

共立航空撮影株式会社所属
エアロコマンダー式685型JA 5231
に関する航空事故報告書

昭和56年11月11日

航空事故調査委員会議決（空委第53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

共立航空撮影株式会社所属エアロコマンダー式685型JA 5231は、昭和55年8月10日、航空測量のため、機長外1名が搭乗し、調布場外離着陸場（以下「調布飛行場」という。）を離陸した直後、09時43分ごろ調布市立調布中学校校庭（東京都調布市富士見町4丁目17番地）に墜落し、大破した。

本事故による火災の発生はなかったが、搭乗者全員が死亡した。

1.2 航空事故調査の概要

昭和55年8月10日～12日	現場調査
昭和55年8月18日～29日	事実調査
昭和55年8月25日～27日	エンジン分解調査
昭和55年8月28日～29日	プロペラ分解調査
昭和55年9月4日～56年5月14日	燃料ポンプの調査
昭和55年9月6日～11月27日	写真解析一位置・高度（於警視庁）
昭和55年10月24日	機体側補機の機能試験

305001

昭和 5 6 年 1 月 7 日 同型式機によるエンジンテスト

昭和 5 6 年 3 月 2 日～5 月 2 9 日 計器類分解調査

昭和 5 6 年 6 月 2 4 日～9 月 8 日 ドライブカップリングのねじり強度テスト

(於交通安全公害研究所)

昭和 5 6 年 8 月 1 8 日～1 9 日 ロータシャフト軸受の金属組織の調査

昭和 5 6 年 9 月 2 2 日～1 0 月 1 3 日 離陸直後の空力特性の推定

(於航空宇宙技術研究所)

1. 3 原因関係者からの意見聴取

原因関係者死亡

2. 認 定 し た 事 実

2. 1 飛行の経過

昭和 5 5 年 8 月 1 0 日、0 7 時 4 5 分ごろから約 3 0 分間、整備士は、調布タワーが付設されている格納庫前方のエプロンに駐機中の J A 5 2 3 1 の外部点検を行い、その後、0 9 時 0 5 分ごろから約 1 0 分間地上試運転を行った。

機長は、0 9 時 0 7 分に飛行計画を調布空港事務所に提出した。同飛行計画によると、航空測量のため、有視界飛行方式で、同地を離陸後群馬県沼田市を経て同地に帰投するもので、予定所要時間は 4 時間、搭載燃料の持久時間は 5 時間 3 0 分であった。

その後、同機に機長及び撮影係が搭乗し、機長が 0 9 時 3 5 分タワーに対し離陸のための地上滑走を要求し、滑走路 3 5 を指示されたが、改めて機長は、滑走路 1 7 を要求し許可された。同機は、駐機場から誘導路 A 1 を経て滑走路上を地上滑走し、滑走路北側のランナップエリアに到着した。機長は、離陸前の点検を終了した後、0 9 時 4 1 分タワーに対し離陸準備完了を通報し、離陸後右旋回し右ダウンウインドレグに入った後場周経路を離脱する出発方式 (RIGHT DOWNWIND DEPARTURE) を要求し許可されるとともに離陸を許可された。同機は、滑走路に入り滑走路方向に正対し、フラップを約 1 0 度下げ離陸滑走を開始し、滑走路上を 6 0 0 ～ 7 0 0 メートル離陸滑走した後浮揚した。

浮揚後、同機は、左に偏向しながら対地高度 3 0 ～ 4 0 メートルまで上昇したが、同飛行場滑走路南端から南東約 6 0 0 メートルに位置する調布中学校校庭上空で左に傾きを増し、急角

305002

度で背面の状態で09時43分ごろに墜落した。

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	1	1	0
重 傷	0	0	0
軽 傷	0	0	0
な し	0	0	

機 長 脳挫滅、心臓破裂

撮影係 全身打撲による脳挫創

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

校庭の土壌の汚損

2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和23年2月6日生

事業用操縦士技能証明書 第4734号

昭和48年11月2日取得

限定事項 陸上単発 昭和48年11月2日取得

陸上多発 昭和50年5月17日取得

計器飛行証明 第3803号

昭和52年3月11日取得

第1種航空身体検査証明書 第11651758号

有効期限 昭和55年11月4日

総飛行時間 3,269時間00分

同型式機飛行時間 177時間00分

305003

最近30日間の飛行時間 9時間10分

最近7日間の勤務状況

8月3日 飛行勤務なし(福井空港において天候回復待ち)

8月4日 " "

8月5日 " "

8月6日 " "

8月7日 飛行時間1時間10分(福井空港→調布飛行場)

8月8日 飛行勤務なし

8月9日 "

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 エアロコマンダー式685型

製造年月日 昭和49年3月14日

製造番号 第12056号

耐空証明書番号 第東55-013号

有効期限 昭和56年4月6日

総飛行時間 1,668時間55分

2.6.2 エンジン

	No.1エンジン	No.2エンジン
型式	コンチネンタル式GTS10-520-K型(435馬力)	
製造年月日	昭和53年9月21日	昭和53年9月21日
製造番号	第226047-R号	第226049-R号
総使用時間	507時間45分	507時間45分

2.6.3 エンジン駆動燃料ポンプ

	No.1エンジン駆動 燃料ポンプ	No.2エンジン駆動 燃料ポンプ
製品番号	639087A1	
製造番号	第K177851B号	第H047801RB号
総使用時間	14時間00分	507時間45分

305004

2.6.4 プロペラ

	No. 1 プロペラ	No. 2 プロペラ
型 式	ハーツェル式HC-H3YN -2F/FC8475+2型	ハーツェル式HC-H3YN -2UF/FC8475+2型
製造年月日	昭和48年10月10日	昭和54年5月1日
製造番号	第DV-109号	第DV-149号
総使用時間	1,127時間45分	301時間25分

2.6.5 使用燃料及び潤滑油

燃料及び潤滑油は、エアロシエル航空用ガソリン100/130及びエアロシエルW80で、いずれも規格品であった。

2.6.6 重量及び重心位置

事故当時の同機の重量は8,519ポンド、重心位置は211.2インチと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量9,000ポンド、重心位置207.1～216.8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

事故当日の一般天気概況は、東京航空地方気象台によれば次のとおりであった。

北海道の東方海上には1,018ミリバールの高気圧があつて15ノットで東方へ進んでおり、この高気圧は南西に張り出し三陸沖から関東付近をおおっている。一方、1,006ミリバールの低気圧は日本海の中中部と四国沖にあつていずれも停滞ぎみである。このため、紀伊半島の付近と八丈島付近ではにわか雨、その他はくもりがちで、関東地方は大体晴れの天気となっている。

東京航空地方気象台調布空港出張所の当該事故関連時間帯の気象観測値は、次のとおりである。

09時00分 風向020度、風速3ノット、視程7キロメートル煙霧、快晴、気温24度C、露点温度17度C、QNH29.89インチ／水銀柱。

09時43分 風向060度、風速4ノット、視程7キロメートル煙霧、雲量1／8絹雲、気温25度C、露点温度16度C、QNH29.89インチ／水銀柱。

09時50分 風向変動320／090度、風向070度、風速4ノット、視程7キロメートル煙霧、雲量2／8絹雲、QNH29.89インチ／水銀柱。

記事 南の方向の視程5,500メートル。

305005

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

同機は、背面の状態で機首から地面に激突しており、その損壊の状況は概略次のとおりであった。

前部胴体 昇降口扉後部から破断し、原形をとどめないまでに破壊。

中部胴体 左及び右側面外板が大きく歪曲。

後部胴体 胴体ステーション 27 2.0 0 のところから上方へ「くの字形」に折れ曲り破損。

左主翼 ステーション 19 7.3 2 から 27 2.0 0 の間の前縁部が上方へ押しつぶされてねじ曲り、翼端部破断。

右主翼 ステーション 16 0.0 0 から 27 2.0 0 の間の前縁部が下方へ押しつぶされて変形、翼端部破損。

No. 1 エンジン 取付部より破断、離脱。

No. 2 エンジン 取付部より破断、脱落。

No. 1 プロペラ プロペラシャフト切損、離脱。

No. 2 プロペラ プロペラシャフト切損、離脱。

前脚 取付部破損。

主脚 左及び右側ともに下げ位置にあり損傷なし。

水平安定板 左及び右側先端部損傷。

垂直安定板 先端部破損。

2.9 通信に関する情報

調布タワーとの交信は、管制交信テープによれば次のとおりで、すべて機長が行っていた。なお、09時41分25秒以後の交信はなかった。

時 間	交 信 者	交 信 内 容
09時34分57秒	J A 5 2 3 1	Chofu Tower, JA5231 good morning sir. (調布タワー、JA5231、おはようございます。)
	タ ワ ー	JA5231, Chofu Tower over. (J A 5 2 3 1、調布タワー、どうぞ。)
	J A 5 2 3 1	Roger 231, local flight, request taxi and take off instructions, please. (了解、231、局地飛行です。出発のための地上滑走の指示を要求します。)

305006

タ　ワ　ー　 5231, taxi to alfa one, runway 35, wind 030°
at 6 knots, QNH 2989 over.

(5 2 3 1、A-1 へ地上滑走して下さい。滑走路 35、
風 30 度 6 ノット、QNH 2989、どうぞ。)

JA5231 Roger, runway 35, 2989, taxi to alfa one, also
if possible, request taxi out, correction, take
off runway 17 please.

(了解、滑走路 35、2989、A-1 へ地上滑走。も
し可能ならば、地上滑走、訂正します。離陸滑走路 17
を要求します。)

タ　ワ　ー　 Roger, runway 17 approved, taxi to alfa one and
cleared taxi down runway over.

(了解、滑走路 17 を許可します。A-1 へ地上滑走し、
滑走路 17 を地上滑走して下さい。どうぞ。)

09 時 35 分 35 秒 JA5231 Roger, thank you 5231, runway 17.

(了解、5231、ありがとう、滑走路 17。)

09 時 41 分 07 秒 JA5231 Chofu Tower, 5231 now anytime ready for take
off, after airborne request right downwind
departure please.

(調布タワー、5231、離陸準備完了。離陸後、右ダ
ウンウインド離脱を要求します。)

タ　ワ　ー　 5231 right downwind departure approved and
caution tailwind 070° at 8 knots, cleared for
take off runway 17 over.

(5 2 3 1、右ダウンウインド離脱を許可します。追風
70 度 8 ノット、注意して下さい。滑走路 17 離陸支障
ありません。)

JA5231 Roger 5231 thank you.(09 時 41 分 25 秒)

(了解、5231、ありがとう。)

注：()内は訳文

なお、同テープには、墜落を目撃した直後に、タワーから空港事務所へ直通電話により通報

305007

した呼び出し音が09時43分18秒に記録されていた。

2.10 飛行場及び地上施設に関する情報

同機が離陸に際し使用した滑走路17は長さ1,000メートル、幅30メートルで、アスファルトコンクリート舗装であり、標高は41メートルである。

2.11 医学に関する情報

機長の血液にはアルコールの含有は認められなかった。

2.12 火災及び消防に関する情報

管轄消防署から化学消防車、特別救助車、救難車、はしご車、ポンプ車等10台の他、東京消防庁からヘリコプター1機が出動した。また、地元消防団からポンプ車4台が出動した。

火災は発生しなかったが、航空燃料による二次災害防止のため09時52分ごろから空気泡消火剤の散布が行われた。

2.13 事実を認定するための試験及び研究

2.13.1 写真解析

事故当時、調布飛行場の見学者が浮揚直後の同機と周囲の地形を焦点距離300ミリメートルのカメラを使用して2枚撮影していた（付図1の写真A及びB参照）。この写真を解析して同機の位置及び対地高度を推定した。

撮影地点から同機に対する方位は、写真画面の同機の背景として撮影されていた建造物に対する方位と同一であるから、現地測量により方位を測量した。

撮影地点から同機までの距離は、被写体の大きさとフィルム面の画像の大きさ、レンズの焦点距離から算出した。この事例では、同機を斜め方向から撮影しており、直接被写体の大きさを計測することができないので、同型式機を既知の距離から撮影し、みかけの大きさを求めることにより距離を算出した。

撮影地点から同機に対する仰角は、写真の画面に撮影地点からの水平の基準となる建造物が撮影されていたので、現地測量とフィルム面の計測から求めた。

見学者は、小型トラックの荷台（高さ53 cm）上で自分の目の高さ（1 m 50 cm）の位置で撮影しており、また、撮影位置の地面は滑走路より59 cm低いので、これらを滑走路面からの対地高度に加味した。

305008

以上の結果から、撮影地点から写真 A 及び B に写った同機の左主輪（車輪左右間隔 4.7 メートル）下端までの方位、水平距離及び仰角並びに滑走路面から同機の左主輪の下端までの対地高度は次のとおりである。

	写 真 A	写 真 B
方 位	$200^{\circ}29'36'' \pm 5'00''$	$186^{\circ}34'41'' \pm 5'00''$
距 離	$331.36\text{m} \pm 14.69\text{m}$	$470.41\text{m} \pm 28.14\text{m}$
仰 角	$-0.187^{\circ} \pm 0.040^{\circ}$	$1.035^{\circ} \pm 0.051^{\circ}$
対地高度	$0.36\text{m} \pm 0.29\text{m}$	$9.94\text{m} \pm 0.93\text{m}$

このことから、同機の左主輪位置の推定の中心値は、付図 1 に示すとおり滑走路の中心線から写真 A では約 6 メートル、写真 B では約 40 メートル左に外れた位置にあったものと推定される。

なお、写真 A 及び B によると、同機は、脚下げ状態でフラップを約 10 度下げていたものと認められる。

2.1 3.2 推定飛行経路

写真解析、目撃者の口述、同機の飛行諸元等を勘案すると、同機の推定飛行経路は付図 2 に示すとおりである。

2.1 3.3 機体についての調査

事故現場から回収された機体の各系統について調査した結果は、次のとおりであった。

2.1 3.3.1 操縦系統

下記について調査した結果、機体墜落時の衝撃による損傷を除いては、特に異常は認められなかった。

- (1) コントロールコラム
- (2) エルロンコントロール
- (3) エレベータコントロール
- (4) エレベータトリムタブコントロール
- (5) ラダーコントロール
- (6) ラダートリムタブコントロール
- (7) フラップコントロール

