破断面調査

(シャー・ボルト6本、ジェネレータ・ドライブ・シャフト)

昭和59年10月31日～11月1日 フリー・ホイーリング・ユニット詳細調査

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61年6月30日意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

JA7340は、昭和59年8月17日朝、整備士が飛行前点検及び地上試運転を行い、異常がないことを確認した後、機長及び整備士が搭乗し、8時51分鹿児島空港を離陸して谷山ヘリポートに向かった。

谷山ヘリポートで機長及び送電線巡視員1名が搭乗し、9時22分、同ヘリポートを離陸し2時間弱の送電線巡視飛行を行った後、轟ヘリポートに着陸し、燃料補給後、さらに2時間弱の送電線巡視飛行を行った。

同機は、事故当日3回目の送電線巡視飛行を行うため、燃料補給後、機長及び送電線巡視員1名が搭乗し、14時04分轟ヘリポートを離陸した。

機長の口述によれば、同機は対地速度を約30マイル/時とし、送電線に沿って送電線の左側約15メートル上側約10メートルを飛行していたが、14時25分ごろ、突然エンジンの回転が過回転になったような異常音が発生した。

機長は、送電線を避け、飛行コースから離脱しようとして、直ちに左旋回し、コレクティブ・ピッチ・レバーを引いたが、その効果は得られず機体はそのまま前方の雑木林に乗りかかるように落下した。

機長が落下時の衝撃を柔げようとして、サイクリック・スティックを引き、コレクティブ・ピッチ・レバーを操作した結果、機体が雑木林にかかった時には、機速はほとんどなくな

469003

り、メイン・ロータは停止してしまった。

同機は、雑木林にかかってからは機首が下がってゆき、西側に約20度の下り傾斜をもつ地面に頭下げ約48度の姿勢で機首を西側に向けた状態で停止した。

同機が接地するまでエンジンの異常音は続いており、接地後もエンジンは回転していたとのことである。

機長は、接地後直ちにイグニッション・スイッチ、バッテリー・スイッチ、ジェネレータ・スイッチ、ミックスチュア・レバー及びフューエル・コックを順次オフとし、エンジンを停止した後、送電線巡視員に引続いて機外に自力で脱出した。

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

大 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

胴体 前面風防	破損
右側ドア窓	破損
胴体下部	変形及び破損
前方クロス・チューブ	折損
右側スキッド	折損
メイン・ロータ・ブレード (赤)	変形
" (白)	変形
ピッチ・チェンジ・ロッド (赤)	座屈変形
" (白)	"
ピッチ・チェンジ・ホーン (赤)	破断
マスト	湾曲
フラップ・リストレイント・バンパー	片側取付ボルト破断
テール・ブーム 下側チューブ	1本湾曲
テール・ロータ・ドライブ・シャフト	破断
テール・ロータ・ブレード	湾曲、打傷及び割れ

469004

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

雑木数本を折損した。

2.5 乗組員に関する情報

機長 男性 37才

事業用操縦士技能証明書 第4004号

限定事項	ベル47型	昭和46年12月10日取得
	アルウェットⅢ型	昭和54年2月1日取得
	アエロスパシアル式 AS350型	昭和56年3月11日取得
	アエロスパシアル式 SA360型	昭和57年5月28日取得

第1種航空身体検査証明書 第12470120号

有効期限 昭和60年1月29日

操縦教育証明 第319号

回転翼航空機 昭和59年4月13日取得

総飛行時間 5,916時間26分

同型式機による飛行時間 3,755時間22分

最近30月間の飛行時間 60時間10分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 川崎ベル式47G3B-KH4型

製造番号 第2000号

製造年月日 昭和37年7月21日

耐空証明 第大58-428号

昭和60年1月25日まで有効

総飛行時間 6,404時間16分

2.6.2 エンジン

型式 ライカミング式TVO-435-D1A型

製造番号 第L-2914-52号

469005

製造年月日 昭和44年10月29日

総飛行時間 4,472時間57分

2.6.3 トランスミッション

部品番号 47-620-600-27

製造番号 第3024号

製造年月日 昭和39年1月31日

総飛行時間 5,952時間06分

オーバーホール後使用時間 958時間49分

600時間点検後使用時間 533時間01分

2.6.4 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,590ポンド、重心位置は+1.2インチと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量2,850ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲-3~+3.6インチ)内にあった。

