

航空事故調査報告書
富士重工業株式会社所属
AH-1S型回転翼航空機
栃木県真岡市
平成2年10月18日

平成2年12月5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 東 昭

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

富士重工業株式会社所属AH-1S型回転翼航空機（製造番号51）は、平成2年10月18日、試験飛行中の10時58分ごろ、栃木県真岡市西郷の畑に不時着した際、転覆した。

同機には、機長及び整備員が搭乗していたが、2名とも重傷を負った。

同機は、大破した。

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、平成2年10月18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を指名した。

1.2.2 調査の実施時期

平成2年10月18日～20日 現場調査

平成2年10月30日及び11月6日 機体調査

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

AH-1S型回転翼航空機は、事故発生前日の平成2年10月17日に製造後初めての試験飛行を行った。その際、オートロテーション時のメイン・ロータ回転数が低かったため着陸後調整を行い、事故当日の18日、その調整結果を試験するため機長及び整備員が搭乗して、09時27分宇都宮飛行場を離陸した。しかし、振動が少しあったので直ちに飛行場に戻り、ピッチ・リンクの調整を行って10時10分に離陸したが、振動がとれていなかったため再度飛行場に戻り、更にピッチ・リンクの調整を行ったうえ10時46分に離陸した。

その後の飛行経過については、機長によれば次のとおりであった。

飛行場の南東の鬼怒川上空で、90ノット及び140ノットの水平飛行、170ノットの降下飛行並びに70ノットによる上昇飛行等を行ったところ振動もなく良好で、エンジンの計器類にも異常がなかった。引き続き各計器の記録をとるため高度2,000フィートで、100ノットの水平飛行に移行して間もなく、高度が低下していることに気付き、何故かなと思ってコレクティブ・ピッチ・レバーを上下したが反応がなかった。そのとき主警報灯及びメイン・ロータ高回転警報灯が点灯していた。

この時のメイン・ロータの回転数は106%であったので回転数を下げるためにコレクティブ・ピッチ・レバーを2～3回上下させたが回転数に変化がなく、トルクの変化を調べようとしてトルク計を見たところ、トルクが約50%あたりから零になった。この状態は、ブレードの迎え角がフラットになったためと判断し、直ちに不時着することを決心して、宇都宮飛行場管制所に不時着すると送信し、不時着地点を定めて降下していった。

不時着地点の手前の家屋を小さなフレアで回避し、不時着地点で大きくフレアを行って減速、5～8メートルの高度から垂直に降下し、コレクティブ・ピッチ・レバーを引き上げたが全く効果がなく、畑に到着、バウンドして右に転覆した。直ちに前席の整備員に脱出するよう指示を行い自分も続けて脱出したが、腰部を負傷していて機体から7～8メートルのところまで動けなくなった。

エンジンは転覆後5分間ぐらい大きな音を出して回転していた。
事故発生時刻は、10時58分ごろと推定される。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

機長及び整備員が重傷を負った。

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	下部構造部及び操縦室の右側風防が破損
トランスミッション	機体から分離
テール・ブーム	中央部破損
メイン・ロータ	破 断
テール・ロータ	破 損
スキッド	2本共機体から分離
操縦系統	コレクティブ系統 コントロール・ロッド及びパワー・シリンダ取付部 が破断、コレクティブ・スリーブが熱変色、コレク ティブ・ハブのベアリングが破損 サイクリック系統 パワー・シリンダ・ロッドが曲がり及び破断 エレベータ系統 コントロール・チューブ及びベルクランクが破断

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

畑に被害があった。

2.5 乗組員に関する情報

機 長 男 性 50歳

事業用操縦士技能証明書

第6284号

限定事項 飛行機 陸上単発機

昭和51年 5月18日

飛行機 陸上多発機

昭和55年 1月17日

事業用操縦士技能証明書	第6198号
限定事項	
回転翼航空機 陸上単発タービン機	昭和51年3月17日
富士ベル式204B型	昭和54年5月31日
陸上多発タービン機	昭和55年11月14日
ベル式212型	昭和55年11月14日
ベル式222型	昭和56年1月13日
操縦教育証明 回転翼航空機	第406号
	平成2年2月13日
第一種航空身体検査証明書	第14730133号
有効期限	平成3年5月11日
総飛行時間	7,801時間13分
同型式機飛行時間	419時間40分
最近30日間の飛行時間	64時間10分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	AH-1S型
製造番号	51
組立整備完了日	平成2年10月16日
総飛行時間(事故発生時までの飛行時間)	2時間09分