フラップ作動シリンダについては、2.1 3.4.6 に後述のとおり同ピストンロッドに当り傷

が認められた。

2.1 3.3.2 着陸装置

左及び右側の各主脚は下げられたままの状態にあり、各脚のバンジーコード（各脚 2 本使用、計 4 本。）は一杯に縮んでいた。また、同脚の系統に設けられている緊急時の脚下げ操作用窒素ガス蓄圧槽には、規定容量（5 2 5 P S I）の窒素ガスが充てんされていた。

2.1 3.3.3 燃料系統

(1) 燃料タンク

左及び右主翼ならびに主翼中央部にある合計 1 4 個の燃料タンクの内部には、いずれも異物のたい積は認められなかった。

(2) 燃料サンプ

同サンプの底部には、異物のたい積及び水分は認められず、また中央下側燃料タンクと同サンプの間に取付けられているフィルタスクリーンにも異物の付着はなかった。

(3) 燃料フィルタ（ろ過限度 4 0 ミクロン）

No. 1 及び No. 2 エンジン（以下「両エンジン」という。）の燃料ブーストポンプと各エンジン駆動燃料ポンプとの間に設けられている同フィルタには、いずれも異物の付着及び水分は認められなかった。また、各燃料シャットオフバルブと同フィルタの間の配管には、いずれも閉そくは認められなかった。

(4) 燃料シャットオフバルブ

両エンジンの同バルブは、いずれも「オープン」位置にあり、同バルブに設けられている目視点検用指示器も「オープン」の状態を示していた。

(5) 残燃料

同機には、離陸時約 7 9 5 リットルの燃料が搭載されていたが、事故発生後、同機から抜き取った燃料は約 5 0 0 リットルであった。その差約 2 9 5 リットルは、同機の離陸後、事故発生までの消費量と地上へ激突した後の機外への漏出量の合計と認められる。

(6) 燃料の分析

事故機に使用されていた燃料を分析調査した結果、異常は認められなかった。

2.1 3.3.4 作動油系統

(1) 作動油貯蔵槽

同貯蔵槽には損傷はなく、各配管等の取付部にも異常はなかった。

(2) 作動油シャットオフバルブ

両エンジンの同バルブは、いずれも「オープン」位置にあり、同バルブに設けられてい

る目視点検用指示器も「オープン」の状態を示していた。

2.1 3.3.5 エンジンコントロール

下記について調査した結果、機体墜落時の衝撃による損傷を除いては特に異常は認められなかった。

- (1) スロットルコントロールレバー
- (2) プロペラコントロールレバー
- (3) ミックスチャコントロールレバー
- (4) フリクションコントロールレバー

2.1 3.4 機体側補機についての調査

機体残がいの各系統から取り外した補機について機能試験を行った結果は、次のとおりであった。

2.1 3.4.1 エンジン燃料シャットオフバルブ

両エンジンの同バルブの機能には、それぞれ異常は認められなかった。

2.1 3.4.2 エンジン燃料ブーストポンプ

両エンジンの同ポンプの機能には、それぞれ異常は認められなかった。

2.1 3.4.3 作動油シャットオフバルブ

両エンジンの同バルブの機能には、それぞれ異常は認められなかった。

2.1 3.4.4 作動油圧力スイッチ

同スイッチの機能に異常は認められなかった。

2.1 3.4.5 補助作動油ポンプ

同ポンプの機能に異常は認められなかった。

2.1 3.4.6 フラップ作動シリンダ

同シリンダの機能に異常は認められなかった。同シリンダのピストンロッドをのばしてロッド表面を調べたところ、同ロッドエンドから約750ミリメートルの位置の軸方向に、同シリンダエンドと接触したことによるものと推定される約10ミリメートルの長さの当り傷が認められた（写真1参照）。同シリンダとマスターシーブを結合し、同ロッドをのばして同ロッドの当り傷に対応するフラップの下げ角を測定したところ、約8～11度下げの位置にあった。

2.1 3.4.7 脚及びフラップコントロールバルブ

同バルブの機能にはいずれも異常は認められなかった。

脚コントロールバルブの脚上げ位置にあるストップピンは、前方へ湾曲し、同ピンの円

周に当り傷が認められた。また、脚上げ位置にあるストップピンには異常は認められなかった（写真 2 参照）。

脚コントロールアームのストッパは、破断、飛散していた。

同ストッパの破断面を走査形電子顕微鏡により観察した結果、同破断面は、過荷重による引っぱり曲げ破断の様相を呈しており、また、荷重の加えられた方向は、同アームの上げから下げの方向に向かっていて、同アームはバルブボディ側に若干湾曲していた。

このことから、同アームのストッパは、脚下げ位置のストップピンに接触していた状態で、急激な衝撃を受けたものと推定される。

フラップコントロールバルブのフラップ上げ位置にあるストップピンは、若干前方に湾曲していたが、当り傷等はなかった。また、フラップ下げ位置にあるストップピンには異常は認められなかった。

2.1 3.5 エンジンについての調査

両エンジンを分解し、次の部品について調査した結果、いずれも異常は認められなかった。

- (1) カムシャフト
- (2) タペット
- (3) プッシュロッド
- (4) ロッカーアーム
- (5) バルブスプリング
- (6) 吸気及び排気バルブ
- (7) ピストン、ピストンリング及びピストンピン
- (8) シリンダ
- (9) コネクティングロッド
- (10) クランクシャフト
- (11) 各ギヤ類
- (12) オイルポンプ

また、残っていたオイルの中には不純物の混入は認められず、オイルフィルタ内部にも異物のたい積はなく、エレメントにも異物の付着は認められなかった。

2.1 3.6 エンジン補機についての調査

2.1 3.6.1 エンジン駆動燃料ポンプ

1 外観検査

305012

(1) No. 1 エンジン駆動燃料ポンプ

同ポンプアダプタのポンプ側フランジ部が基部から破断し、最大回転速度調整用のアネロイドハウジングが破損、紛失しており、同アネロイドが引きのばされて変形していた。同ポンプの第1段ポンプロータシャフトを手回ししたところ、同ポンプはかたくて回転できず、異常な拘束が認められた。

同ポンプに装着されている配管のエルボ類は、すべてその付根部分から破断していた。また、同ポンプアダプタの内部に挿入されているシールは、抜け出して飛散、紛失していた。

同ポンプ側フランジ部の破断面は、曲げ荷重による破断の様相を呈しており、その荷重は下方より上方に加えられたものと推定される（写真3参照）。

同ポンプの第1段ポンプロータシャフトのドライブカップリングと接続する側には、内側から外側へ向かって微小き裂が5個所に認められ、同シャフトの同カップリング挿入孔（四角形の孔）の四隅には、わずかにまくれが認められた。また、同ポンプの外観には、歪み及び変形等は認められなかった。

(2) No. 2 エンジン駆動燃料ポンプ

同ポンプアダプタのポンプ側フランジ部は、前述のNo. 1 同ポンプと同様にその基部から破断しており、同ポンプの第1段ポンプロータシャフトを手回ししたところ、同ポンプは軽く回転し拘束は認められなかった。

同ポンプに装着されている配管のエルボ類は、すべてその付根部分から破断し、同ポンプアダプタの内部に挿入されているシール及び同シールを包んでいる金属部の同ポンプ側の下方部分には、ドライブカップリングが接触したことによるものと推定される裂傷が認められた（写真6参照）。

同ポンプ側フランジ部の破断面も前述のNo. 1 同ポンプと同様に曲げ荷重による破断の様相を呈しており、その荷重は、下方より上方に加えられたものと推定される。

同ポンプの第1段ポンプロータシャフトのドライブカップリングと接続する側には、内側から外側へ向かって微小き裂が6個所に認められ、同シャフトの同カップリング挿入孔（四角形の孔）の四隅には、まくれが認められたが、同ポンプの外観には歪み及び変形等は認められなかった。

2 分解調査

(1) No. 1 エンジン駆動燃料ポンプ

前記外観検査の際、同ポンプに異常な拘束が認められたので、同ポンプの分解調査を行った結果は次のとおりであった。

305013

(イ) 同ポンプの第2段ポンプロータシャフトと軸受の間にこう着が認められたので、同軸受から同ロータシャフトを抜き出し軸受の内面及び同ロータシャフトの外面を調べたところ、同ロータシャフトのブレード側に向かって片当りのような極めてわずかな摩耗が認められた。また、同軸受内面の全周にわたり相当数の浅い条こんが認められたほか、同軸受の中心から幅約9ミリメートルの範囲には、その表面が溶け、再凝固したような様相が見られ、この部分には潤滑剤（航空用ガソリン）が炭化したものと思われるような黒色の雲状の炭化皮膜が認められた（写真4参照）。

同ロータシャフトのロータ側表面には、全周にわたり断続的に長さ約5ミリメートルの強い当たりが認められ、かつ、幅約3ミリメートルの範囲に相当数の細かい条こんが認められた（写真5参照）。

(ロ) 第2段ポンプロータシャフトの外径及び同軸受の内径について、直交した2つの直径をそれぞれ数箇所計測し、その平均値を比較したところ、同ロータシャフトの外径は、同軸受の内径に比して約0.0035ミリメートル大きかった。

(ハ) 最大回転速度調整用アネロイドシャフトが折損し、同アネロイド本体が引きのばされて変形していた。

(ニ) 同ポンプを組立てているスタッド（4本）には、いずれも湾曲等は認められなかった。

(ホ) その他の構成部品には、いずれも異常は認められなかった。

(ヘ) 同ポンプは正規部品であり、部品番号639087A1、製造番号第K177851B号のもので、第2段ポンプロータシャフト軸受の内面には、らせん状の溝が加工されていなかった。

(2) No.2エンジン駆動燃料ポンプ

同ポンプについてNo.1同ポンプと同様に分解調査を行った結果は、次のとおりであった。

(イ) 同ポンプの第2段ポンプロータシャフトと同軸受の間にはこう着のこん跡は認められず、また、同ロータシャフト及び軸受には、いずれも摩耗及び当り傷等はなかった。

(ロ) 第2段ポンプロータシャフトの外径及び同軸受の内径について、直交した2つの直径をそれぞれ数箇所計測し、その平均値を比較したところ、同ロータシャフトの外径は、同軸受の内径に比して約0.018ミリメートル小さかった。

(ハ) 同ポンプを組立てているスタッド（4本）には、いずれも湾曲等は認められなかった。

305014

(イ) その他の構成部品には、いずれも異常は認められなかった。

(ロ) 同ポンプは正規部品であり、部品番号は639087A1で、製造番号第H047801RB号のものであり、第2段ポンプロータシャフト軸受の内面には、らせん状の溝が加工されていた（写真7参照）。

3 エンジン駆動燃料ポンプの機能試験

No.1エンジン同ポンプの第2段ポンプロータシャフトと同軸受がこう着していたため、同ロータシャフト及び軸受ならびに同軸受が圧入されているフェイスプレートアセンブリ（第2段ポンプケーシング）はNo.2エンジン同ポンプのものを使用し、その他のポンプ構成部品であるボディアセンブリ（第1段ポンプケーシング）、第1段ポンプロータシャフト及び軸受、セパレータプレート、最大回転速度調整用アネロイドアセンブリ等も同様にNo.2エンジン同ポンプのものを使用して、破損していたポンプアダプタを新品と交換の上、プレッシャレギュレータアセンブリのみをNo.1及びNo.2エンジン同ポンプのものと交互に入れかえて試験を行った結果、いずれの場合においてもその機能に大きな相違は見られず、プレッシャレギュレータの機能は正常と認められた。従って、エンジン駆動燃料ポンプが回転している間は、必要とする燃料流量は得られたものと推定される。

4 エンジン駆動燃料ポンプ用ドライブカップリングの調査

事故現場から回収されたNo.2エンジン駆動燃料ポンプ用ドライブカップリングについて調査した結果、同カップリングはその一端がフェーズ部分から破断し、約4.5度湾曲していた（写真8参照）。同カップリングの破断面を走査形電子顕微鏡により観察した結果、同破断面の初期曲げ破断部の外周にはこすれ傷が認められ、また、同破断面は、過荷重による曲げに加えて、部分的にわずかなねじりを含んだ破断の様相を呈しており、部分的なねじりの方向は、同カップリングの破断面を正面から見て時計回りであった。

なお、No.1エンジン駆動燃料ポンプ用ドライブカップリングは、事故時飛散、紛失しており、これを発見することができなかった。

2.1 3.6.2 エアスロットル及び燃料メタリングアセンブリ

両エンジンの同アセンブリは、いずれも機体墜落時の衝撃による損傷を除き特に異常は認められなかった。

2.1 3.6.3 燃料マニホールドバルブアセンブリ

両エンジンの同アセンブリは、いずれも機体墜落時の衝撃による損傷を除き特に異常は認められなかった。

2.1 3.6.4 燃料噴射ノズル

両エンジンの同ノズル（各エンジン6本使用、計12本）には、すべて異常は認められなかった。

2.1 3.6.5 エンジンマグネット

両エンジンの左側及び右側マグネット（各エンジン2個使用、計4個）は、それぞれ機体墜落時の衝撃による損傷を除き異常は認められなかった。

2.1 3.6.6 エンジンイグニッションハーネス

両エンジンの同ハーネス（各エンジン12本使用、計24本）は、それぞれ機体墜落時の衝撃による損傷を除き異常は認められなかった。

2.1 3.6.7 エンジンスパークプラグ

両エンジンの同プラグ（各エンジン12個使用、計24個）は、すべて異常は認められなかった。

2.1 3.6.8 ターボチャージャ

No.1及びNo.2ターボチャージャを分解調査した結果は、次のとおりであった。

(1) コンプレッサハウジングアセンブリ

(イ) No.1ターボチャージャの同アセンブリ内部のコンプレッサインペラ前面にあるプレート部に、コンプレッサインペラが極めて低い回転速度の状態で、同インペラのインデューサ部が当たったことによるものと推定される放射状のほぼ等間隔の当り傷が認められた（写真9参照）。