2.6.5 燃料及び潤滑油

燃料は航空用ガソリン100/130、潤滑油はMIL-L-22851Cで、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

事故現場から北々西約8キロメートルに位置する東市来地域気象観測所における観測置は、次の通りであった。

14時 風向 東南東、風速6メートル/秒、気温 30.9度C、晴

15時 風向 東南東、風速3メートル/秒、気温 30.8度C、晴

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 エンジン分解調査

エンジンの本体及び補機に異常は認められなかった。

2.8.2 トランスミッション分解調査

トランスミッションには外部損傷は認められなかったが、メイン・ロータ及びジェネレータの駆動が不可能な状態であった。

トランスミッションの分解調査の結果、次の損傷が認められた。

(1) アップ・スパイダとドライブ・シャフト・フランジを結合している6本のシャー・

4C9006

スクリュウが破断していた。

- (2) ジェネレータ・ドライブ・シャフトが破断していた。
 - (3) クーリング・ファン・ギヤの歯当たり面が過負荷側に移動していた。
 - (4) フリー・ホイーリング・ユニットにスリップの形跡と考えられる傷が認められた。
 - (5) 遠心クラッチのスパイダ・ピン穴の内面及びピン外面に過度の磨耗が認められた。
- ただしシュー及びドラムの当たり面は良好で、スリップの形跡は認められなかった。

2.9 その他必要な事項

トランスミッションの概要

JA7340に装着されていたトランスミッション(P/N 47-620-600-27)には、ヘビー・デューティ・タイプの遠心クラッチ及び厚肉リング・ギヤのフリー・ホイーリング・ユニットが組み込まれており、エンジン出力は、遠心クラッチ、ローワー・サン・ギヤ、ローワー・スパイダ、フリー・ホイーリング・ユニット、アッパー・サン・ギヤ、アッパー・スパイダの順に伝達され、アッパー・スパイダに6本のシャーク・スクリュウで固定されたドライブ・シャフト・フランジのスプラインを介してマストが駆動される。(付図1 トランスミッション及び付図2 フリー・ホイーリング・ユニット参照)

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 破断面調査及び材料分析調査

(1) シャーク・スクリュウ6本の調査結果

巨視的及び微視的観察の結果、疲労破面は認められず、いずれも破断面全体にせん断ディンプルが認められたので、過荷重が作用したことにより急激に破壊したものと推定された。また、エネルギー分散型X線定性定量分析装置により、成分を分析した結果、製造図面に規定された材料であることが確認された。

(2) ジェネレータ・ドライブ・シャフトの破断面調査結果

巨視的及び微視的観察の結果、疲労破面は認められず、破断面全体にせん断ディンプルが認められたので、過荷重が作用したことにより、急激に破壊したものと推定さ

469007

れた。

3.1.2 フリー・ホイーリング・ユニット詳細調査

- (1) フリー・ホイーリング・ユニットのロック試験を行いローラのロック状態を確認した結果、12個がアンロック状態であった。
- (2) フリー・ホイーリング・ユニットのリング・ギヤを反ロック方向へ回転させるに必要なトルク（スタティック・トルク）は約6.5インチポンドであり、正常値14インチポンドよりも、かなり低下していた。
- (3) フリー・ホイーリング・ユニットを分解調査した結果、次の損傷が認められた。
 - ア. リング・ギヤの溝間寸法は、16対中4対が航空機製造者の発行する取扱説明書に定める当該部品を交換すべき摩耗の限界（以下「交換限界」という。）を超えて摩耗していた。
 - イ. リング・ギヤの溝底のローラ摺動面は、32ヶ所中4ヶ所が交換限界を超えて摩耗していた。
 - ウ. リング・ギヤの溝底のローラ摺動面及びローラ外面に、スリップの痕跡と思われる傷が認められた。（写真2参照）
 - エ. ローラ外径は、32個中12個が交換限界を超えて摩耗していた。
 - オ. アウタ・レースの内径が、交換限界を超えて摩耗していた。
 - カ. スプリング32個中5個が破損していた。
- (4) 以上のことから、事故機のフリー・ホイーリング・ユニットはスリップを生じ得る状態にあったものと推定される。

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 JA7340は、有効な耐空証明を有し、調査結果から事故発生時におけるトランスミッションの不具合を除き、異常はなかったものと推定される。
- 3.2.3 事故当時の気象は、事故に関連はなかったものと推定される。
- 3.2.4 シャー・スクリュウの破断について