2.6.2 エンジン

型 式	T53-K-703型
製造番号	KHI-14001
製造年月日	昭和58年10月20日
総使用時間	977時間10分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は8,860ポンド、重心位置は199.7インチと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量10,000ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲191.5~200.5インチ)内にあったものと認められる。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料 J P-4、潤滑油はモービル・ジェットⅡ(MIL-L-23699)、パイロン部使用グリスはエアロ・シェル GR22(MIL-G-81322D)でいずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

宇都宮飛行場の11時00分の気象は次のとおりであった。

風向 70度、風速 4ノット、視程 10キロメートル以上、雲量 1/8 積雲
雲高 2,500フィート、雲量 4/8 高積雲 雲高 12,000フィート、
気温 24度C、露点温度 13度C、QNH 29.91インチ/水銀柱

2.8 人の生存、死亡又は負傷に係りのある捜索、救難及び避難等に関する情報

事故を目撃した近隣の人の110番通報により、救急車が11時09分現場に到着して、搭乗者2名は11時25分に病院に収容された。

2.9 その他必要な事項

2.9.1 試験飛行の実施について

同機は、防衛庁に納入が予定されている富士重工業株式会社所属の航空機であり、同社は航空法第11条第1項ただし書き及び同法第28条第3項の規定に基づく許可を取得し、試験飛行を行っていた。

2.9.2 コレクティブ・ハブに組み込まれている4個のベアリング(ベアリング・セット部品番号No.540-011-449-3)について

(1) マストと共に回転するコレクティブ・ハブ(以下「ハブ」という。)と、回転しないコレクティブ・スリーブ(以下「スリーブ」という。)の間に4個のアンギュラ・コンタクト・ボール・ベアリングが用いられている(付図1参照)。

コレクティブ・ピッチ・レバーの操作によるスリーブの上下の動きは、当該ベアリングをとおしてハブに伝えられ、ピッチ・リンクを作動させる機構になっている。

(2) この4個のベアリングは上の2個と下の2個が背面組み合わせで取り付けられていて、スリーブを押し上げる軸方向(アキシアル)荷重(ハブを押し下げる軸方向荷重)に対しては下の2個のベアリングが、スリーブを引き下げる軸方向荷重(ハブを押し上げる軸方向荷重)に対しては上の2個のベアリングが、荷重を受け持つ構造になっている(付図3参照)。

- (3) 4個のベアリングはセットになっており、誤って組み立てられることを防止するため、上から順に1、2、3、4の数字及び逆V字形の合いマークがけがかけられている(付図2参照)。
- また、ハブに組み込む際には2段と3段との間にスペーサが挿入される(付図3参照)。
- (4) 当該ベアリングへの荷重のかかる方向は次のとおりである。
- メイン・ロータ・ブレードは迎え角があると、遠心力により迎え角を減らすモーメントを生じる。また、空力モーメントも同方向である。
- AH-1Sでは、ピッチ・ホーンがブレードの後縁側に取り付けられていることから、飛行中は主にピッチ・リンクが引き上げられる荷重を受け、ハブに組み込まれているベアリングはハブを引き上げる軸方向荷重を受けることになる(付図1参照)。
- (5) AH-1S型は、富士重工業(株)が米国のベル社との契約に基づき、我が国においてライセンス生産している航空機であり、当該ベアリングはベル社から輸入し、富士重工業(株)の生産工程の中でハブに組み込まれている。
- (6) 当該ベアリングは、ベル社の設計図面に基づきベアリング・メーカーで製造されている。その設計図面には、数字及び合いマークをけがくよう指示されており、ベアリング・メーカーにおいて当該作業が行なわれる。
- (7) 富士重工業(株)の生産工程で用いられている組立作業及び検査記録(プロダクション・アンド・インスペクション・レコード(以下「PIR」という。))には、誤って当該ベアリングを組み込むことを防止するため、合いマークの方向に留意して作業を行い、検査するように指示されている。