(ロ) No.2ターボチャージャの同アセンブリ内部のコンプレッサインペラ前面にあるプレート部に、全周の約3分の2にわたって高速回転状態のコンプレッサインペラのインデューサ部が当たったことによるものと推定される削り傷が認められた（写真13参照）。

(2) コンプレッサインペラ

(イ) No.1ターボチャージャの同インペラ（8枚）のインデューサ部のエッジには、すべて同インペラの前面にあるプレート部に接触したことにより生じたものと推定される「のこぎりの刃」状の損傷が認められた。

また、同インペラのバックプレート側の面には、損傷は認められなかった（写真10参照）。

(ロ) No.2ターボチャージャの同インペラ8枚のうち4枚はその空気出口側のエッジが曲げられてき裂が発生し、他の4枚は曲げられてエッジがむしられていた。同インペラのインデューサ部は、8枚のうち4枚はその空気出口側のエッジが曲げられてむしれ、空気吸入側のエッジの一部が破損し飛散しており、また、他の4枚はその空気出口側のエ

ッジが曲げられてき裂が発生し、空気吸入側のエッジの一部が破損、飛散していた。

同インペラ及び同インペラのインデューサ部のむしれ及び曲りは、いずれも同インペラの回転方向と反対方向に生じていた。

同インペラのバックプレート側の面には、全局にわたり深い削り傷が2条生じていた（写真14参照）。

(3) バックプレート

(イ) No.1ターボチャージャの同プレートのコンプレッサインペラ側及びセンターハウジング側のそれぞれの面には、いずれも傷損は認められなかった。

(ロ) No.2ターボチャージャの同プレートは、そのボス部分が破損して抜け出し、割れて2分割されていた。また、同プレートの円周の一部に大きな凹み傷が認められた（写真15参照）。

(4) センターハウジング

(イ) No.1ターボチャージャの同ハウジングのタービン側のフランジ部根本に、他の機材と当たったことによるものと推定される穴があいていた。コンプレッサ側のフランジ部には、損傷は認められなかった。

(ロ) No.2ターボチャージャの同ハウジングのコンプレッサ側及びタービン側の各フランジ部には、いずれも損傷は認められなかった。

(5) ホイールシュラウド

両ターボチャージャの同シュラウドには、いずれも損傷はなく異常は認められなかった。

(6) タービンインペラ

(イ) No.1ターボチャージャの同インペラ（11枚）の排気ガス入口側のエッジのすべてに、同インペラが極めて低い回転速度の状態でタービンハウジングと接触したことによるものと推定される当り傷が認められた。また、同インペラの排気ガス出口側のエッジにも同様に、タービンハウジングと接触したことによるものと推定される当り傷が数個所に認められた（写真11参照）。タービンインペラシャフトには、曲り及び損傷等は認められなかった。

(ロ) No.2ターボチャージャの同インペラ（11枚）の排気ガス入口側のエッジのすべてに、同インペラが高速回転状態でタービンハウジングと接触したことによるものと推定される当り傷が認められた。また、同インペラの排気ガス出口側のエッジにも同様に、タービンハウジングと接触したことによるものと推定される当り傷及び若干の曲りが数個所に認められ、その曲りはいずれも同インペラの回転方向と反対方向に生じていた。

タービンインペラシャフトは、コンプレッサインペラの取付部先端から約 75 ミリメートルのところから湾曲していた（写真 16 参照）。

(7) タービンハウジング

(イ) No. 1 ターボチャージャの同ハウジング内部のタービンインペラ前面にあるプレートの内面に、約半周にわたって、タービンインペラが極めて低い回転速度の状態でタービンインペラの排気ガス入口側のエッジと接触したことによるものと推定される削り傷が認められた。また、同ハウジングの排気ガス出口側の内面全周にも同様に、タービンインペラの排気ガス出口側のエッジと接触したことによるものと推定される削り傷が認められた（写真 13 参照）。

(ロ) No. 2 ターボチャージャの同ハウジング内部のタービンインペラ前面にあるプレートの内面に、約 60 度の範囲にわたり、タービンインペラが高速回転状態でタービンインペラの排気ガス入口側のエッジと接触したことによるものと推定される削り傷が認められた。また、同ハウジングの排気ガス出口側の内面全周にも同様に、タービンインペラの排気ガス出口側のエッジと接触したことによるものと推定される削り傷が認められた（写真 17 参照）。

(8) ウェストゲートコントロールバルブ

(イ) No. 1 ターボチャージャの同バルブは、アクチュエータハウジング、アクチュエータインナーสปリング及びアウターสปリングがいずれも破損して飛散、紛失していた。また、同バルブのバルブガイド頭部が破損し、バルブステムが約 80 度湾曲していた。

(ロ) No. 2 ターボチャージャの同バルブのバルブステムには曲りもなく異常は認められなかった。また、同バルブのアクチュエータを分解調査した結果、異常は認められなかった。

2.1 3.7 プロペラについての調査

2.1 3.7.1 分解調査

No. 1 及び No. 2 プロペラ（以下「両プロペラ」という。）を分解し、次の部品について調査した結果、機体墜落時の衝撃による損傷を除き、いずれも異常は認められなかった。

- (1) プロペラブレード
- (2) スプリットベアリング
- (3) プリロードプレート
- (4) ピッチチェンジシリンダ及びピストン

- (5) フォークユニット
- (6) ピッチチェンジロッドユニット
- (7) ローピッチストップ
- (8) オートハイピッチストップ
- (9) フェザリングストップ
- (10) プロペラハブ

2.1 3.7.2 プロペラ衝撃時のブレードピッチ角の推定

No. 1 プロペラは No. 2 ブレードを、No. 2 プロペラは No. 3 ブレードをそれぞれ使用して、衝撃時に生じたものと推定されるそれぞれのブレードのプリロードプレートのフォークユニットとの接触による打こんとフォークユニットの位置が相互に合致する位置までブレードを回し、この時のカウンターウェイトの取付角を測定しておき、次いで上記測定に使用したブレードを取外し同型式の新しいブレードを使用し測定した角度になるようにブレードを固定した後、各ブレードの 30 インチステーションにおけるブレードピッチ角を測定した結果、

No. 1 プロペラの No. 2 ブレード 約 15 度 10 分

No. 2 プロペラの No. 3 ブレード 約 17 度 36 分

であった。このことから、両プロペラの各ブレードは、おおむねローピッチ側にあったものと推定される。

なお、同プロペラのローピッチ角の規定は 18 度 06 分 ± 06 分である。

2.1 3.8 プロペラ補機についての調査

2.1 3.8.1 プロペラガバナ

両プロペラの同ガバナは、いずれも機体墜落時の衝撃による損傷を除き特に異常は認められなかった。

2.1 3.9 計器及びスイッチ等についての調査

2.1 3.9.1 計器類

計器類は、全般的に破損がはなはだしく、機体墜落時の衝撃によるものと認められるが、次の計器については分解調査した結果、特に異常は認められなかった。

- (1) 航空時計
- (2) 速度計
- (3) 旋回傾斜計
- (4) タービン入口温度計 (TIT)

- (5) 水平儀 (G H)
- (6) 昇 降 計
- (7) 高度計 (高度情報装置付)
- (8) 無線磁方位指示器 (R M I)
- (9) 吸気圧力計 (M A P)
- (10) エンジン回転計
- (11) No. 1 エンジンゲージユニット
- (12) No. 2 エンジンゲージユニット
- (13) フラップ位置指示計
- (14) 燃料流量計
- (15) 作動油圧力計
- (16) V O R 指示器
- (17) A D F 指示器
- (18) 燃料油量計
- (19) エレベータ及びラダートリムタブ位置指示計
- (20) 定針儀 (D G)
- (21) 真 空 計
- (22) No. 1 電圧電流計
- (23) No. 2 電圧電流計
- (24) 外気温度計
- (25) 磁気コンパス (M C)

事故現場で回収した際の航空時計の指針は 0 9 時 3 7 分 1 5 秒で停止しており、高度計 (高度情報装置付) の Q N H は 2 9.9 0 インチ / 水銀柱に設定されていた。また、各計器の文字板の表面には打ち傷及びかき傷等が多く、各指針との接触こん跡を判別することはできなかった。

2.1 3.9.2 燃料ブーストポンプスイッチ

- (1) No. 1 エンジン燃料ブーストポンプスイッチ

同スイッチのセレクトノブは、ディテントの下約 1 ミリメートルのところから折損し、飛散、紛失していた。また、同スイッチの機構部分は、破損して飛散し、ボックスのみが残っていた。

同スイッチのセレクトノブが事故時「ロー」及び「ハイ」のいずれの位置におかれて

305020

いたかを調査するため、同スイッチのセレクトノブの折損面を走査形電子顕微鏡により観察した結果、同折損面は、過荷重による引っぱり曲げ破断の様相を呈しており、また、荷重の加えられた方向は、同スイッチのセレクトノブの下側から上側に向かっていていた。また、同スイッチの取付ねじ部（胴体）が「ハイ」位置側から「ロー」位置側に湾曲していた。これらのことから、同スイッチのセレクトノブは事故時には「ロー」位置にあったことが考えられる（写真18参照）。

(2) No. 2 エンジン燃料ブーストポンプスイッチ

事故現場で頭上開閉器板を回収した際の同スイッチのセレクトノブは「ロー」位置におかれていた。また、同スイッチは全く損傷しておらず、セレクトノブの切りかえは円滑で拘束はなく、また、導通試験の結果も異常はなかった（写真19参照）。

2.1 3.9.3 失速警報灯

失速警報灯の電球を拡大鏡により調査した結果、フィラメントが完全にのびていた。このことから、同警報灯は点灯している状態で衝撃を受けたものと認められる（写真20参照）。

2.1 4 その他必要な事項

2.1 4.1 フライトマニュアルから得られた参考資料

エアロコマンダー式685型フライトマニュアル（性能表を含む）中から、本事故に関連する事項及びこれを事故当時の飛行形態に適用した場合の要約は、次のとおりである。

- (1) 重量8,519ポンド、離陸出力、脚上げ、フラップ上げの状態で左エンジンが突然不作動になったとき、右に5度以下のバンク角で当該エンジンが不作動のままで左プロペラが風車状態で同機の操縦を回復することができ、直線飛行を保持できる速度（ V_{MCA} ）は77ノットCAS（較正対気速度）である。
- (2) 重量8,519ポンド、脚下げ、フラップ上げ、推力ほぼ零の状態で、バンク角0度及び20度のときの失速速度は、それぞれ78ノットCAS及び81ノットCASである。
- (3) 風向060度、風速4ノット、気温25度C、気圧高度41メートル（約135フィート）、重量8,519ポンド、脚下げ、フラップ上げの状態で、97ノットCAS（91.5ノットIASー指示対気速度）で浮揚した場合、離陸滑走開始から対地高度約15メートル（50フィート）に到達するまでの水平距離は約850メートルである。
- (4) 気温25度C、気圧高度41メートル（約135フィート）、重量8,519ポンド、両エンジン離陸出力、脚上げ、フラップ上げの状態で、最良上昇率に対応する速度

(V_y) 120 ノット CAS において、上昇率は 1,570 フィート/分である。

- (5) 気温 25 度 C、気圧高度 41 メートル (約 135 フィート)、重量 8,519 ポンド、右エンジン離陸出力、脚上げ、フラップ上げ、左プロペラフェザの状態、片発不作動時の最良上昇率に対応する速度 (V_{yse}) 113 ノット CAS (111 ノット IAS) における上昇率は 280 フィート/分である。

- (6) 飛行機が浮揚し、片発故障となり、飛行の継続を決心した場合には、

- ① 操縦を継続しながら 111 ノット IAS を確保する。
- ② 飛行中のエンジン故障のチェックリストによる点検を行う。

警告 — 脚を上げプロペラをフェザにし、111 ノット IAS を確保するまでは確実な性能は保証できない。

- (7) 飛行中のエンジン故障のチェックリストは、次のとおりである。(第3章 非常の場合にとらなければならない各種装置の操作その他の措置 第1項 飛行中のエンジン故障)

- ① 正常なエンジンの出力

- a, ミックスチャ フルリッチ
- b, プロペラ 最大回転
- c, スロットル 増加 (必要に応じ)

- ② 脚コントロールレバー アップ

- ③ フラップコントロールレバー アップ

- ④ 故障したエンジン 確認した上でフェザにする

- a, スロットル アイドル
- b, プロペラ フェザ
- c, ミックスチャレバー カットオフ

- ⑤ トリム 必要に応じ

- ⑥ 故障したエンジンのマグネットスイッチ オフ

- ⑦ 故障したエンジンの燃料ブーストポンプスイッチ オフ

- ⑧ 故障したエンジンの燃料及び油圧非常用シャットオフスイッチ エマージェンシーシャットオフ

- ⑨ ジェネレータ 点検する

- a, 不作動のジェネレータ オフ
- b, 作動のジェネレータ 最大負荷 200 アンペア

305022

⑩ エアソースセレクトア 作動中のエンジンへ

⑪ カウルフラップ 点検する

a, 故障したエンジン クローズ

b, 作動中のエンジン 必要に応じ

(8) エンジン駆動燃料ポンプの故障は、燃料流量とエンジン出力が無くなることにより示される。この時、燃料ブーストポンプのスイッチを通常位置の「ロー」から「ハイ」の位置に入れるとエンジンの運転継続に要する燃料が供給される。このスイッチを「ハイ」位置に入れるには、スイッチハンドルを引き出さなければならない。

(第3章 非常の場合にとらなければならない各種装置の操作その他の措置 第10項 エンジン駆動燃料ポンプの故障)

2.1 4.2 共立航空撮影株式会社においては、同型式機の離陸要領は、滑走路に入った後、滑走路方向に正対停止しフラップを10度下げ出力を増加してマニホールドプレッシャ30インチ以上でブレーキをリリースし離陸滑走を開始し約95ノットIASで浮揚することにしていた。

