

西日本空輸株式会社所属 アエロスパシアル式SA360C型JA9262 に関する航空事故報告書

昭和57年5月19日

航空事故調査委員会議決（空委第8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

西日本空輸株式会社所属アエロスパシアル式SA360C型JA9262は、昭和55年9月21日11時10分ごろ、物資輸送のため、機長のみが搭乗して、鹿児島県大口市青木溜池の上1882の6の青木場外離着陸場を離陸直後、急にエンジン出力の伝達が断たれ、同離着陸場内に緊急着陸し、中破した。

本事故による火災は発生せず、人員の死傷はなかった。

1.2 航空事故調査の概要

昭和55年9月25日 現場調査

昭和55年9月26日～27日及び

昭和55年10月3日～4日 事故機の詳細調査（於大阪国際空港）

昭和55年11月22日～昭和56年10月24日 フランス政府当局に依頼し、事故機のクラッチ及びインプットフランジの調査

昭和56年11月9日～昭和57年1月28日 インプットフランジ及びフレキシブルカップリングの破面詳細調査並びに破損解析

311001

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和57年5月7日 意見聴取

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

JA9262は、昭和55年9月21日08時07分ごろ、機長外同社の作業員3名が搭乗して、福岡空港を離陸し、鹿児島県大口市青木溜池の上1882の6の青木場外離着陸場（標高約240メートル、以下「臨時ヘリポート」という。）に08時59分ごろ着陸した。

機長は、物資（白砂土）^{シラスド}輸送について関係者と打合せを行った後、機長のみが搭乗して、09時24分ごろから、臨時ヘリポートを作業基地とし、九州電力南九州幹線の256号鉄塔建設現場（標高約440メートル）に物資を3回輸送した後、燃料補給を行った。

その後、同機は、4回目の作業として約500キログラムの白砂土入りバケットを機外つり下げ装置（ワイヤ及びバケットのつり下げ全長約3.75メートル）により懸垂し、11時10分ごろ、臨時ヘリポートを離陸した直後（対地高度約5メートル）、突然エンジン付近に異常音を生ずるとともに、機首が右に振られたので、臨時ヘリポート場内に緊急着陸した。

その際、同機の後部胴体は、つり下げていたバケットに触れて損傷を受けた。

その後、機長は、通常操作によりエンジンを停止し、機外に脱出した。

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
重 傷	0	—	0
軽 傷	0	—	0
な し	1	—	

2.3 航空機の損壊の程度

中 破

311002

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

なし

2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和16年3月1日生

事業用操縦士技能証明書 第1882号

昭和40年6月14日取得

限定事項 回転翼航空機ベル47型、アルウェットⅢ型、ヒューズ式369型、アエロスパシアル式SA360型。

第1種航空身体検査証明書 第12471389号

有効期間 昭和55年7月30日から昭和56年7月29日まで

総飛行時間 6,655時間52分

同型式機による飛行時間 286時間53分

最近30日間の飛行時間 82時間56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SA360C型

製造番号 第1019号

製造年月日 昭和55年5月12日

耐空証明書番号 第大-55-150号

有効期間 昭和55年8月6日から昭和56年8月5日まで

総飛行時間 96時間21分

100時間点検後の飛行時間 2時間18分

2.6.2 エンジン

型式 ツルボメカ式アスターズXVⅢA型

製造番号 第104号

製造年月日 昭和50年8月29日

総使用時間 108時間41分

100時間点検後の使用時間 2時間18分

2.6.3 メインギヤボックスインプットフランジ

部品番号 360A・32・1033・20

311003

製造番号 なし

総使用時間 96時間21分

2.6.4 重量及び重心位置

事故発生時の同機の推定重量は、2,473キログラム（最大重量3,000キログラム）、推定重心位置は、4.028メートル（許容重心位置範囲3.8～4.1メートル）で、いずれも許容範囲内であった。

2.6.5 燃料及び潤滑油

使用燃料は、出光ATF-1、潤滑油は、エッソターボオイル2389で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