本トランスミッションの設計会社に問い合わせた結果、その要因としては下記の事項が考えられるとの回答があった。

- ① 飛行中又は地上におけるメイン・ロータ・ブレードの障害物等との接触による突然停止

469008

② メイン・ロータ駆動（出力）状態でのエンジン過回転

上記要因についての考察結果は、次のとおりである。

メイン・ロータが障害物等との接触により突然停止したとすれば、メイン・ロータ・ブレードの前縁には接触の痕跡が残っているはずであるが、同機のメイン・ロータ・ブレードの前縁には特に損傷は認められなかった。

また、メイン・ロータの突然停止があった場合には通常スタビライザ・バーが損傷するが、同機のスタビライザ・バーには損傷は認められなかった。

これらの事実から、メイン・ロータの突然停止はなかったと認められる。

同機のエンジン及びその操作系统には不具合は認められなかったので、エンジン本体に起因するエンジン過回転はなかったものと認められる。

エンジン本体以外に起因するエンジン過回転の発生には、遠心クラッチ又はフリー・ホイーリング・ユニットのスリップが考えられる。

3.2.5 トランスミッションの分解調査の結果、遠心クラッチにはスリップの形跡は認められなかった。

フリー・ホイーリング・ユニットは、詳細検査の結果スリップを生じ得る状態であったと推定され、リング・ギヤ溝底及びローラにスリップの痕跡と思われる傷が認められた。

3.2.6 従って、シャー・スクリュウ破断の原因としては、フリー・ホイーリング・ユニットのスリップによるエンジン過回転が考えられる。ただし、当該トランスミッションの構造からみて、フリー・ホイーリング・ユニットのスリップによるエンジン過回転のみではシャー・スクリュウにかかる負荷は増大しないので、シャー・スクリュウは破断しない。エンジン過回転状態でフリー・ホイーリング・ユニットが再かん合したため、メイン・ロータによる負荷が急激にかかりシャー・スクリュウが破断したものと推定される。

3.2.7 トランスミッションの分解調査の結果、ジェネレータ・ドライブ・シャフトが破断していた。

破断面調査の結果、過大応力によるねじりせん断と推定され、疲労破面は認められなかった。

ジェネレータには異常は認められず、その駆動トルクも正常であったので、同シャフトはフリー・ホイーリング・ユニットにスリップが生じた後ジェネレータが低回転になり、エンジンが過回転となった状態で同ユニットが再かん合したため、ジェネレータの負荷が急激にかかり破断したものと推定される。

3.2.8 機長は、エンジンが高回転になったような異常音が発生したと口述している。

469009

この異常音は、フリー・ホイーリング・ユニットにスリップが生じたため、メイン・ロータによる負荷がなくなり、エンジンの回転速度が大きく上昇したことによるものと推定される。

機長は、異常音発生後直ちに左旋回を行いコレクティブ・ピッチ・レバーを引いたが、その時にはメイン・ロータの回転速度は低下していたと口述している。

このメイン・ロータの回転速度の低下は、フリー・ホイーリング・ユニットにスリップが生じた後エンジンが過回転となった状態で同ユニットが再かん合したため、急激にメイン・ロータによる負荷がかかりシャー・スクリュウ6本が破断し、その結果メイン・ロータが駆動されなくなったことによるものと推定される。

機長は、エンジンの異常音は接地するまで続いていたと口述している。

これは、シャー・スクリュウが破断した後エンジンにはメイン・ロータによる負荷がかからなくなったが、機長はそれに気付かずにスロットルを開いていたので、エンジンの過回転状態が続いていたことによるものと推定される。

機長は、同機が沈下し雑木林にかかった時にはメイン・ロータは停まっていたと口述している。

事故現場の雑木の損傷状況は、同機がメイン・ロータ停止状態で落下したことを示していた。

これは、シャー・スクリュウの破断によってメイン・ロータは駆動されなくなっていたが、機長はそれに気付かず、機体の沈下をとめようとして、コレクティブ・ピッチ・レバーを引いていたため、メイン・ロータの回転が急激に低下し、停止したものと推定される。