2.1 4.3 エンジン駆動燃料ポンプの概要

同ポンプは、エンジンにより駆動される2段、ベーン型回転燃料ポンプである。第1段ポンプロータシャフトは、合金鋼製で、ボディアセンブリと呼ばれるアルミニウム合金製の同ポンプケーシングに圧入された銅合金製の軸受により片持式に支持され、また、第2段ポンプロータシャフトは、同様にフェイスプレートアセンブリと呼ばれるアルミニウム合金製の同ポンプケーシングに圧入された銅合金製の軸受により片持式に支持されている。

両軸受ともにその潤滑剤は燃料(航空用ガソリン)自身であり、第2段ポンプロータシャフトは、そのロータ側が第2段ポンプ室に、他の側が第2段ポンプの吸込み通路に通じており、これらの圧力差により同ポンプロータシャフトと同軸受との間げきを流れる燃料により潤滑されている。

第1段ポンプロータシャフトと第2段ポンプロータシャフトは、各ポンプロータに加工されている凹凸型の軸接手により、両ポンプ室を分離しているセパレータプレートの中央部にある孔を通して相互に結合されている。

また、同ポンプの第1段ポンプロータシャフトとエンジン本体側にある燃料ポンプ駆動歯車軸との間には、ドライブカップリングが挿入されていて、同ポンプは、ドライブカップリングを通してエンジンから動力の伝達を受け駆動される。

ドライブカップリングの両端は、エンジン本体側の燃料ポンプ駆動歯車軸の中心部及び

第1段ポンプロータシャフトの中心部に、それぞれ加工されている孔にはまりこむように四角形に加工されており、その手前にはそれぞれ径を小さくしたフェーズ部分が設けられていて、同燃料ポンプの駆動軸系に規定トルク以上の過大な駆動トルクが負荷された場合には、ドライブカップリングのフェーズ部分がねじり切断するが、これは同燃料ポンプを無理に駆動することにより生じ得る危険をさけるため設けられたものと考えられる。

同燃料ポンプの回転が、ドライブカップリングの切断等により停止した場合には、直ちに機体側の燃料ブーストポンプスイッチを、通常使用している「ロー」位置から「ハイ」位置に手動操作により切換えることによって、燃料は、燃料ブーストポンプの送油圧力が高まることにより、同燃料ポンプのバイパスバルブが開かれ、直接に燃料メタリングアセンブリ等の燃料制御系へ流れる。この場合、燃料流量制御から一部の機能が失なわれるが、高回転速度域においてはエンジンの出力を回復させることができる（付図3参照）。

なお、他の一部の航空機には、エンジン駆動燃料ポンプが停止した場合、自動的に燃料ブーストポンプスイッチを切換える装置を有するものがある。

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 エンジン作動中においてエンジン駆動燃料ポンプが停止した場合のエンジン出力に及ぼす影響についての調査

エンジン作動中にエンジン駆動燃料ポンプが突然停止した場合に、エンジン出力がどのように変化するかを調査するため、事故機と同型式機（エアロコマンド式685型、JA5215）を使用し、同ポンプの停止をシミュレートするため、No.1エンジンの同ポンプのドライブカップリングを取外し、同ポンプが作動しない状態（停止の状態）とし、また、No.2エンジンの同ポンプは正常に作動する状態（ドライブカップリングは取付けられた状態）で、エンジンの地上運転を行った結果は次のとおりであった。

1 No.1エンジン駆動燃料ポンプは、同ポンプのドライブカップリングを取外して作動しない状態にしてあるため同エンジンの燃料ブーストポンプ（以下「ブーストポンプ」という。）スイッチを「ロー」位置にし、No.2エンジン駆動燃料ポンプは、正常に作動する状態にあるので通常のエンジン始動手順に従い同エンジンのブーストポンプスイッチを「オフ」位置にして始動したところ、両エンジンはいずれも円滑に始動した。

305024

2 No.1 エンジンブーストポンプスイッチを「ロー」位置とし、同エンジン回転数

1,150 rpm、吸気圧力14.0 インチ／水銀柱、ミックスチャ最濃の状態では暖機運転中、同ポンプスイッチを「ハイ」位置に切換えたところ、同エンジンは、乱調となり振動を誘起して、スロットルを開くか又はミックスチャを希薄にしなければ運転を継続することができなかった。

また、No.2 エンジンブーストポンプスイッチを「ロー」位置にして、上記No.1 エンジンと同様な出力状態で暖機運転中、同ポンプスイッチを「ハイ」位置に切換えた場合、同エンジンは、No.1 エンジンと同様に乱調となり振動を誘起して、スロットルを開くか又はミックスチャを希薄にしなければ運転を継続することができなかった。

3 暖機運転の終了後、No.1 エンジンブーストポンプスイッチを「ロー」位置にし、同エンジン回転数950 rpm、吸気圧力14.5 インチ／水銀柱、ミックスチャ最濃に設定し、アイドル運転状態で同エンジンブーストポンプスイッチを「ハイ」位置に切換えたところ、同エンジンは、振動の発生を伴うことなく瞬時に停止した。

また、No.2 エンジンブーストポンプスイッチを「ロー」位置にして、上記No.1 エンジンと同様な出力設定でのアイドル運転状態で同エンジンブーストポンプスイッチを「ハイ」位置に切換えた場合、同エンジンは、No.1 エンジンと同様に振動の発生を伴うことなく瞬時に停止した。

4 No.1 エンジンブーストポンプスイッチを「ロー」位置にして、同エンジン回転数950 rpm、吸気圧力14.5 インチ／水銀柱、ミックスチャ最濃のアイドル運転状態からスロットルを開いて加速を行ったところ、同エンジンは、エンジン回転数1,650 rpm、吸気圧力25.0 インチ／水銀柱において乱調となり、振動を誘起してエンジン回転数が低下し、運転の継続ができなくなった。

5 No.1 エンジンブーストポンプスイッチを「ハイ」位置とし、同エンジン回転数2,300 rpm、吸気圧力30.0 インチ／水銀柱、燃料流量170 ポンド／時、ミックスチャ最濃での運転状態から、同ブーストポンプスイッチを「ロー」位置に切換えたところ、同エンジンは、振動の発生を伴うことなく瞬時に停止した。

6 No.1 エンジンブーストポンプスイッチを「ハイ」位置とし、同エンジン回転数3,200 rpm、吸気圧力44.0 インチ／水銀柱、燃料流量300 ポンド／時、ミックスチャ最濃での離陸出力運転状態から、同ブーストポンプスイッチを「ロー」位置に切換えたところ、同エンジンは、振動の発生を伴うことなく瞬時に停止した。

上記の地上運転の結果から次のことがわかった。

305025

エンジン駆動燃料ポンプがそのドライブカップリングの切断により停止すると、エンジンに供給される燃料流量に対する回転数比例性が失われる。従って、エンジンプーストポンプスイッチ「ロー」位置においては、その少ない燃料流量に対して、可燃混合比範囲になり得る少ない吸入空気流量の範囲（低出力のある範囲）しかエンジンの運転はできず、当該範囲でエンジンプーストポンプスイッチを「ロー」位置から「ハイ」位置に切替えた場合には、吸気混合比は燃料過濃側の点火限界を超えて、エンジンは失火し出力を喪失する。

一方、エンジンプーストポンプスイッチ「ハイ」位置においては、それに相当する多い燃料流量に対して、可燃混合比範囲になり得る多い吸入空気流量の範囲（高出力のある範囲）しかエンジンの運転はできず、当該範囲でエンジンプーストポンプスイッチを「ハイ」位置から「ロー」位置に切替えた場合には、吸気混合比は燃料希薄側の点火限界を超えてエンジンは失火し出力を喪失する。

また、エンジン駆動燃料ポンプが正常に駆動されている場合は、エンジンプーストポンプスイッチ「ロー」位置において、エンジンは全出力範囲で正常に運転されるようになっている。従って、エンジンプーストポンプスイッチを「ロー」位置にしてエンジンを離陸出力状態で運転中、ドライブカップリングの切断により、エンジン駆動燃料ポンプが停止した場合には、吸気混合比は燃料希薄側の点火限界を超えて、エンジンは失火して出力を喪失する。この場合、直ちにエンジンプーストポンプスイッチを「ロー」位置から「ハイ」位置に切替えれば、エンジンの出力は回復する。しかし、エンジンプーストポンプスイッチの切替えが遅れると、エンジン回転速度が低下するとともに吸入空気流量が低下して、エンジン出力の回復が困難になる。

3.1.2 エンジン駆動燃料ポンプドライブカップリングのねじり切断強度についての調査

事故機のエンジン駆動燃料ポンプに使用されていたものと同じ型式のドライブカップリング3本を新たに購入し、ねじり試験装置を使用して、静的ねじり切断強度を測定した結果は、次表のとおりであった。

項 目 \ 資 料 別	資 料 1	資 料 2	資 料 3
ドライブカップリングが切断する までの全ねじり角度 (度)	3 7.2	4 0.2	5 0.5
ドライブカップリングが切断した 時のねじりトルク (kg・cm)	2 1 6.5	2 1 5	2 1 5

なお、同ドライブカップリングのねじり切断試験時に得られたトルクとねじり角との関係は、別紙のとおりであった（付図 4 参照）。

新たに購入した 3 本のドライブカップリングは、いずれも正規部品であるが、入手当初から同カップリング両端の挿入部分（四角形の部分）は、相対的なねじれを有しており、かつ、そのねじれ角度は、資料 1 は 6 度、資料 2 は 11 度、資料 3 は 37.5 度とそれぞれ異っていた。

静的ねじれ切断強度の測定は、毎分 10 度のねじり速度により行った。また、この測定を行う前に同寸法の試験資料を製作し、前記ねじり試験装置によりドライブカップリングのねじり強度試験が可能であること及び毎分 5 度、10 度、30 度及び 60 度のねじり速度でねじり強度の試験を行い、これらのねじり速度範囲においては計測値にねじり速度の影響がないことを確かめた。

また、購入したドライブカップリングについて、X 線分析装置によりその金属成分の定性分析調査を行った結果、鉄、クローム、マンガン及びニッケルを成分とする合金鋼であることがわかったが、その熱処理条件は不明であった。

3.1.3 第 2 段ポンプロータシャフト軸受表面部分の金属組織についての調査

No. 1 エンジン駆動燃料ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受はこう着していたが、同軸受から同ポンプロータシャフトを抜き出したところ、同ロータシャフト及び同軸受は、前記 2.1 3.6.1 の分解調査の記述及び写真 4 並びに写真 5 に示すような状態にあった。

同軸受を切断し金属顕微鏡により観察した結果、写真 21 に示したごとく金属組織的に、同軸受表面の相当の部分が一度溶融し、再度凝固したものと認められた。

このことから、燃料（航空用ガソリン）を潤滑剤として使用している同軸受の潤滑状態が劣化して、はなはだしい境界潤滑状態となり、同ロータシャフトと同軸受との金属接触面積が急速に増加し、これに対応して摩擦トルクとともに摩擦熱が急増して金属接触部分の表面温度の急上昇をきたし、同軸受中央部の表面部分が一度溶融して、同ロータシャフトの回転停止に伴う当該部分の低温化とともに、再度凝固して焼付きを生じ、こう着したものと推定される。

3.1.4 エンジン駆動燃料ポンプロータシャフトが焼付きを生じた際に発生し得るトルクについての検討

No. 1 エンジン駆動燃料ポンプの分解調査の結果、同ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受が焼付いてこう着しているのが認められた。

305027

当該焼付きの過程において、同ポンプのドライブカップリングのフェーズ部分がねじり切断し得るものか否かについて検討を試みた。このためには、第2段ポンプロータシャフトと同軸受の焼付きの進行過程における摩擦トルクの変化がわからなければならない。

同ポンプのドライブカップリングには、離陸出力に対応する燃料流量を与えるための正常なポンプ駆動動力（燃料を圧送するための仕事と正常時の同ポンプの各種摩擦仕事に必要な動力）に相当するトルクが加えられており、このトルクに同ポンプロータシャフトと同軸受の焼付き進行に伴う摩擦トルクの増加分だけが加わることになる。

当該焼付き進行中のトルクは、焼付きの進行過程で種々に変化するが、実際に発生したと考えられる同ポンプロータシャフトと同軸受の焼付き現象を再現し、その時のトルクを実測することは困難なので、圧入軸（焼ばめまたは冷しばめ）モデルを想定し、こう着していた同ポンプロータシャフトを同軸受から抜き出した後に計測した同ポンプロータシャフト外径及び同軸受内径についての寸度計測値並びに外観の観察結果等をもとにして、その圧入軸にトルクを加えた場合の同圧入軸の滑り始めるトルクを推算してみた。

この推算では、同軸受が圧入されているアルミニウム合金製のケーシングを無視し、実物と同寸法の肉厚約2ミリメートルの軸受に外径12.690ミリメートルのロータシャフトを同心的に圧入する場合を考え、ロータシャフト及び同軸受の材料はそれぞれ鋼及び銅とした。また、第2段ポンプロータシャフト軸受の長さは約15ミリメートルであり、ロータシャフトと軸受の間げき（軸受内径とロータシャフト外径との差の $1/2$ ）も計測箇所により一定ではないので、周囲温度20度Cにおける間げきが -0.005 ミリメートル一定であり圧入部分の長さは5ミリメートルであると仮定して、簡単な二次元弾性論的仮定のもとに面圧を計算し、無潤滑状態における摩擦係数（約0.4～0.6）を0.5と仮定した。

実際の焼付発生時においては、同ポンプロータシャフトの温度は、同軸受（実際にはアルミニウム合金製ケーシングに圧入されている。）の温度よりも高く、また、同軸受温度もエンジン運転中なので寸度計測を行った時点の周囲温度よりも高い。また、実際には同ポンプロータシャフト及び同軸受の温度は、複雑な温度分布をとるものと考えられるが、これらの温度分布は無視して同ポンプロータシャフト及び軸受温度はそれぞれ一定とし、同軸受温度は50度C及び70度C、また、同ポンプロータシャフトと同軸受の温度差をそれぞれ0度C、20度C、40度C及び60度Cとした場合の計算を行った。その結果を次表に示す。