機長の口述によれば、事故現場の当時の気象は、天気晴、風静穏、視程10キロメートル以上、気温28度Cであった。

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

機体

胴体右後部外板（ステーション5045～5823）損傷

エンジン

カウリング 一部損傷

コネクティングハウジング 破断

ジャンクションシャフト（エンジンのメインギヤボックスの間のドライブシャフト）破損脱落

2.9 その他必要な事項

2.9.1 エンジンからメインギヤボックスに至るエンジン出力の伝達について、付図のとおり、エンジンの減速ギヤにより減速された出力は、エンジンドライブシャフトから、遠心式クラッチ→ジャンクションシャフト（シャフトの両端にそれぞれフレキシブルカップリングが付いている。）→インプットフランジ→ジンバルジョイント→メインギヤボックスへと伝達される。フレキシブルカップリングは、六角形をなし、組合わされた14枚の板ばねを、6個の眼鏡型の金具でかshめてある。動力は、このカップリングの6個の眼鏡金具のうち、正三角形となる一組（3個）と他の一組（3個）をそれぞれ一対のジョイントとして振り分け、伝達される。

2.9.2 インプットフランジについて

(1) 使用材料は、フランス工業規格による鋼種記号30 NCD 12（JIS規格SNCM439及び米

311004

国規格ASTM4340に相当)のニッケル・クロム・モリブデン鋼で、鍛造品を削り出して作られている。

- (2) 加工行程では、熱処理が施され、引張強さは、 $9,690 \sim 11,730 \text{ kg/cm}^2$ であり、同フランジのボス部表面には、クロム、セレーション部には、銀、その他の部分には、カドミウムメッキがそれぞれ施されている。
- (3) 当該部品は、イタリアのフィアット (FIAT) 社で製造されている。

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 事故機を大阪国際空港へ搬入し、アエロスパシアル社の技術員の協力を得て、分解調査等を行った結果は、次のとおりであった。

- (1) ジャンクションシャフトの前端部に取付けられているインプットフランジは、3個のうち金 (フレキシブルカップリングに連結する) の部分が破断分離していた。(写真1及び2参照)
- (2) ジャンクションシャフトは、同シャフトの前端部のフレキシブルカップリングが破断分離したほか、後端部のフレキシブルカップリングも個々に破断分離したため、前後の支持が失われ、コネクティングハウジング内に落下していた。(写真4参照)
- (3) コネクティングハウジング (アルミニウム合金製) は、その前端部 (ジンバルジョイント側) が円周方向に大きくえぐり取られ、穴があいた状態で破断していた。
- (4) インプットフランジ取付ナットの締付トルクの測定値は、 $2.6 \text{ kg} \cdot \text{m}$ (規定 $25.7 \sim 28.6 \text{ kg} \cdot \text{m}$) であった。
- (5) クラッチユニット取付ナット (エンジンドライブシャフト先端部) の締付トルクの測定値は、 $3.16 \text{ kg} \cdot \text{m}$ (規定 $5.4 \sim 6.2 \text{ kg} \cdot \text{m}$) であった。
- (6) クラッチユニットリアフランジとエンジンリダクションギヤケースとの間に取付けられているコネクションケースのリダクションギヤケースへの取付ボルト (12個) のトルクは、すべてゼロであった。
- (7) メインギヤボックスオイル、エンジンオイル及びハイドロオイルを目視観察した結果、特に異常は認められなかった。
- (8) メインギヤボックス及びエンジンのオイルフィルタ並びにマグネチックプラグのそれぞれには、異常は認められなかった。
- (9) 燃料系統及びエンジンフェルコントロールユニットのフィルタには、異常は認められな

311005

った。

(10) メインロータブレード及びメインギヤボックスを取外し、フリーホイールユニットの作動状態を確認した結果は、次のとおりであった。

ア. メインロータヘッドを手で正回転（上から見て時計方向）させると、インプットフランジは、ともに回転した。また、この場合、インプットフランジを手で固く抑えると、同ヘッドは、そのまま正回転方向に空転した。

イ. 逆に、インプットフランジを手動で動力伝達方向（反時計方向）に回転させると、メインロータヘッドは、円滑に正回転した。

(11) クラッチユニットを分解し、シュー（8個）に装着されているライニングを点検した結果、同ライニングの摩擦面の摩耗状態はいずれも均等で、強い異常摩耗は認められてなかった。

(12) インプットフランジの破面を写真撮影し、観察した結果、同フランジの3個のうち2個のものについては、いずれも疲労破壊に見られるストライエーションが認められた。