2.10 事実を認定するための試験及び研究

2.10.1 パイロン部の分解調査

パイロン部を分解したところスリーブが熱変色し、ハブに組み込まれているベアリングが破損していた(写真1参照)。

- (1) ハブに組み込まれていた4個のベアリングのボールはほとんどが脱落し、回収されたものは激しく変形していた(写真2参照)。
- (2) 各ベアリングのアウタ・レースは熱変色していたが、外径面に電気ペンにより逆V字形の合いマーク及び上から1、2、3、4の数字がけがかけられており、合いマークどおりに組み込まれていた。
- (3) 各ベアリングのインナ・レースは熱変色し、激しく変形しており下の2段はスリーブに焼き付いていた(写真1参照)。

- (4) 各ベアリングのリテナはほとんどが脱落し、回収されたものは破断し変形していた。
- (5) スペーサは熱変色し、変形しておりインナ・スペーサはスリーブに焼き付いていた。
- (6) アウタ・レース、アウタ・スペーサ及びナットの上端面にボールの接触により生じたと見られる痕が認められた(付図4参照)。
- (7) 4個のベアリングの正しい組み合わせは2.9.2項に述べたように、上2段と下2段の向きが逆であり、上記(2)に述べたとおりベアリングは組み込まれていたが、上の2個のベアリングは設計図面とは逆の向きになっていた(付図2及び3参照)。

2.10.2 ベアリング組み込み工程に関するPIRの調査

- (1) 2.10.1項に述べたように事故機のベアリングは、数字の順番及び逆V字形の合いマークどおりハブに組み込まれており、PIRにおいても指示どおり作業及び検査が行なわれていたことが記録されている。
- (2) PIRの記録によれば、当該ベアリングのメーカは米国のトリントン社、部品番号は540-011-449-3、製造番号はT374であった。事故機のベアリングは熱変色が激しかったが、4個の内的一個からベアリングのメーカ名、部品番号及び製造番号が読み取られ、PIRの記録どおりであることが確認された。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

- 3.1.1 機長が同機に乗り組み操縦することについては、航空法第28条第3項の規定に基づく許可が取得されていた。また、機長は、有効な航空身体検査証明を有していた。
- 3.1.2 同機の試験飛行実施については、航空法第11条第1項ただし書きに基づく許可が取得されていた。
- 3.1.3 当時の気象は、本事故に関連なかったものと推定される。

3.1.4 2.10.1項(2)及び(7)に述べたようにパイロン部の分解調査から、同機のハブに組み込まれていた4個のベアリングは、合いマーク及び数字どおりに組み込まれていたが上の2個は、設計図面とは逆の向きになっていた。

このため4個のベアリングは、ハブを引き上げる軸方向荷重に対して弱い状態となり、一方、2.9.2項(4)に述べたとおり飛行中は主にピッチ・リンクをひき上げる荷重、すなわちハブを引き上げる軸方向荷重が働くため、4個のベアリングのレース面及びボールは、極めて短時間のうちに破損するに至ったものと推定される。

また、2.10.1項(6)に述べたベアリングのアウト・レース上端面の接触痕は、ベアリングの破損が進行する過程で付図4に示すような状況となり生じたものと推定される。

3.1.5 機長は、同機が高度2,000フィートで100ノットの水平飛行中に高度が下がり、コレクティブ・ピッチが効かなくなると、メイン・ロータの高回転警報灯が点灯し、回転数が106%になったと述べていることについては、このころにベアリングの破損が進行して、ハブとスリーブの間の接続が切れ、コレクティブ・ピッチ・コントロールができなくなり、メイン・ロータ・ブレードの迎え角が小さくなって揚力が減少、高度が低下するとともにメイン・ロータ回転数が増加し、高回転警報灯が点灯したものと推定される。

3.1.6 コレクティブ・ピッチ・コントロールができなくなった同機は、パワー・オンのまま降下状態となったため、機長は不時着を決心して、不時着操作を行ったが、コレクティブ・ピッチが全く効かなかったため到着し転覆したものと推定される。