3.2.8 同機は、送電線巡視のため送電線に沿ってその左側約15メートル、上側約10メートルを飛行していた。

送電線の高さは地面から約11メートルであるので、トランスミッションに不具合が発生した時の同機の対地高度は約21メートルであったと認められる。

同機のメイン・ロータの回転が停止したにも拘わらず機長及び同乗者に死傷がなかったのは、同機がほぼ水平姿勢で雑木林の上に落下したため、墜落の衝撃がかなり吸収されたことによるものと推定される。

4 結 論

4.1 解析の要約

4.1.1 JA7340は、対地高度約21メートル、対地速度約30マイル/時で飛行中、アッパ・スパイダとドライブ・シャフト・フランジを結合している6本のシャー・スクリュウが破断したため、メイン・ロータにエンジン出力が伝達されなくなり、メイン・ロータの回転速度が減少し揚力が失われたことにより墜落に至ったものと推定される。

4.1.2 シャー・スクリュウが破断したのは、フリー・ホイーリング・ユニットにスリップが生じた後エンジンが過回転となった状態で同ユニットが再かん合したため、メイン・ロータによる負荷が急激にトランスミッションにかかったことによるものと推定される。

4.2 推定原因

本事故の原因は、フリー・ホイーリング・ユニットにスリップ及び再かん合が生じ、トランスミッション内のシャー・スクリュウが破断し、メイン・ロータの推力が失われたことによるものと推定される。