軸 受 温 度 (度C)	5 0				7 0			
ロータシャフト温度(度C)	50	50+20	50+40	50+60	70	70+20	70+40	70+60
間 げ き (mm)	-0.0039	-0.0053	-0.0067	-0.0081	-0.0035	-0.0049	-0.0063	-0.0077
面 圧 (kg/mm ²)	1.87	2.54	3.21	3.88	1.65	2.32	3.00	3.66
滑り始める最大トルク(kg-cm)	105.6	143.5	181.4	219.3	93.4	131.3	169.2	207.1

上述のごとく、実際の同ポンプのドライブカップリングには、エンジンから同ポンプを駆動するための駆動トルクが加えられており、同ポンプの第2段ポンプロータシャフトと同軸受の摩擦トルクが、これらの焼付き発生時においては、焼付きの過渡的トルクに変ることになる。

この計算は、実際に発生したと考えられる同ポンプロータシャフトと同軸受の焼付きとは本質的に異ったモデルを想定したものであるが、この計算値をみて、かつ、摩擦係数や同ロータシャフトの圧入長さの仮定等を考えた場合、同ポンプロータシャフトと同軸受の焼付き発生により、ドライブカップリングのフェーズ部分の切断はあり得るものと考えられる。

3.1.5 飛行時間の推定

管制交信記録によれば、同機がランナップエリアで離陸許可を得て“Roger 5231 thank you”と送信したのは09時41分25秒であり、墜落直前の同機を目撃した者によるダイヤル不要の直通電話の呼び出し音が記録されたのは09時43分18秒であり、この間の経過時間は1分53秒である。

同型式機を使用してランナップエリアで離陸許可を得て“Roger”と送信してから離陸滑走を開始するまで及び離陸滑走開始から浮揚までの時間について測定した結果、通常前者は約60秒、後者は22秒であった。

また、同機が95ノットIASで浮揚したと推定し、失速に陥り地上に墜落するまでの時間を推算してみると、23～25秒である。

これらの時間を合計すると、前記1分53秒とほぼ一致するので、同機の実際の飛行経過もほぼこれらの測定及び推計の結果どおりのものであったと推定される。

3.1.6 気温25度C、大気圧1,012ミリバール、重量8,519ポンド、作動エンジン離陸出力、不作動エンジンウィンドミル、脚下げ、フラップ角10度の事故当時の状態における上昇率データがフライトマニュアル等に記載されていないので推算を行った。

次の仮定のもとに推算した最大上昇率は、飛行速度95ノットIASで約-90フィート

305029

／分を示している。

- (1) 対称面飛行、定常上昇とする。

エンジン片発停止による偏揺モーメント、横揺モーメント、縦揺モーメントのトリムは行われており、横滑りなしの対称面飛行とする。

- (2) フラップ下げによるトリムは考慮しない。

フラップを下げることにより、縦揺モーメントが発生するので昇降舵でトリムを行うことになり、機体の揚力減、抗力増となるがこれらの空気力は無視する。

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。また、事故前7日間の機長の勤務状態及び身体状態は、事故に関連がなかったものと推定される。

3.2.2 JA5231は、有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われていた。

3.2.3 事故当時の気象は晴で、視程は良好であった。また、同機の離陸前タワーから通報された風（風向風速計は地上約23.4メートルに設置）は、070度、8ノットであるが、事故直後に気象官署が観測した風（風向風速計は地上10メートルに設置）は、左斜め後方から4ノットとなり、事故発生には直接関連はなかったものと推定される。

3.2.4 同機は、調査結果から、No.1エンジン駆動燃料ポンプの第1段ポンプロータシャフトに異常な拘束が認められたことを除いては、機体、エンジン及びプロペラ並びに操縦系統等には不具合はなかったものと推定される。

3.2.5 同機の着陸装置は、前記2.1 3.1に記述の写真解析及び2.1 3.3.2の調査結果から、脚下げの状態にあったものと認められる。

3.2.6 同機のフラップは、前記2.1 3.1に記述の写真解析及び2.1 3.4.6の調査結果から、約10度下げの状態にあったものと認められる。

3.2.7 No.1プロペラは、前記2.1 3.7.2に記述の調査結果及び現場調査の際同プロペラコントロールレバーが「フルフォワード」の位置にあったこと等から、フェザにされていなかったものと推定される。

3.2.8 同機は、前記2.1 3.9.3に記述の調査結果から、失速警報灯が点灯している状態で墜落し、地上に激突したものと認められる。

3.2.9 No.1エンジン駆動燃料ポンプは、同ポンプアダプタのポンプ側フランジ部より破断、離脱していた。当該破断は、同機が墜落し地上に激突した際の衝撃により、曲げ破断したものと推定される。また、同ポンプアダプタには、破断時に同ポンプ用ドライブカッ

プリングが接触したことを推定させるようなこん跡は認められず、同ポンプアダプタの内部に挿入されているシールは、飛散、紛失していた。

なお、同ポンプ用ドライブカップリングが現場において発見できなかったことは、同ポンプが破断、離脱する際に飛散、紛失したことによるものと認められる。

3.2.1 0 No. 2 エンジン駆動燃料ポンプは、No. 1 エンジン駆動燃料ポンプと同様に、同ポンプアダプタのポンプ側フランジ部より破断、脱落していたが、当該破断は、同機が墜落し地上に激突した際の衝撃により、曲げ破断したものと推定される。また、破断した同ポンプアダプタの内部に挿入されているシールは、飛散せずに残っており、同シール及び同シールを包んでいる金属部の同ポンプ側下方に認められた裂傷は、同ポンプ用ドライブカップリングが同ポンプの脱落時に同ポンプアダプタに接触したことにより生じたものと推定される。

3.2.1 1 No. 1 エンジン駆動燃料ポンプの第 1 段ポンプロータシャフトに見られた異常な拘束は、同ポンプの分解調査の結果、同ポンプの内部構造の変形及び破損や同ポンプ第 1 段ポンプロータシャフトと同軸受のこう着等のいずれによるものでもなく、同ポンプ第 1 段ポンプロータシャフトを介して駆動される同ポンプ第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受がこう着したことによるものであることが判明した。

同ポンプ第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受のこう着は、前記 2.1 3.6.1 に記述の分解調査の結果及び 3.1.3 の試験及び研究の結果等から、第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受が焼付いたことによるものと推定される。

3.2.1 2 No. 1 エンジン駆動燃料ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受に焼付きを生じた原因については、

(1) ポンプロータシャフトと同軸受の間への異物のかみこみ

(2) ポンプロータシャフトと同軸受との間の間げきの不適による潤滑不良

が考えられるが、(1)については、第 2 段ポンプロータシャフト及び同軸受にはいずれもはなはだしい異常摩耗は認められず、各燃料タンク及び燃料系統内の各フィルタには、いずれも異物のたい積が認められなかったこと、更に、燃料分析調査の結果からも、燃料中に異物の混入は認められず、また、燃料も規格品であったこと等から、第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受の間への異物のかみこみは考えにくい。

(2)については、同エンジン駆動燃料ポンプは、米国から輸入された新品の正規部品であり、昭和 55 年 6 月 25 日同機に装着されたもので、総使用時間は 14 時間 00 分であったが、同ポンプの組立時の間げき寸度等の検査資料や性能、その他の試験資料が不明であ

り、適正な間げきを有していたか否かについては、これを明らかにすることはできなかった。

3.2.1.3 No.2 エンジン駆動燃料ポンプは、前記 2.1 3.6.1 に記述の同ポンプの分解調査の結果、特に異常は認められなかったこと及び 3.2.1.0 に記述の同ポンプアダプタの内部に挿入されているシールに認められた裂傷並びに 3.2.1.5 に後述の同ポンプのドライブカップリングの破断の状態等から、同機の墜落時の衝撃により、エンジン本体から曲げ破断、分離するまでは正常に作動していたものと推定される。

3.2.1.4 No.1 エンジン駆動燃料ポンプのドライブカップリングは、

- (1) 前記 3.1.2 に記述の調査結果から、ドライブカップリングの静的ねじり切断強度は約 215 キログラムセンチメートルであることが判明したこと。
- (2) 前記 3.1.4 に記述の試験及び研究の結果から、No.1 エンジン駆動燃料ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受の焼き付き発生の過程においては、215 キログラムセンチメートル程度のトルクの発生し得ることが考えられること。
- (3) 前記 3.2.9 に記述したごとく、No.1 エンジン駆動燃料ポンプアダプタの内部に挿入されているシールは、飛散、紛失しており、また、同ポンプアダプタには、同ポンプの曲げ破断時に同ポンプ用ドライブカップリングが接触したことを推定させるようなこん跡は認められていないこと。
- (4) 前記 2.1 3.5 に記述のエンジン分解調査の結果から、No.1 エンジン駆動燃料ポンプの異常を除いては、No.1 エンジンには不具合は認められず、また、前記 2.1 3.1 及び 3.1.5 に記述の試験及び研究の結果から、同機は、離陸、浮揚後間もなく No.1 エンジンの出力が突然喪失したものと推定されること。

等から考察して、No.1 エンジン駆動燃料ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受の焼き付き発生の過程において、ドライブカップリングのフェーズ部分のねじり切断トルクよりも大きいエンジンからの駆動トルクが負荷されたことにより、同機が墜落する前にそのフェーズ部分からねじり切断したものと推定される。

3.2.1.5 No.2 エンジン駆動燃料ポンプのドライブカップリングは、前記 2.1 3.6.1 に記述の調査結果から、同機が墜落して地上に激突した際の衝撃により、同燃料ポンプがエンジン本体から曲げ破断、分離した時に同ドライブカップリングに加えられた曲げモーメントにより曲げ破断したものと推定される。

同ドライブカップリングの破断面に見られたねじりの方向は、同破断面を正面から見て時計回りであった。このことから、同ドライブカップリングに負荷される同燃料ポンプの

駆動トルクの方角を考えると、同ドライブカップリングは、エンジン側のフェーズ部分から破断したものと推定される。

前記 2.1 3.6.1 及び 3.2.1 0 に記述の同燃料ポンプアダプタの内部に挿入されているシール及び同シールを包んでいる金属部に認められた裂傷は、同ドライブカップリングが曲げ破断した際に同シールに接触したことにより生じたものと推定され、また、同シールに加えられた力により、同シールが変形して同燃料ポンプアダプタのシート部にくいこんだため、同シールは飛散することなく、同燃料ポンプアダプタの内部に残ったものと推定される。

3.2.1 6 No.1 ターボチャージャは、前記 2.1 3.6.8 に記述の分解調査の結果、その損傷状態から、極めて低い回転状態にあったものと推定される。

3.2.1 7 No.2 ターボチャージャは、前記 2.1 3.6.8 に記述の分解調査の結果、その損傷状態から、高速回転状態にあったものと推定される。

3.2.1 8 No.1 エンジン燃料ブーストポンプスイッチの位置については、前記 2.1 3.9.2 に記述の調査結果から、事故時においては「ロー」位置にあったことが考えられる。

3.2.1 9 No.1 エンジンは、前記 3.2.1 1、3.2.1 4、3.2.1 6 及び 3.2.1 8 に記述したこと並びに 3.1.1 に記述の試験及び研究の結果等から、No.1 エンジン駆動燃料ポンプのドライブカップリングがねじり切断したため、同燃料ポンプが停止し、加えて、同エンジン燃料ブーストポンプスイッチが「ロー」位置にあったことにより、燃料流量が急減し、吸気混合比が燃料希薄側の点火限界を超えたため、失火して出力を喪失したものと推定される。

なお、同エンジン駆動燃料ポンプが停止した際、直ちに同エンジン燃料ブーストポンプスイッチを通常使用している「ロー」位置から「ハイ」位置に手動操作により切換えていれば、エンジンの出力を回復させることが可能であったものと推定される。

3.2.2 0 No.2 エンジンは、前記 2.1 3.5、2.1 3.6 及び 3.2.1 3 並びに 3.2.1 7 に記述のこと等から、同機の墜落時までは正常に作動していたものと推定される。

3.2.2 1 同機の離陸滑走開始から浮揚までの距離は、目撃者の口述及び写真解析から、600～700メートルと推定され、事故当時の諸元を入れた計算値及び同機の通常の離陸滑走距離とほぼ一致することから、浮揚までは異常はなかったものと推定される。

3.2.2 2 機長は、離陸後、右旋回し右ダウンウインドレグに入った後、場周経路を離脱する出発方式（RIGHT DOWNWIND DEPARTURE）を離陸前にタワーに要求し許可されていることから、同機は、離陸後、少なくとも対地高度約150メートル（500フィート）

ト)に到達するまで直進した後、右旋回を行う予定であったものと推定されるが、「2.1 3.1の写真(A及びB)解析」の結果では、同機は、滑走路南端から約220メートル手前の滑走路において、対地高度約0.36メートル、滑走路の中心線からやや左に外れ、また、滑走路南端付近上空においては、対地高度約9.94メートル、滑走路の中心線から約38メートル左に外れていたものと推定されること(付図1参照)及び目撃者が、同機は浮揚後、左に緩徐な上昇旋回を続行したと述べていることから、その飛行経路は異常であったものと推定される。

なお、上記写真Aの解析結果及び同機が浮揚前に左エンジンの出力喪失が発生していたとすれば、機長により離陸中止の操作が行われたものと推定されることから、同機は、浮揚後、対地高度約0.36メートルに到達した地点前後で左に偏向を始めたものと推定される。

- 3.2.2.3 同機のフライトマニュアルから、事故当時の状態における同機の離陸滑走開始から対地高度約15メートル(50フィート)に到達するまでの水平距離は約850メートルを必要としているが、一方、写真解析によると、同機がフラップ10度下げで対地高度約10メートルに到達するまで水平距離約950メートルを要しており、平均上昇率が極めて低く異常であったものと推定される。

前項及び本項に記述する飛行経路及び上昇率が異常であったことは、同機が浮揚して対地高度約0.36メートルに到達した地点前後で発生した左エンジンの出力喪失によるものと推定される。

- 3.2.2.4 同機のフライトマニュアルによれば、右エンジン離陸出力、脚上げ、フラップ上げ、左プロペラフェザの状態及び最適の飛行状態で事故当時の諸元でV_{yse} 111ノットのとき、上昇率は280フィート/分である。