（写真3参照）

他の1個のうち金の破面には、傷が多く、過熱による変色を呈していた。

3.1.2 前項（3.1.1）に加え、更に詳細な調査を行うため、同機に装着されていたエンジン、メインギヤボックス、クラッチ及びインプットフランジの破片（ボス側）をアエロスパシアル社に送付するとともに、当該フランジ破損に関する不具合等について調査を依頼した結果、概略次の回答を得た。

(1) 同社の実験室で検査の結果、同フランジの3個のうち金のうち少なくとも2個に疲労亀裂が認められ、うで金の破壊は、写真2に記入したうで金番号でNo.1→No.2→No.3の順序である。

ア. No.1のうで金については、長さ約29ミリメートルの疲労亀裂が認められる。

イ. No.2のうで金については、長さ約10ミリメートルの疲労亀裂が認められ、最終的な破壊は、静的応力によるものと考えられる。

ウ. No.3のうで金については、切損破面に傷が多く、過熱による変色痕が認められた。

以上のことから、アエロスパシアル社は、No.1及びNo.2のうで金が疲労破壊したことにより、異常振動が発生したものと推定する。

(2) フレキシブルカップリング

当該フレクタ型カップリングは、アエロスパシアル社の経験によれば、過去に一度も折損したことがなく、当該事故時における折損は、非常に急速に生じたものと推定する。

(3) クラッチユニット

事故機のクラッチを部分的に復元した状態で、動的釣合試験を行った結果、事故当時、同ユニットは、比較的良好な状態で釣合が保たれていたと考える。

311006

3.2 解 析

- 3.2.1 JA9262は、事故発生まで、メインギヤボックスのインプットフランジを除き、不具合はなかったものと推定される。
- 3.2.2 同機が離陸直後、エンジン付近に生じた異常音は、上記インプットフランジのうで金が破断し、それにより分離したジャンクションシャフトの前端部が同シャフトの後端部を片持としてすりこぎ運動を起したことにより、コネクティングハウジングの前方部内面が切削され、同ハウジングが破断するとともに、ジャンクションシャフト系が破断する過程で発生したものと推定される。
- 3.2.3 ジャンクションシャフトがコネクティングハウジング内下部に落下したのは、同シャフトの前端部が破断後、異常な回転運動を続けたことにより、同シャフトの後端部がフレキシブルカップリングの部分で破断分離したことによるものと推定される。
- 3.2.4 クラッチユニット取付ナットの締付トルクが規定値を下回っていたこと及びクラッチ、リアフランジとエンジンリダクションギヤケースとの間のコネクションケースの取付ボルト（12個）のトルクがすべてゼロであったのは、ジャンクションシャフトが破断する過程で生じた回転のアンバランスにより発生したものと推定される。
- 3.2.5 メインギヤボックス及び同ボックス内に取付けられているフリーホイールユニットは、ともに円滑に回ったことから、事故当時は、異常なく作動していたものと推定される。
- 3.2.6 クラッチユニットには、分解調査及び試験結果から、一次的な不具合は存在しなかったものと推定される。
- 3.2.7 インプットフランジの3個のうち2個のうで金が破断したのは、破面観察の結果、同フランジの3個のうち2個のものについて、いずれも同フランジの動力回転方向に疲労亀裂が認められ、この亀裂が逐次進展したことによるものと推定される。
- 3.2.8 上記うで金の破断に伴い、ジャンクションシャフトの前端部のフレキシブルカップリングは破断し、次いで同シャフトの異常回転の発生により、同シャフトの後端部のフレキシブルカップリングも破断分離したものと推定される。
- 3.2.9 緊急着陸の際、同機の機首が右に振られたのは、メインギヤボックスへのエンジン出力の伝達が断たれたことによるものと推定される。

- (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) JA9262は、有効な耐空証明を有し、事故発生時まで、メインギヤボックスのインプットフランジの不具合を除き、異常はなかったものと推定される。
- (3) 事故当時の気象状況は、事故の発生に直接関連はなかったものと認められる。
- (4) 同機が離陸直後、突然エンジン付近に生じた異常音は、インプットフランジが破断されたことに伴い、ジャンクションシャフト系が破壊する過程で発生したものと推定される。
- (5) インプットフランジが破断したのは、破面観察の結果、同フランジの3個のうち金のうち2個にいずれも疲労き裂が認められたことから、このき裂が逐次進展したことによるものと推定される。
- (6) 同機は、離陸直後、低高度において、エンジン出力の伝達が断たれたため、バケットを切り離す余裕もなく緊急着陸し、その際、バケットにより機体を損傷したものと推定される。
- (7) 緊急着陸の際、同機の機体の機首が右に振られたのは、エンジン出力の伝達が断たれたことによるものと推定される。