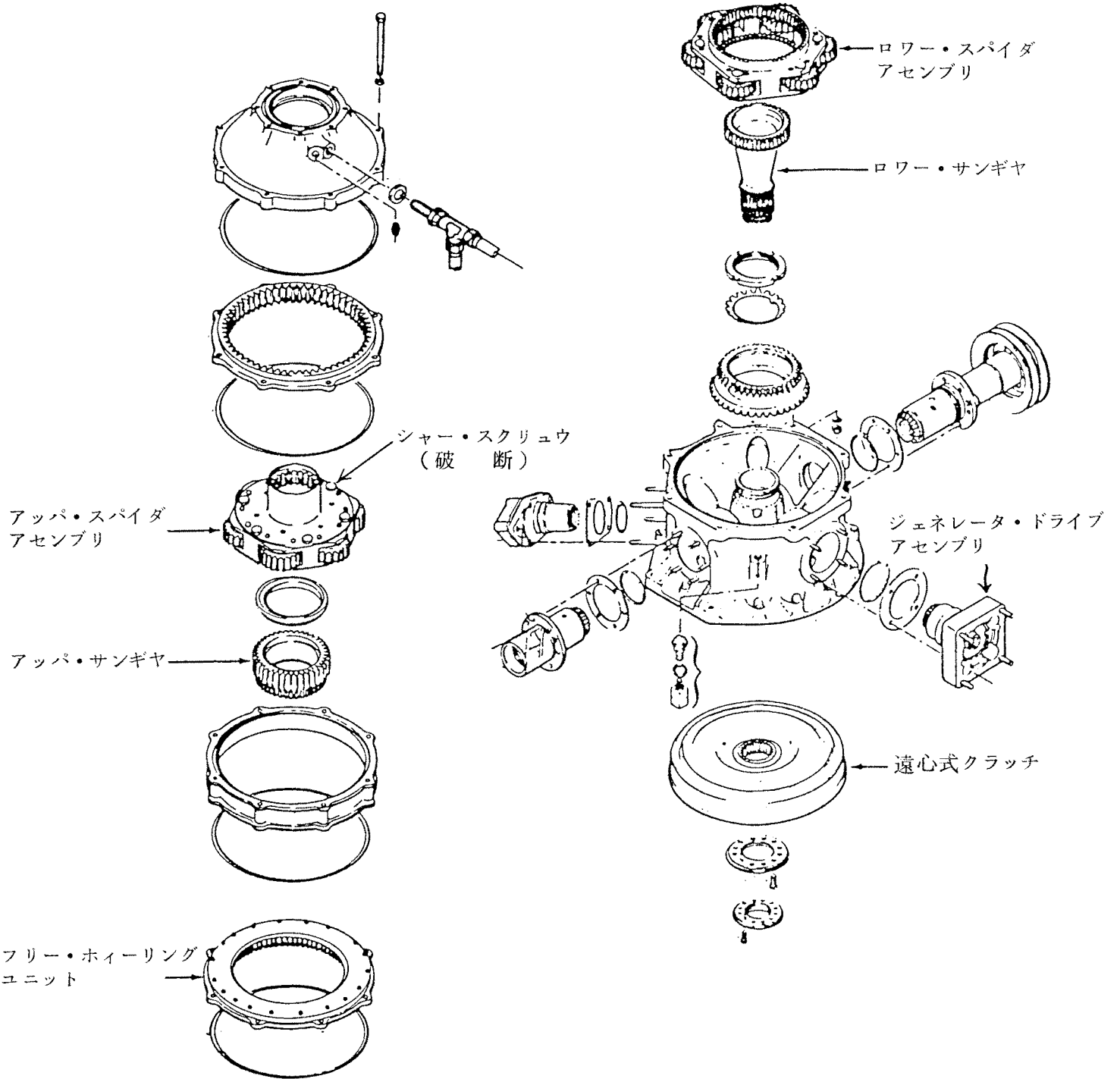
参 考 事 項

当委員会の調査に基づき、運輸省航空局は対策として、同型式のトランスミッションについて点検項目の追加及び点検間隔の短縮等を内容とした耐空性改善通報TCD-2441-85（昭和60年2月19日付）を発行した。