3.1.7 2.10.1項(2)及び(7)に述べたように、当該ベアリングは数字の順番及び合いマークどおり組み込まれていたにも拘わらず、上の2個のベアリングが設計図面と逆の向きになっていたことについては、本来誤まって組み込まれることを防止するための数字及び合いマークが逆の向きになっていたことにより生じたものと推定される。

当該ベアリングの数字及び合いマークのけがきの誤りについては、ベアリング製造時の作業ミス、及び品質管理上のミスが重なったことによるものと推定される。

3.1.8 同機の当該ベアリング部分を除くその他の損傷は、調査の結果及び機長の口述から、同機が到着し転覆したときの衝撃によるものと推定される。

4 原因

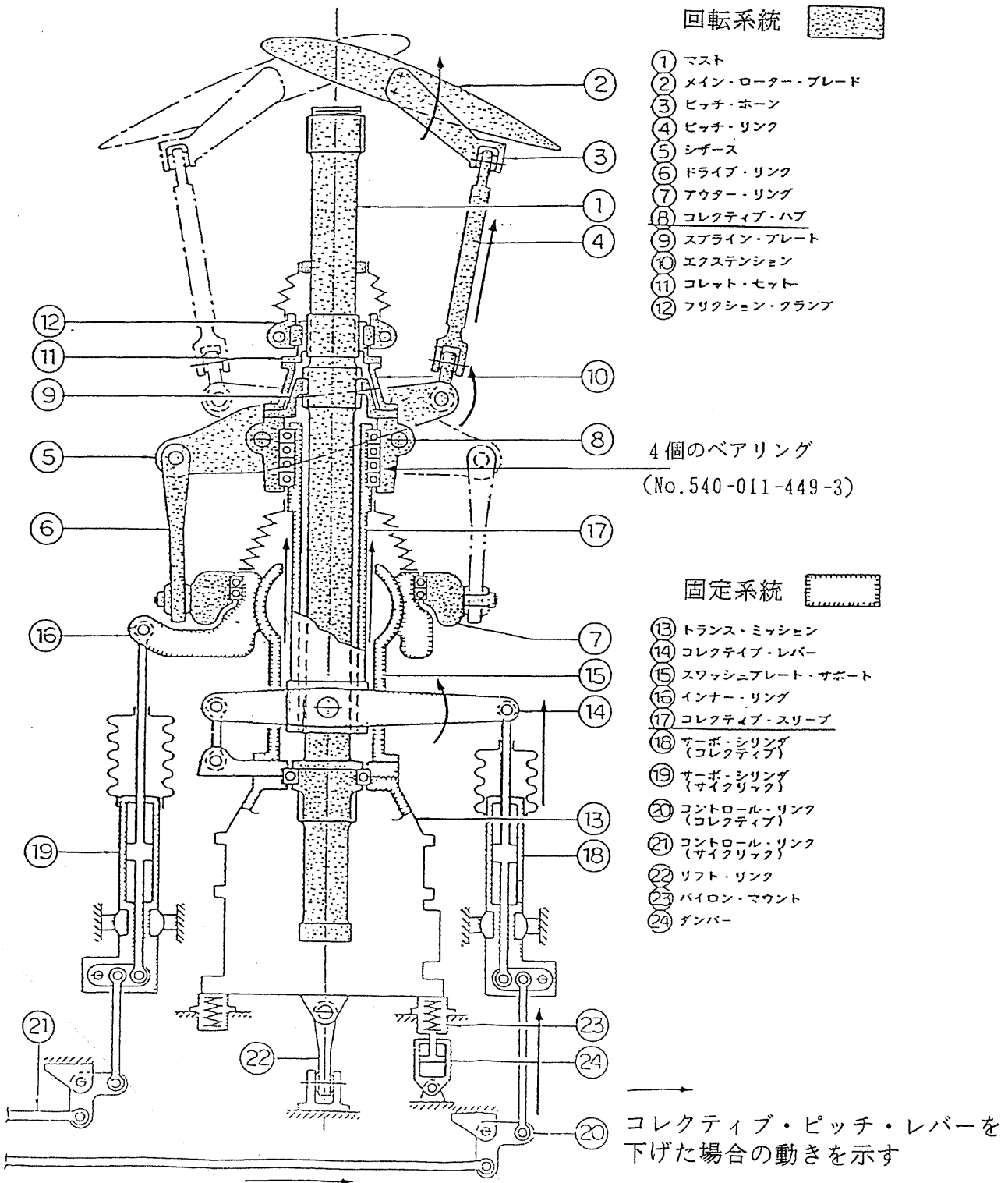
本事故は、飛行中にコレクティブ・ハブに組み込まれていたベアリングが破損し、コレクティブ・ピッチ・コントロールができなくなったことによるものと推定される。