原 因

本事故は、同機が離陸直後、エンジン出力の伝達が突然断たれたことにより緊急着陸し、その際、機体を損傷したことによるものと推定される。

なお、エンジン出力の伝達が断たれたことについては、メインギヤボックスのインプットフランジの疲労破断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、アエロスパシアル社は、次の対策をとった。

1. 昭和55年9月30日付けで、テレックスサービスNo.01・08を発行した。

(要旨)

次の10飛行時間以内に、フレキシブルカップリング、同フレクタ、同フレクタブッシュ及びインプットフランジの点検を行い、その結果を同社に報告すること。

2. 昭和55年11月17日付けで、D・G・A・C承認のサービスブリティンNo.01・08を発行した。

(要旨)

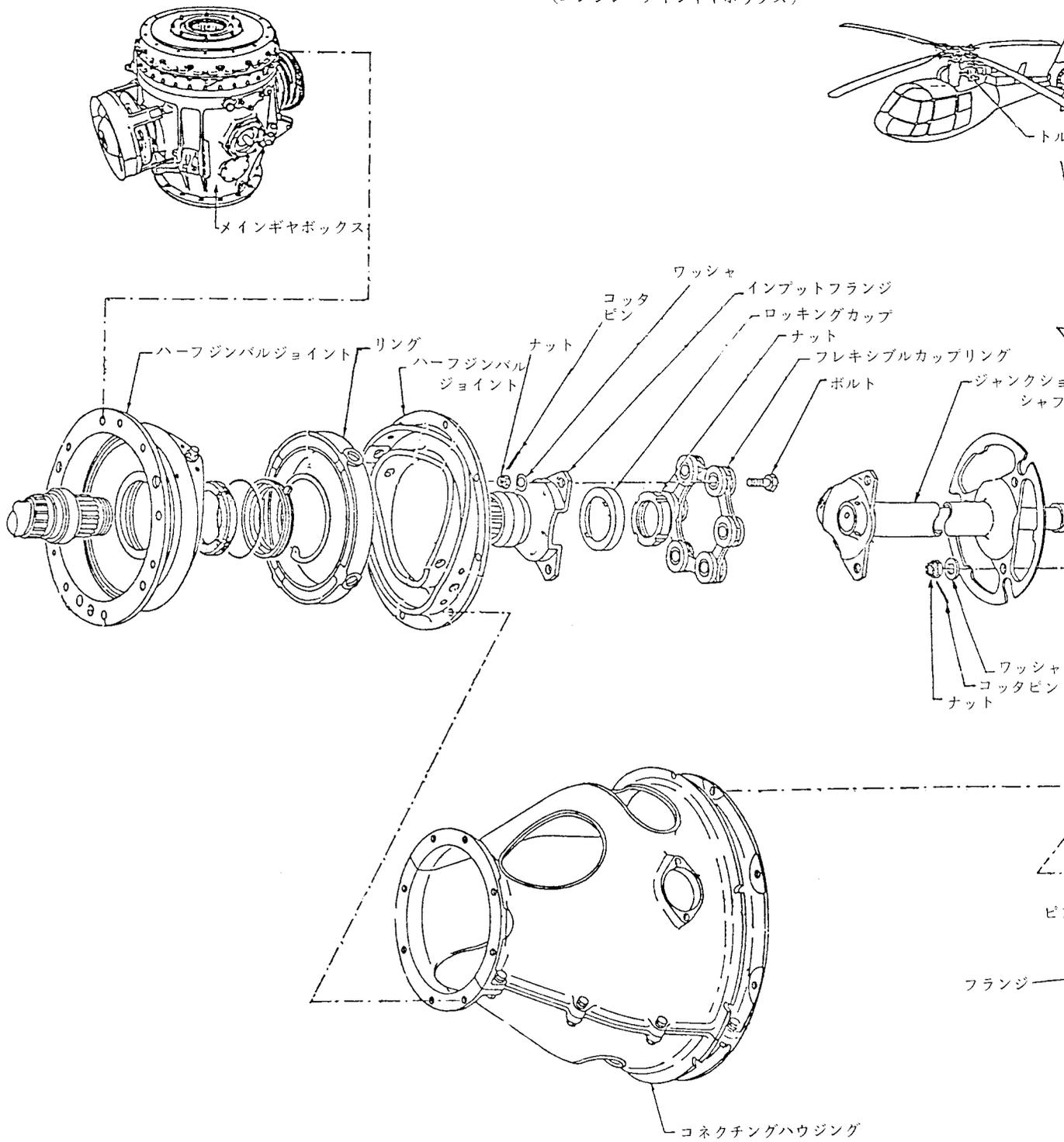
- (1) メインギヤボックスのインプットフランジの改善を図るため、同フランジ P/N 360A・32・1033・20を取外し、廃棄し、新しい強化型フランジ P/N 360A・32・1033