なお、3.1.6の試験研究の結果から、事故当時の飛行形態で一定速度を保持しては上昇することができないものと推算され、この飛行形態で上昇しようとするれば急な速度の減少をきたすものと推定される。

- 3.2.2.5 同機は、約95ノットIASで浮揚直後、何等の徴候もなく突然左エンジンの出力が喪失し、非対称出力状態となったため、左へ偏向するとともに上昇性能が極度に低下する異常な状態が発生したものと推定される。

同機の浮揚から地上に激突するまでの時間は約25秒と推算され、機長は、同機の異常に気付いてから失速状態に陥るまでの短時間において、偏向の修正及び姿勢の保持等操縦に気を奪われたことも考えられ、抗力減少のための脚上げ及びフラップ上げ操作並びにプ

ロペラのフェザ操作が行われないうまま飛行を継続し、失速警報灯が点灯した状態で最後に失速状態に陥ったものと推定される。

なお、機長は、この間において上昇を継続していることから、離陸を断念する意図はなかったものと推定される。また、この短時間にエンジン出力喪失の要因について探究する余裕もなく、従って、その回復操作（ブーストポンプの「ハイ」操作等）ができなかっ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) J A 5 2 3 1 は、有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われていた。
- (3) 事故発生時の気象状況は、事故の発生に直接関連はなかったものと推定される。
- (4) 同機は、地上激突時まで脚下げ及びフラップ約 10 度下げの状態にあったものと認められる。また、No. 1 プロペラは、フェザされていなかったものと推定される。
- (5) 同機は、No. 1 エンジン駆動燃料ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受の焼付きを除いては、機体、エンジン及びプロペラ並びに操縦系統等には不具合はなかったものと推定される。
- (6) No. 1 エンジン駆動燃料ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受に焼付きを生じた原因については、同ポンプロータシャフトと同軸受との間の間げきの不適等による潤滑不良が考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。
- (7) No. 1 エンジン駆動燃料ポンプのドライブカップリングは、同ポンプの第 2 段ポンプロータシャフトと同軸受の焼付き発生の過程において、同カップリングのフェーズ部分のねじり切断トルクよりも大きいエンジンよりの駆動トルクが負荷されたことにより、そのフェーズ部分からねじり切断したものと推定される。
- (8) No. 1 エンジン燃料ブーストポンプスイッチの位置は、事故時には「ロー」位置にあったことが考えられる。
- (9) No. 1 エンジンは、No. 1 エンジン駆動燃料ポンプの焼付き発生の過程において、同燃料ポンプのドライブカップリングがねじり切断したことにより、同燃料ポンプが停止し、燃料流量が急激に減少したことにより、吸気混合比が燃料希薄側の点火限界を超えて失火し、出力を喪失したものと推定される。

305035

なお、同エンジン駆動燃料ポンプが停止した際、直ちに同エンジン燃料ブーストポンプスイッチを通常使用している「ロー」位置から「ハイ」位置に切換えることによりエンジンの出力を回復させることが可能であったが、その処置をとる余裕がなかったものと推定される。

- ⑩ No.1 エンジンは、No.1 ターボチャージャの損傷状態から、極めて低い回転状態にあったものと推定される。
- ⑪ No.2 エンジンは、同エンジン駆動燃料ポンプに異常が認められなかったこと及びNo.2 ターボチャージャの損傷状態等から、高速回転の正常運転状態にあったものと推定される。
- ⑫ 同機は、失速警報灯が点灯している状態で墜落し、地上に激突したものと認められる。
- ⑬ 同機は、浮揚後少なくとも対地高度約150メートル（500フィート）に到達するまで直進した後右旋回の予定であったが、浮揚直後、左へ偏向するとともに上昇性能が極度に低下する異常な状態が発生したものと推定される。
- ⑭ 同機は、浮揚直後、突然左エンジンの出力が喪失し、機長は、同機の異常に気付いてから失速状態に陥るまでの短時間において、偏向の修正及び姿勢の保持等操縦に気をうばわれたことも考えられ、抗力減少のための脚上げ及びフラップ上げ操作並びにプロペラのフェザ操作が行われないうまま飛行を継続し、速度が低下し失速状態に陥ったものと推定される。

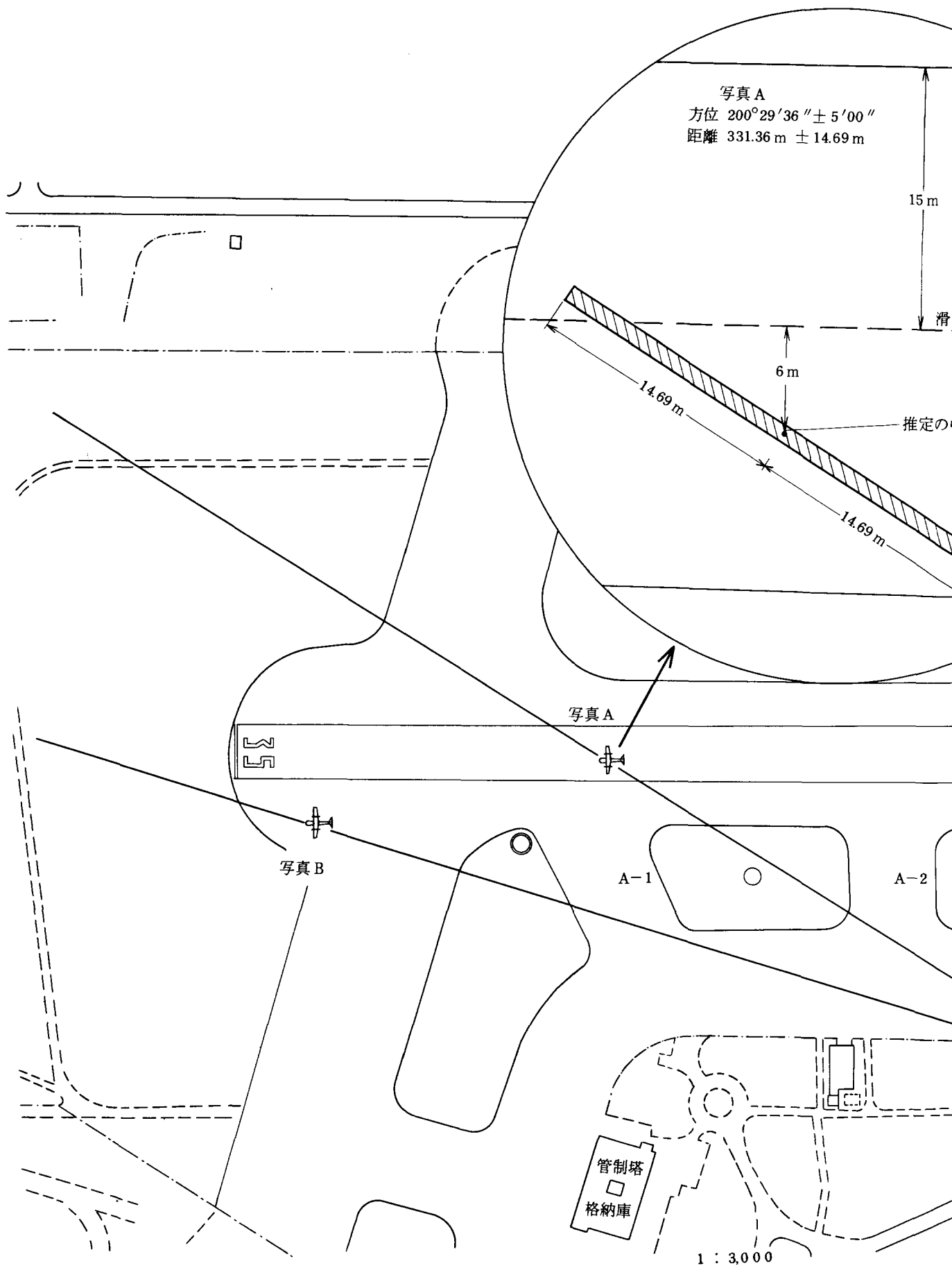
原因

本事故は、同機が浮揚直後の低速度、低高度において、突然左エンジンの出力が喪失し、その後、脚上げ及びフラップ上げ操作並びにプロペラのフェザ操作が行われないうまま飛行を継続し、速度が低下し失速状態に陥り墜落したことによるものと推定される。

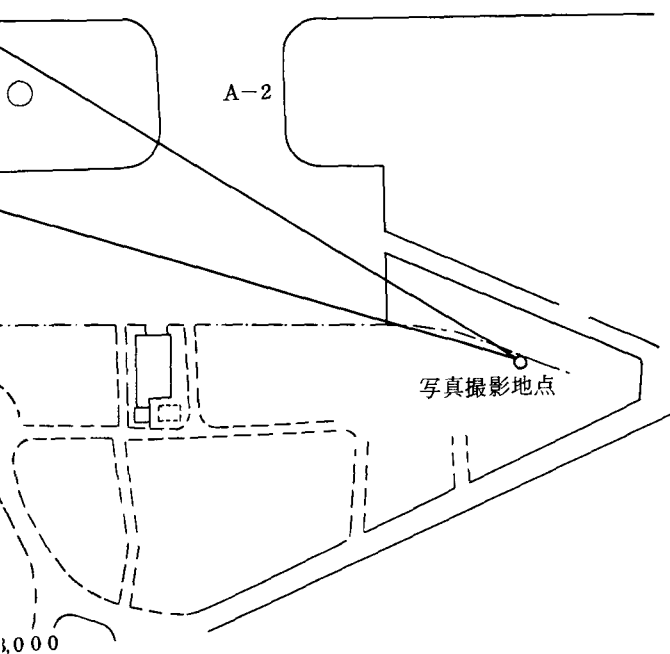
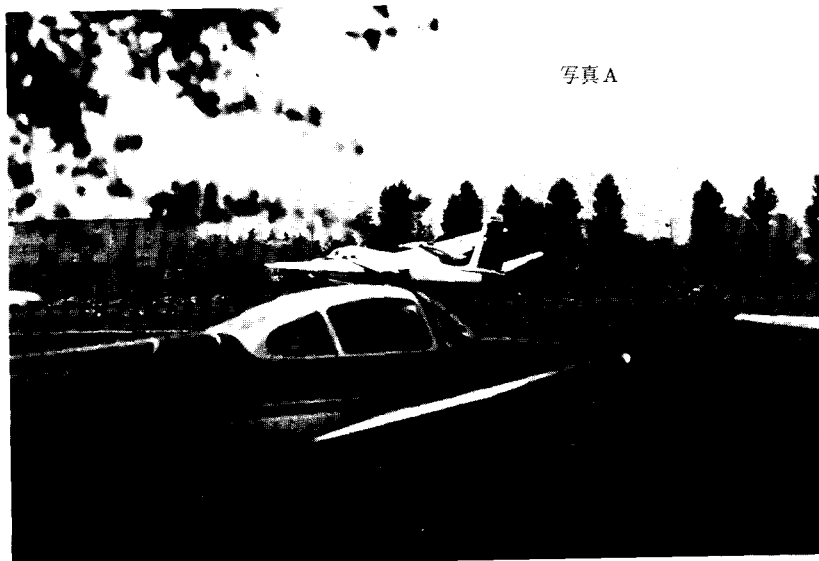
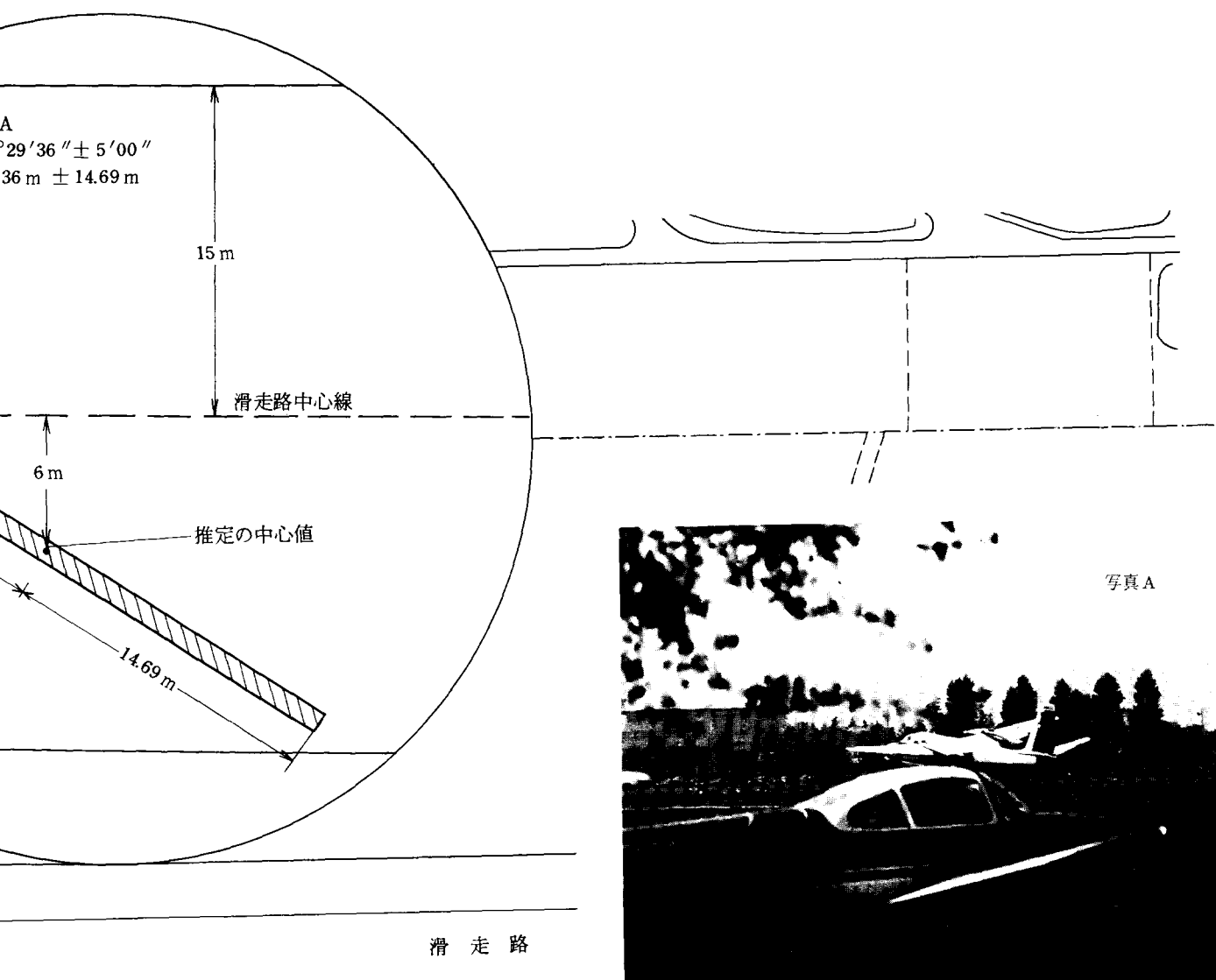
なお、左エンジンの出力喪失については、同エンジン駆動燃料ポンプの機能が、同ポンプのドライブカップリングのフェーズ部分の切断により失われたことによるものと推定される。