同ベアリングの破損は、同ベアリングの製造時に誤組み立て防止のために付けられる数字及び合いマークが誤って逆の向きにけがかれ、その誤った数字及び合いマークどおりハブに組み込まれたため、ベアリングの向きが設計図面と逆の向きになっていたことによるものと推定される。

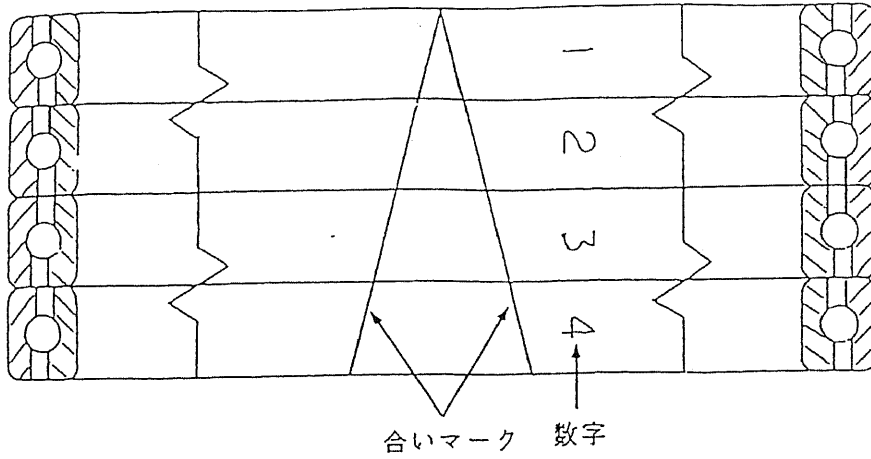
5 参考事項

本事故に関して、運輸省航空局は平成2年11月2日、当該ベアリングと同じベアリングが使用されている航空機の所有者に対し、耐空性改善通報（TCD-3371-90、平成2年11月9日発効）を発行し、当該部分の点検を指示した。