- ・ 21 と交換すること。（写真 5 参照）
- (2) この新型フランジは、限界使用時間の制限はなく、遅くとも昭和 55 年 12 月中に使用者に補給する。
- （注） 当該機のインプットフランジは、昭和 55 年 11 月 29 日新型に交換された。

311009

エンジン出力の伝達図

(エンジン→メインギヤボックス)



311010-1

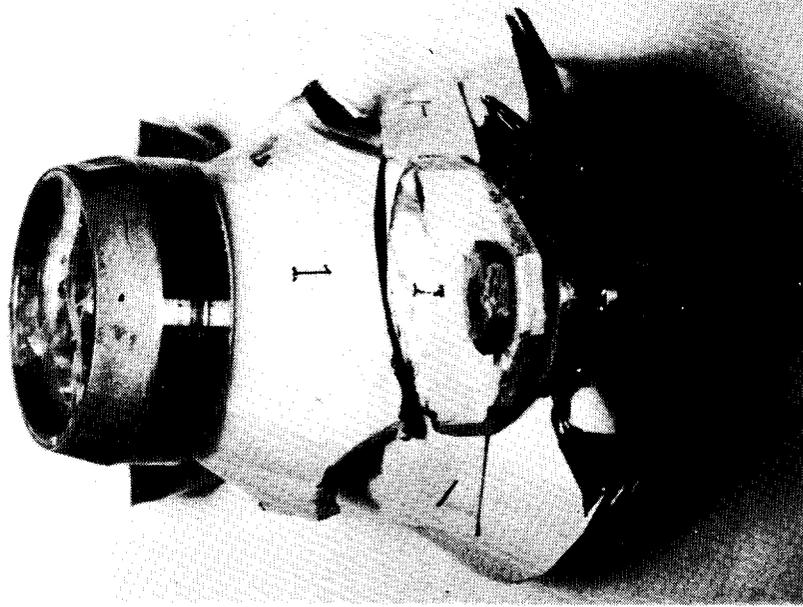
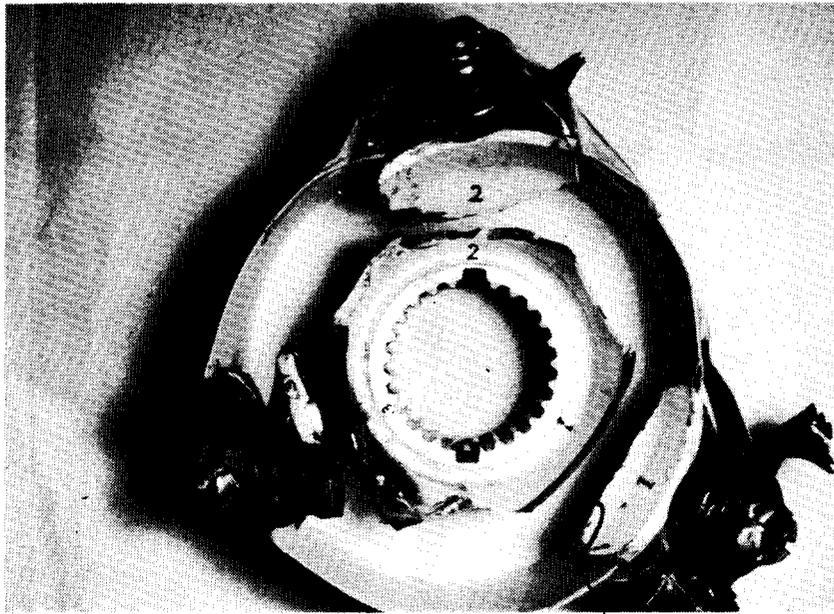