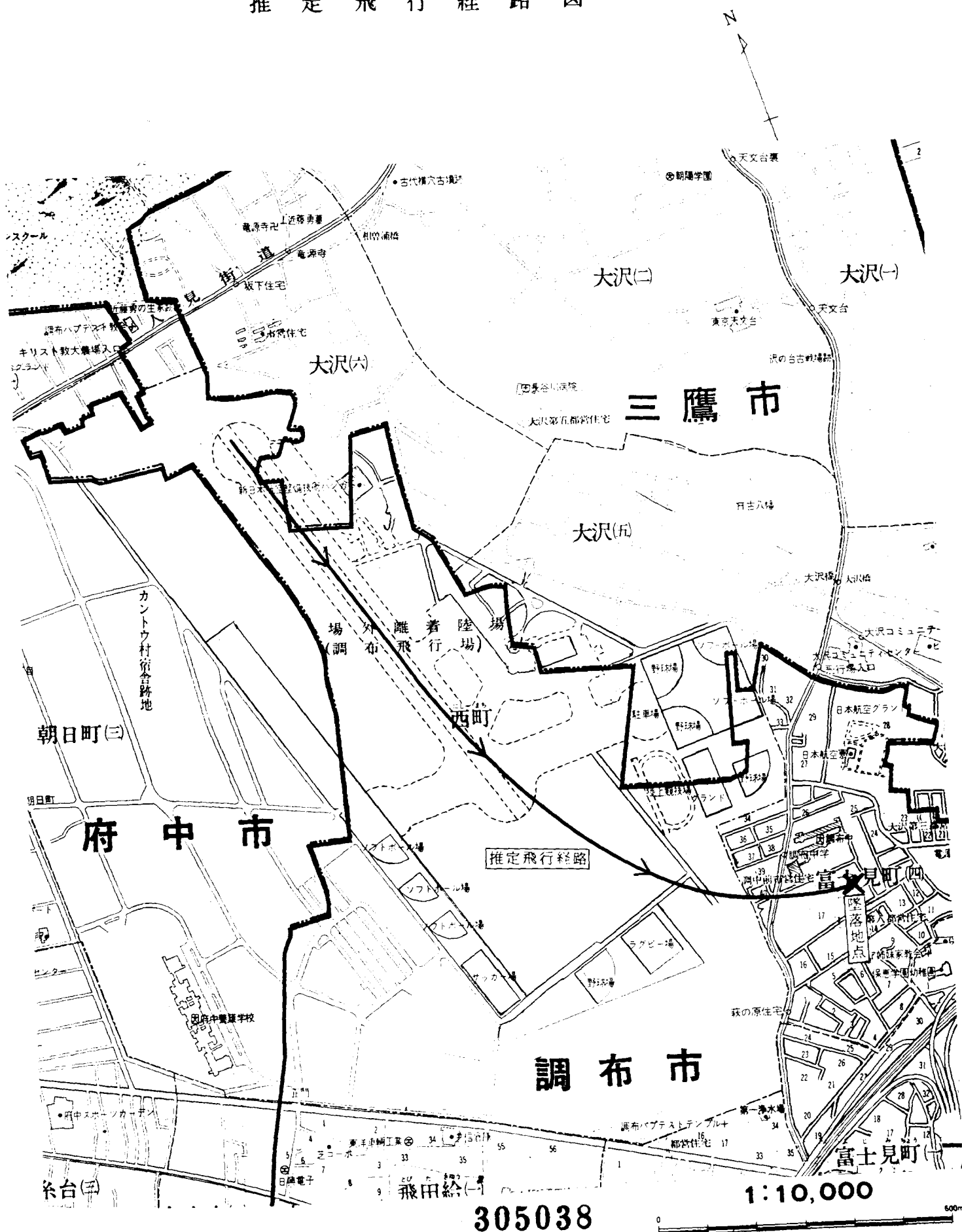
所見

当委員会は、当該航空事故及び過去の類似航空事故に鑑み、関係者に対して更に再発防止を促すため、軽双発機の片発不作動、低速時における性能について調査及び研究を行っており、その結論を得次第所要の措置を講ずることとしている。

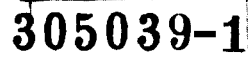


305037-1

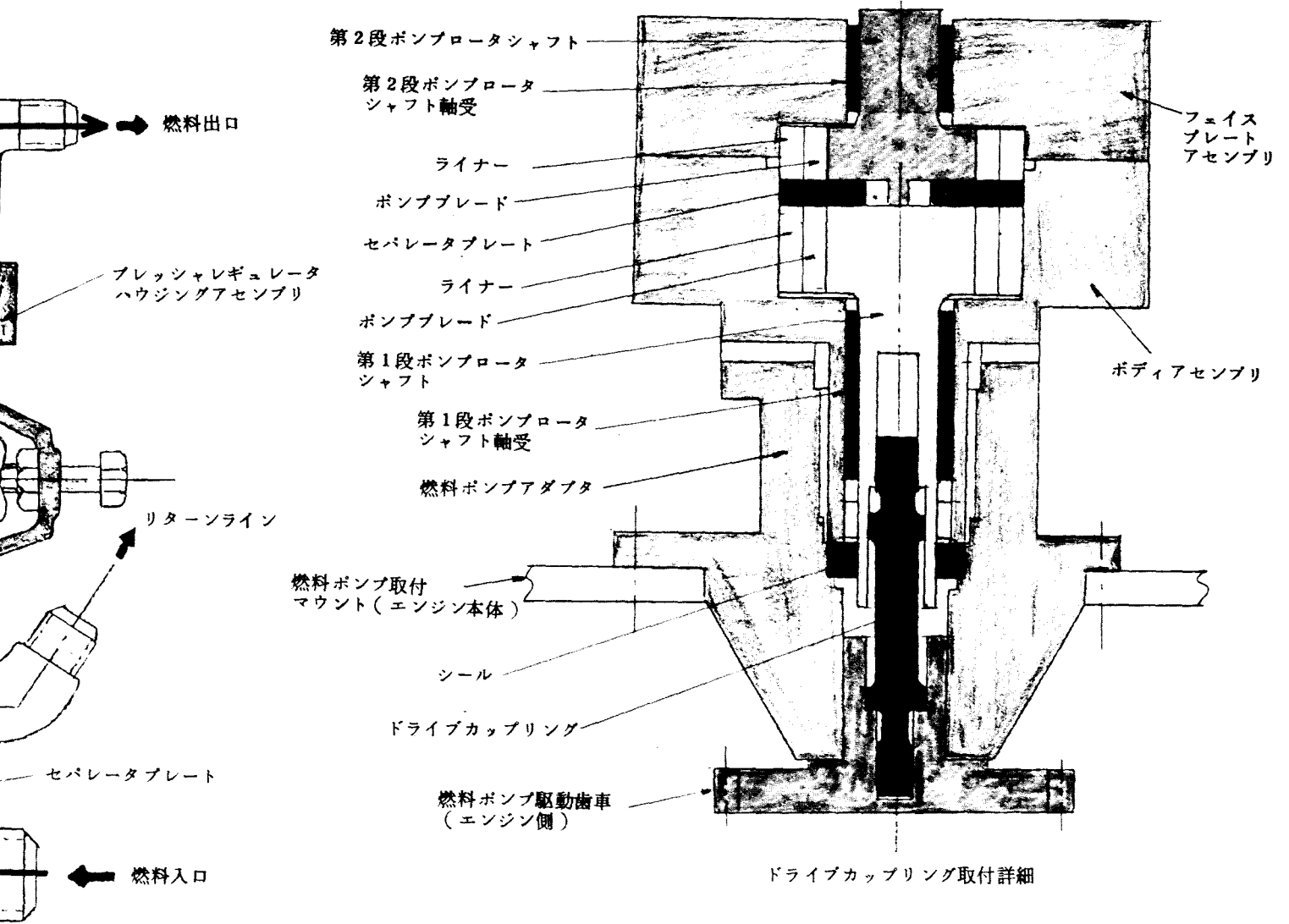




デッキ圧力



付 図 3

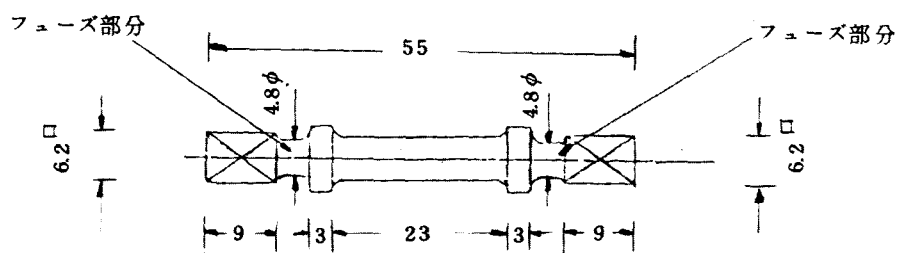


ロータシャフト

ポンプロータシャフト軸受

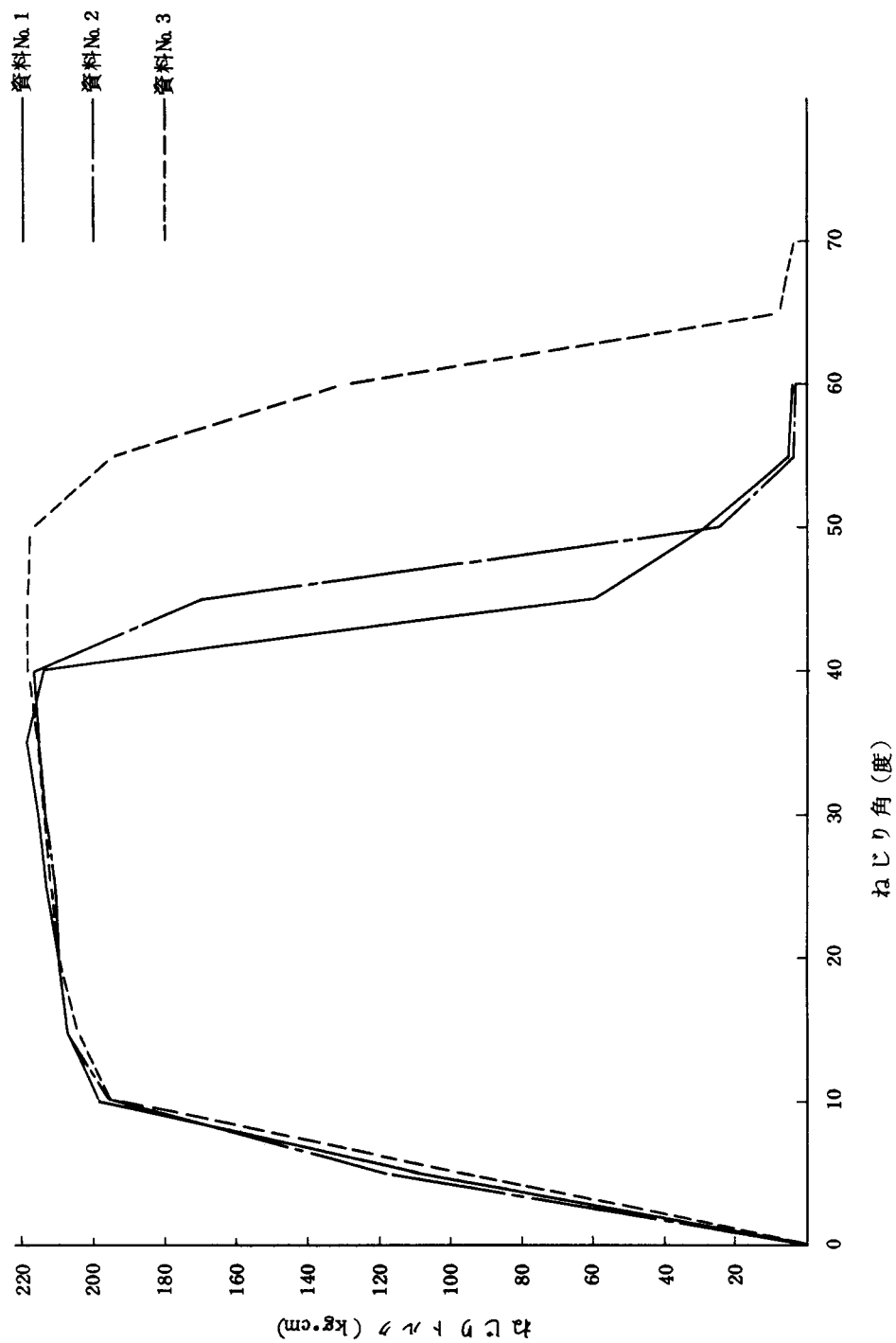
ポンプアダプタ

駆動歯車
(側)



ドライブカップリング(単位ミリメートル)

ねじり角 — ねじりトルク線図



305040

フラップ作動シリンダピストンロッド

(写真 1)