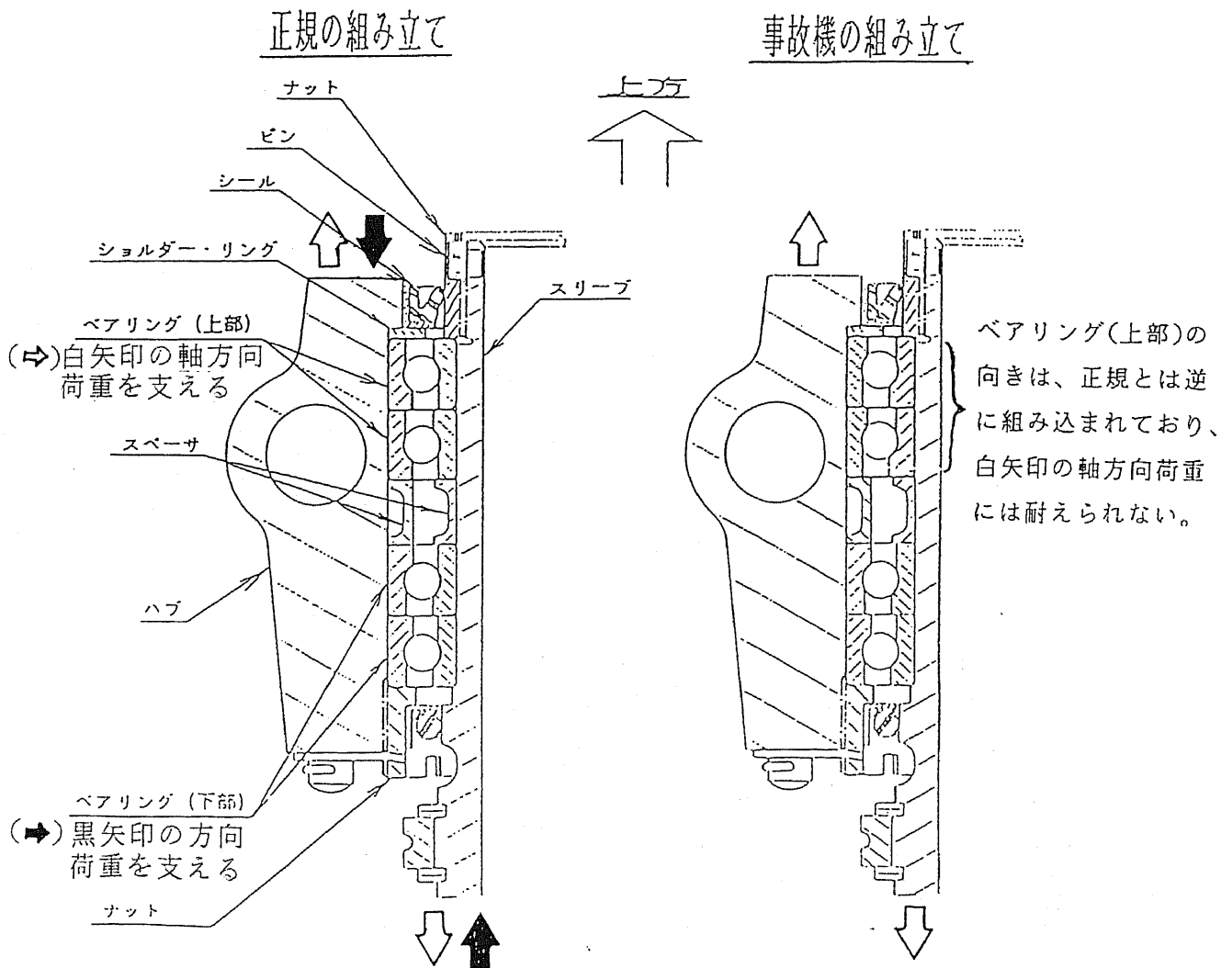
付図 1 メイン・ロータ操縦システム概要



付図2 ベアリングの合いマーク

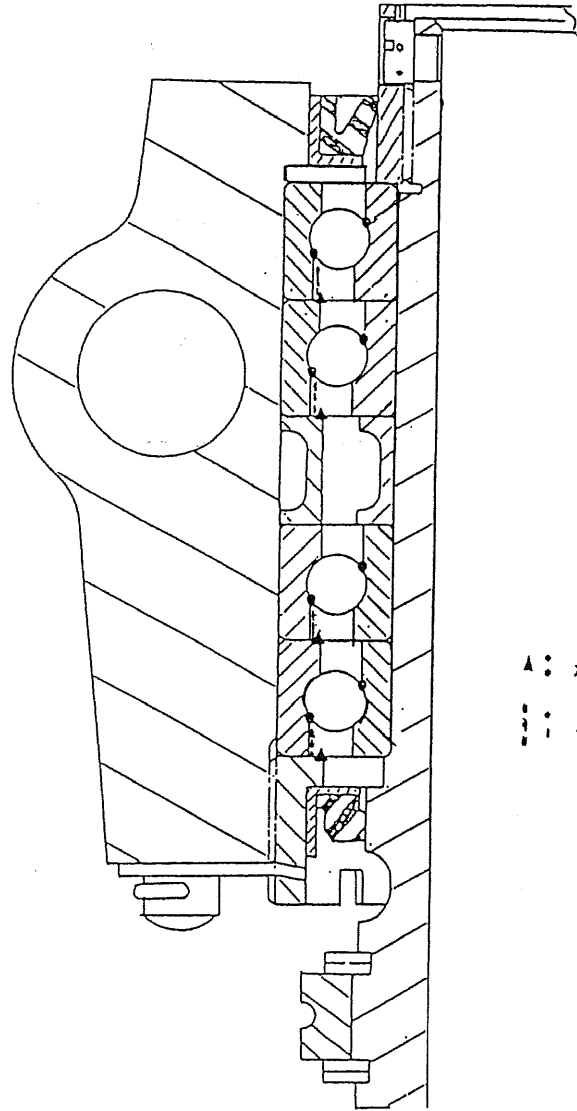


付図3 ベアリングの組み立て断面図