写真1 破断したインプットフランジ



○部破面拡大、写真3

写真2 破断したインプットフランジ

311011

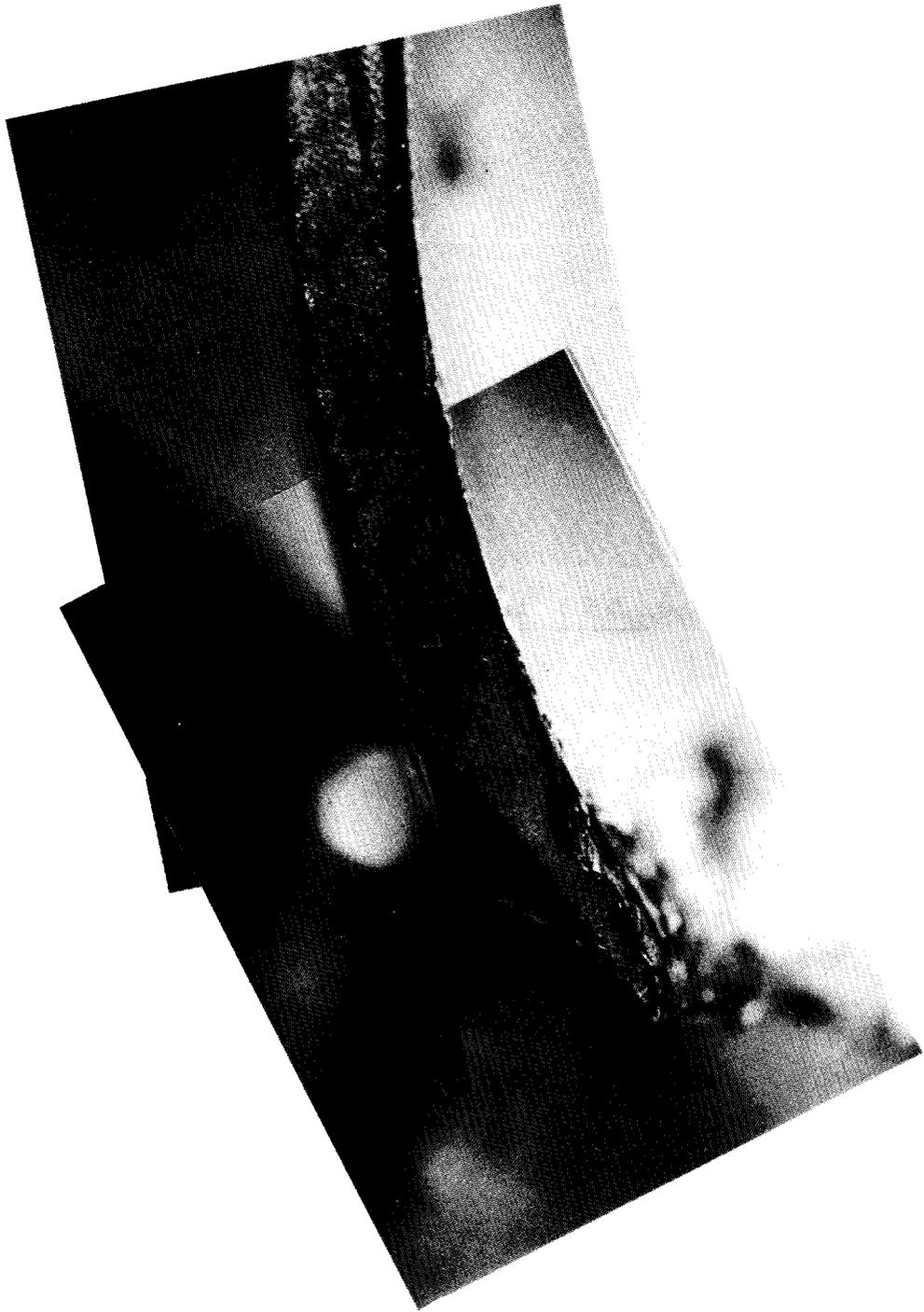


写真3 写真2のNo.1うで金〇部
破面拡大(7.5倍)