469011

付図 1

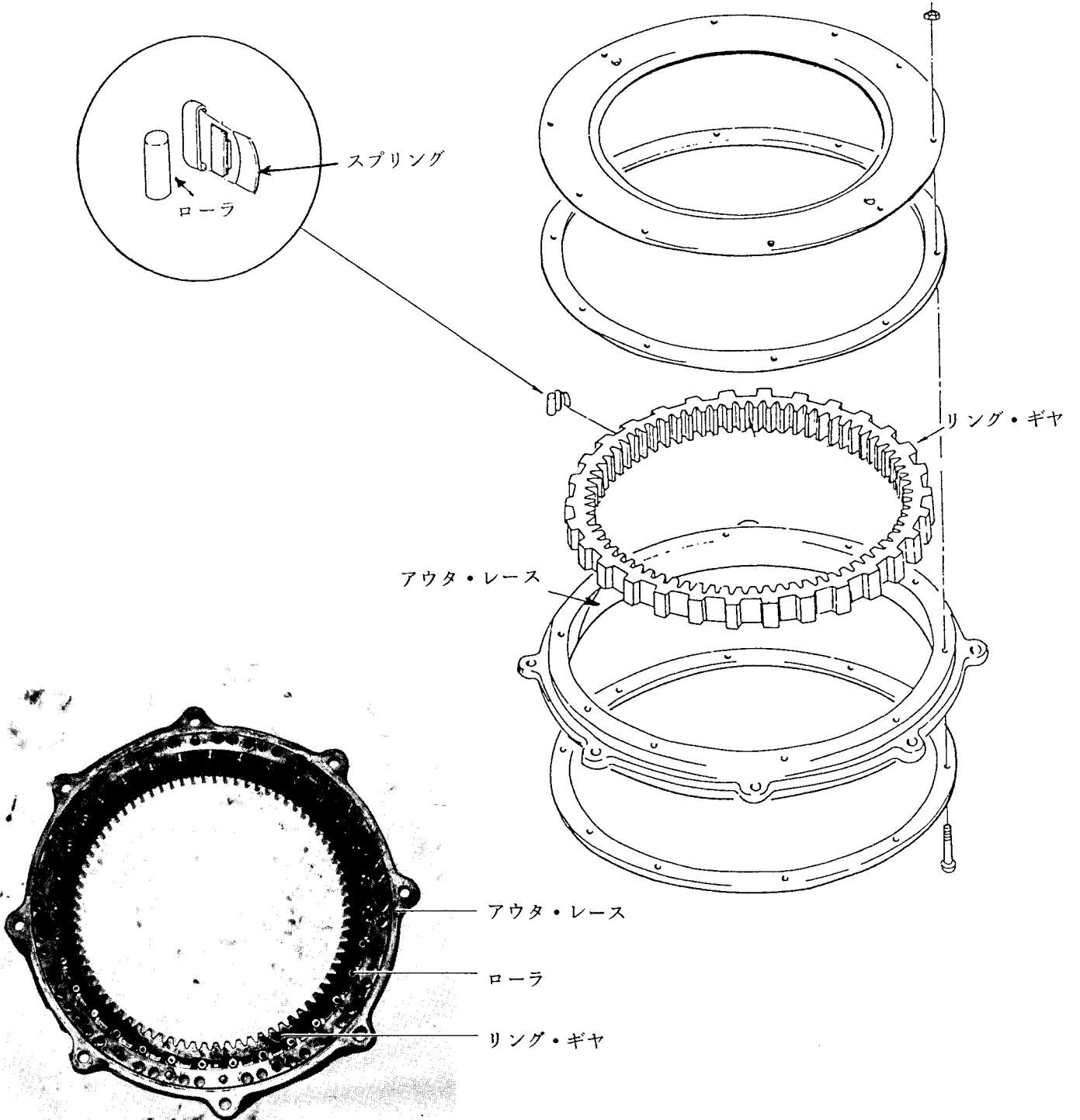
トランスミッション



469012-1

付図 2

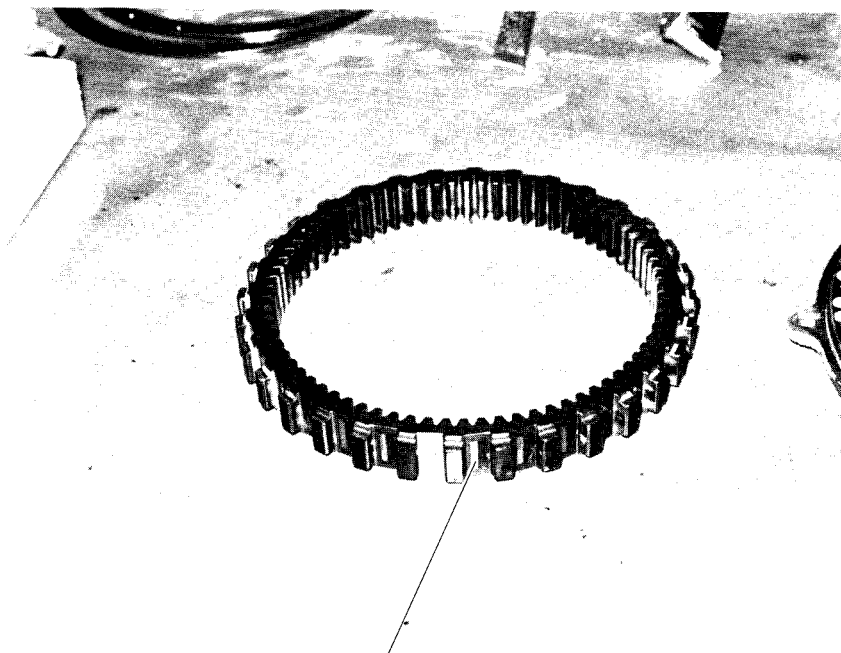
フリー・ホイーリング・ユニット



469012-2

写真 1

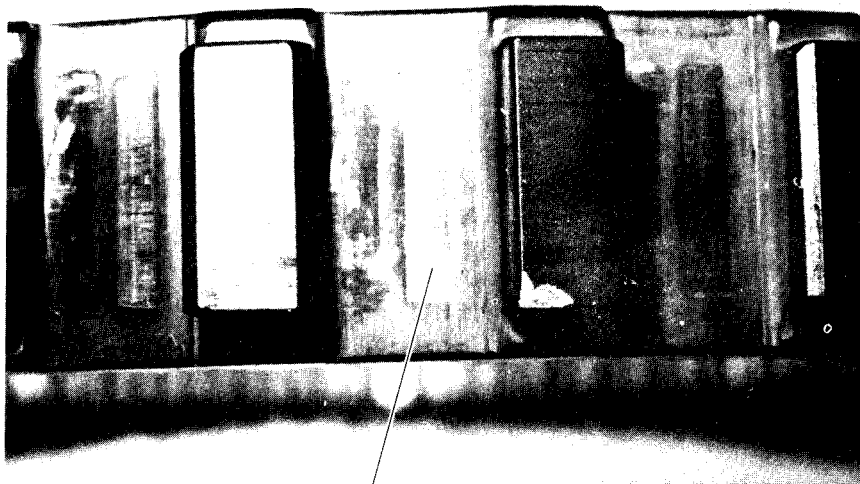
リング・ギヤ



ローラ の当たり痕

写真 2

リング・ギヤの外周溝部拡大写真



スリップの痕跡

4C9013