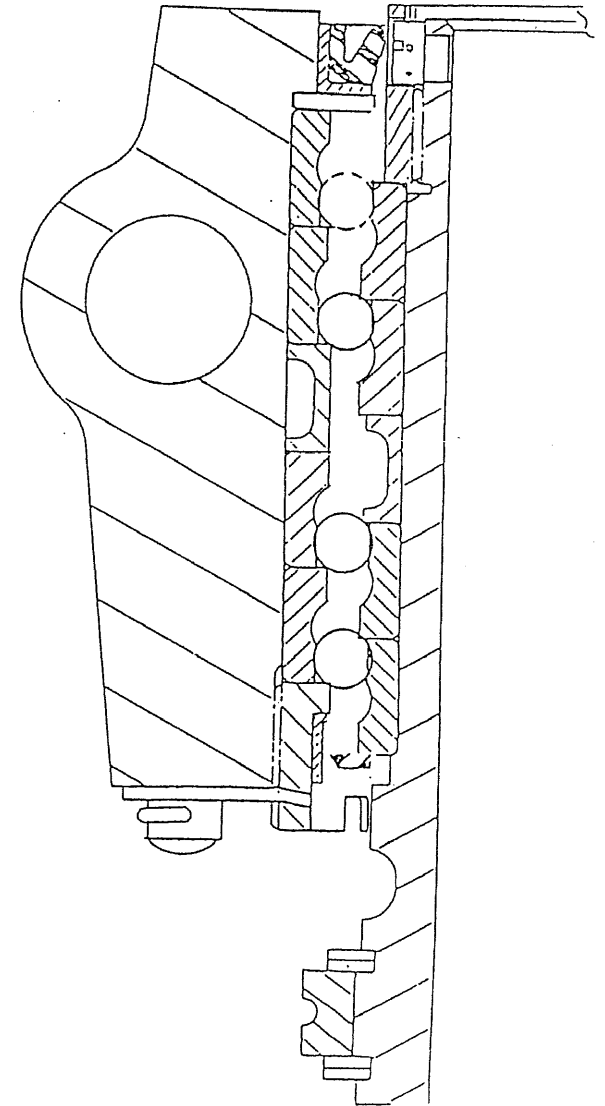


付図4 ベアリングの損傷及びボールのずれ 概要

ベアリングの損傷



ボールのずれ



- ▲: ボールの接触痕
- ⋮: ボールによる摩耗箇所

写真1 コレクティブ・ハブ及びスリーブ