311012

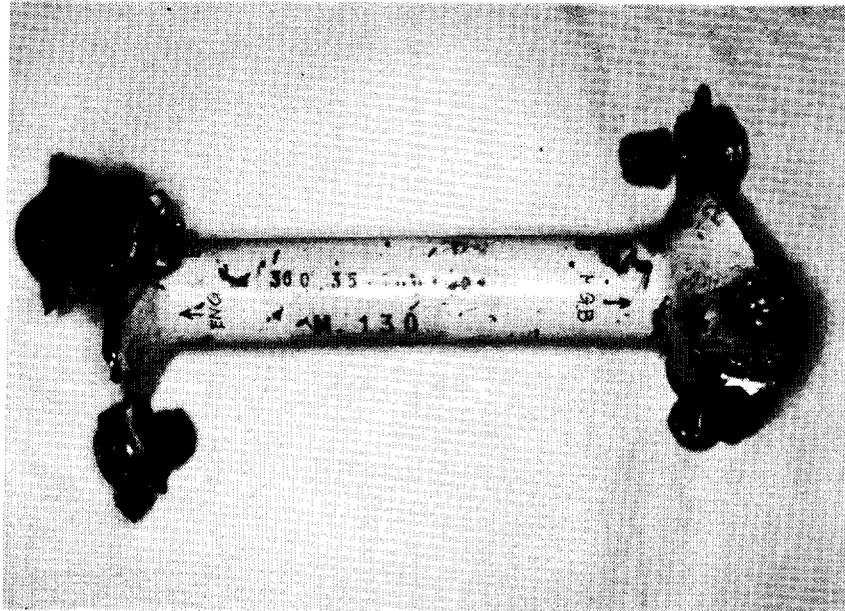


写真4 前・後端部のフレキシブルカップリングが
破断分離したジャンクションシャフト

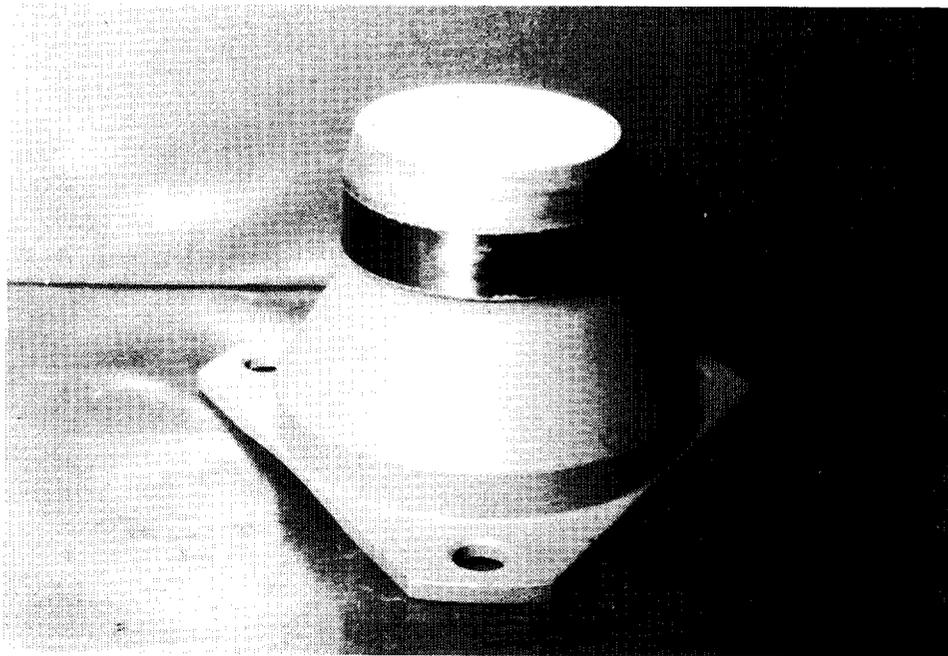


写真5 新型インプットフランジ (P/N 360A・32・1033・21)

311013