コレクティブ・ハブ及びスリーブ

スリーブ

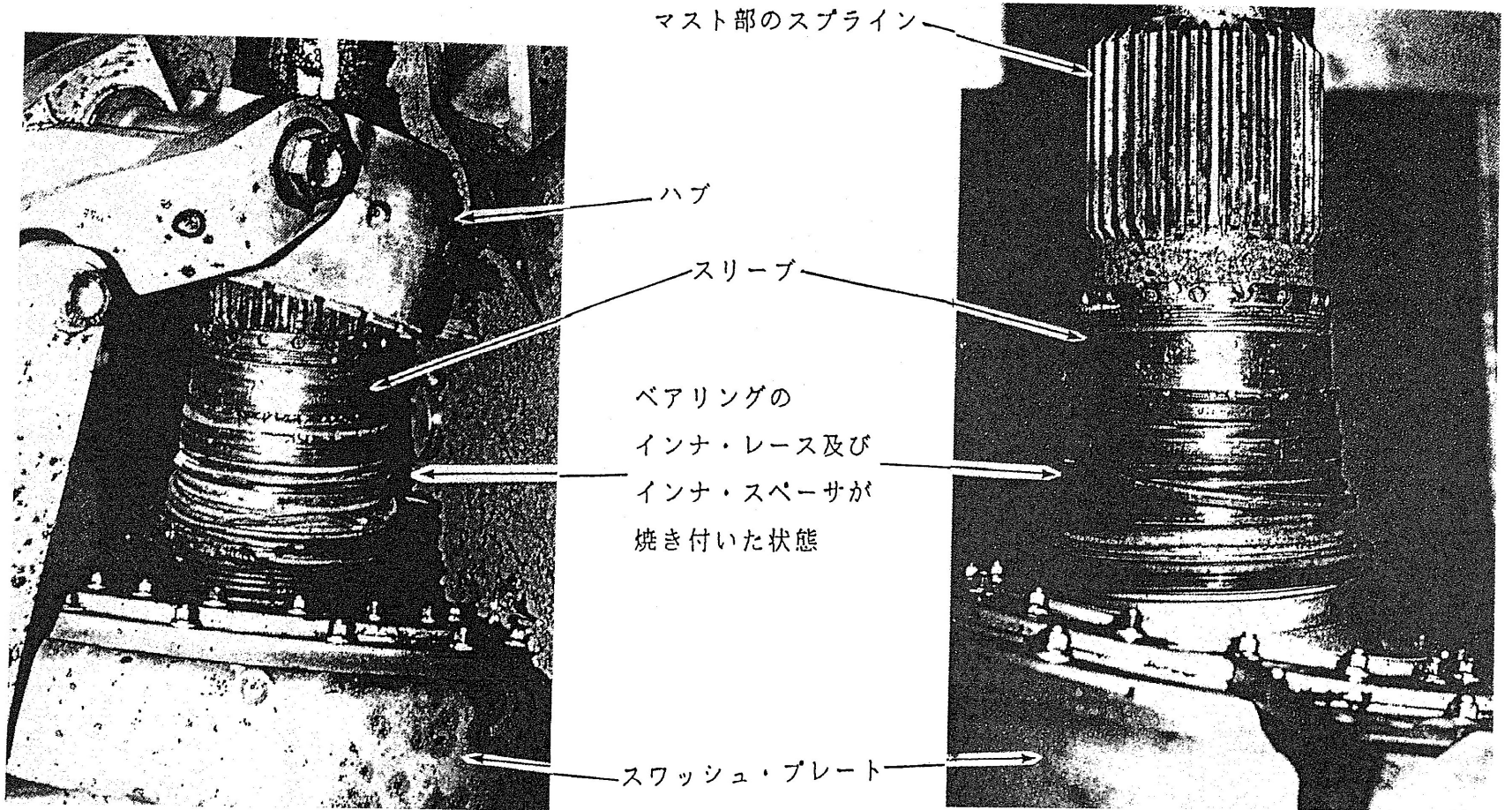
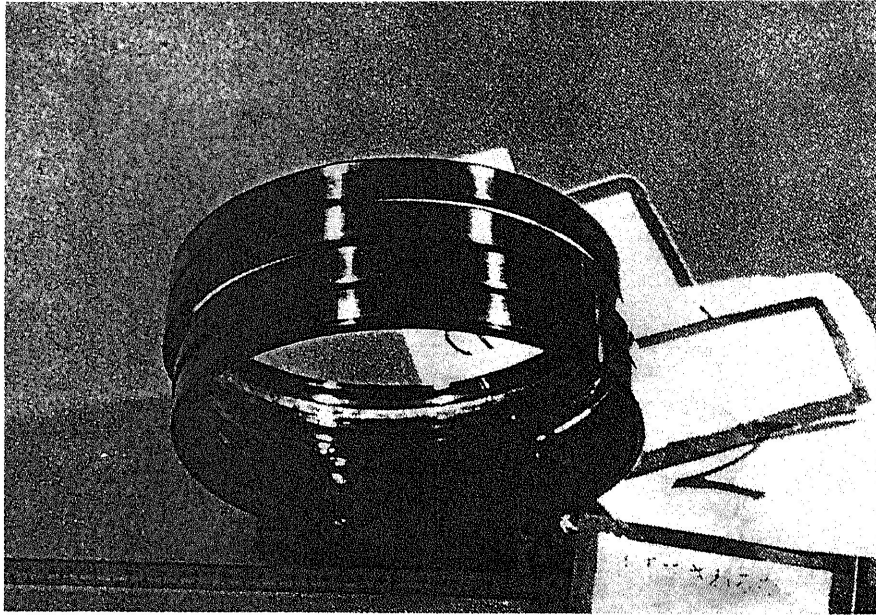


写真 2 損傷したベアリング
アウト・レース



ボール及びリテイナ