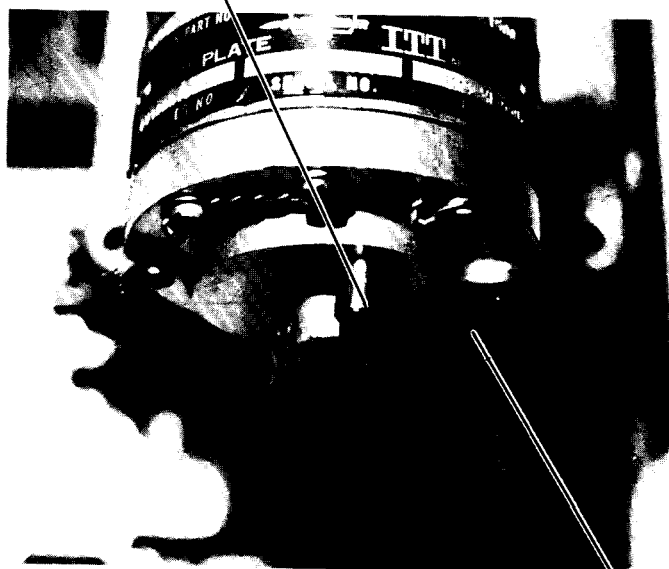
軸方向に当り傷



脚コントロールバルブ

(写真 2) 以下 2 枚

ストップピンが湾曲



コントロールアームが湾曲

305041

脚コントロールバルブのコントロールアーム

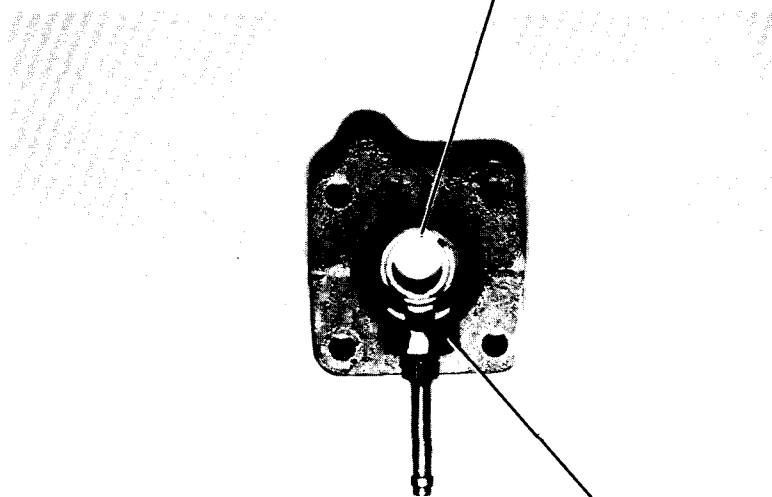
コントロールアームストッパーが破断



No. 1 エンジン駆動燃料ポンプアダプタ

(写真 3)

シール飛散



この部分より破断

305042

No. 1 エンジン駆動燃料ポンプ第2段ポンプロータシャフト軸受

(写真 4) 以下3枚

全周にわたる相当数の
浅い条こん

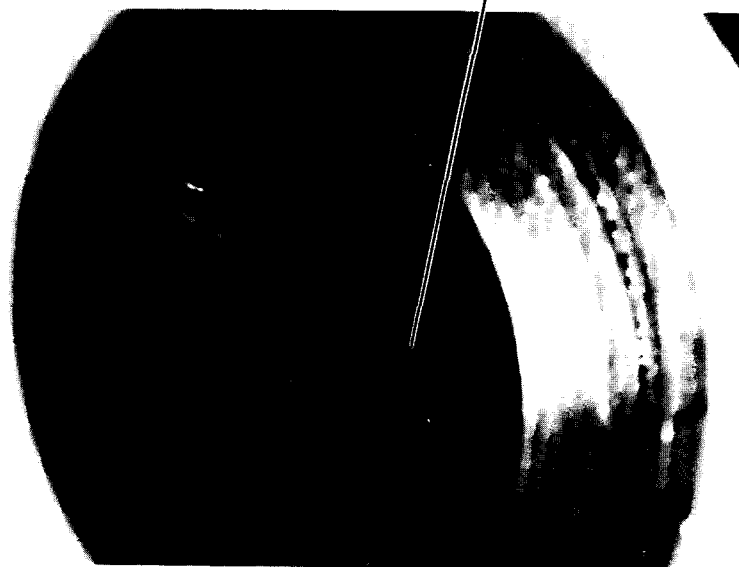


黒色の雲状の炭化皮膜



305043

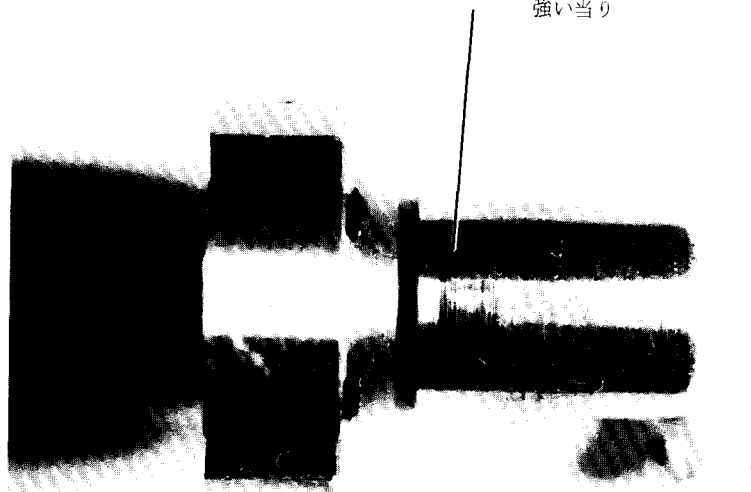
黒色の雲状の炭化皮膜



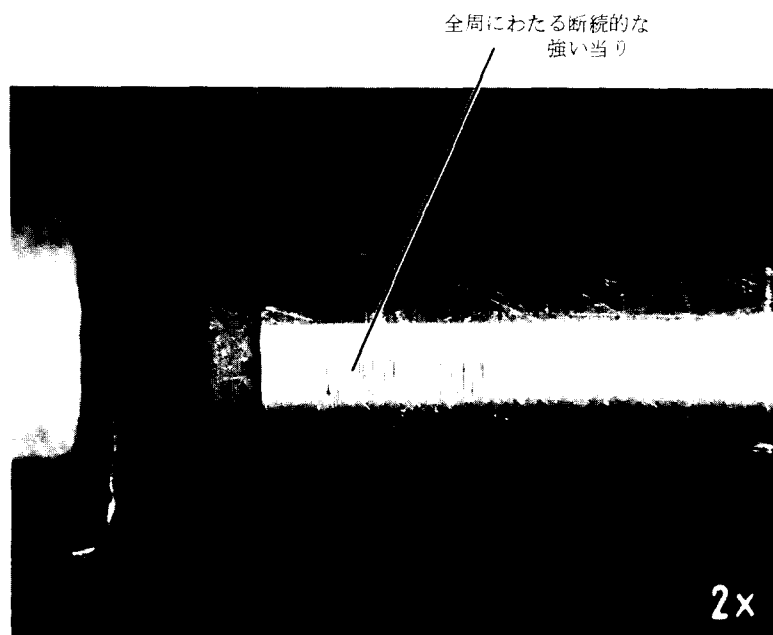
No. 1 エンジン駆動燃料ポンプ第2段ポンプロータシャフト

(写真 5) 以下2枚

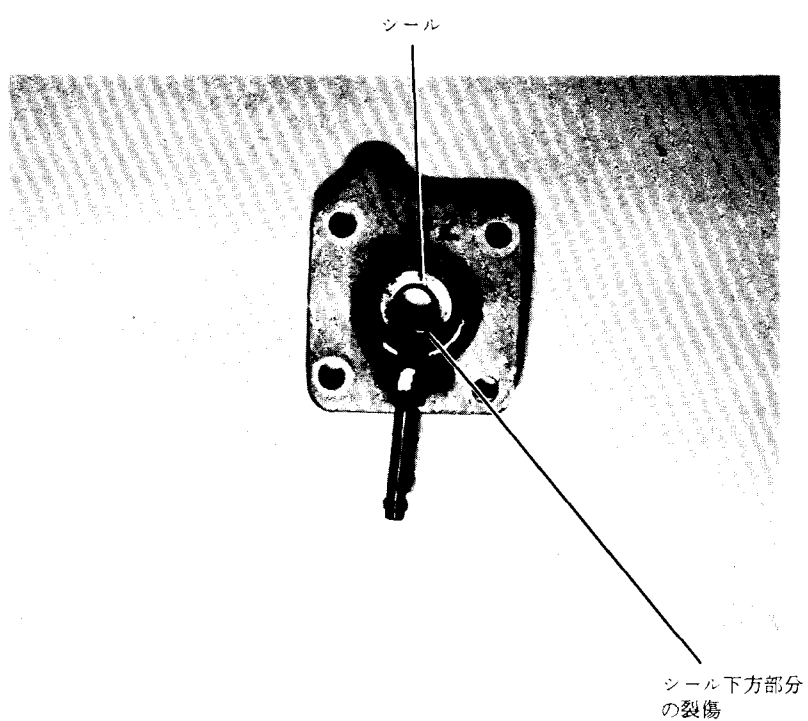
全局にわたる断続的な
強い当り



305044



No. 2 エンジン駆動燃料ポンプアダプタ
(写 真 6)

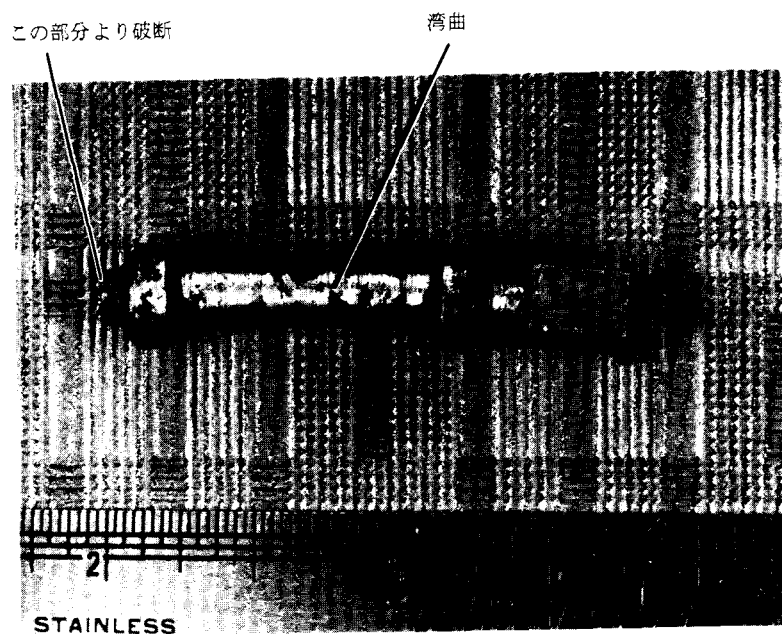


305045

No. 2 エンジン駆動燃料ポンプ第2段ポンプロータシャフト軸受
(写 真 7)

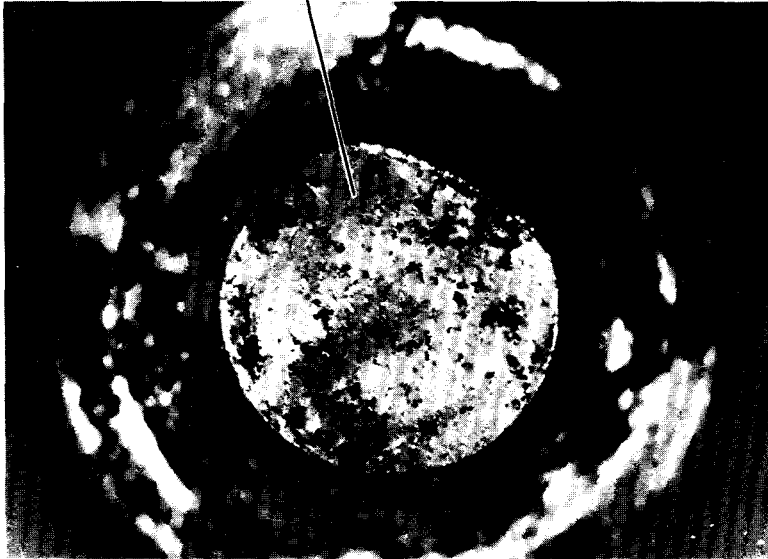


No. 2 エンジン駆動燃料ポンプ用ドライブカップリング
(写 真 8)以下2枚



305046

曲げ応力による破断面



No. 1 ターボチャージャコンプレッサハウジングアセンブリ

(写 真 9)

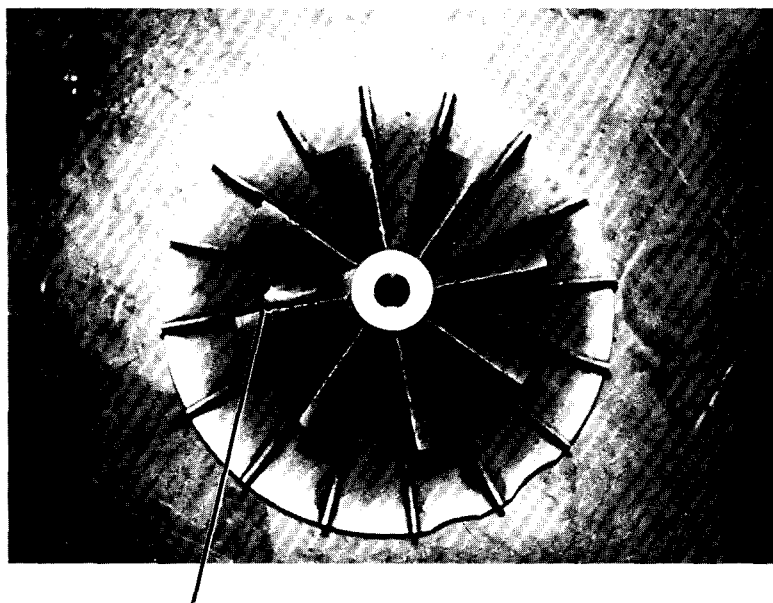


放射状のほぼ等間隔の当り傷

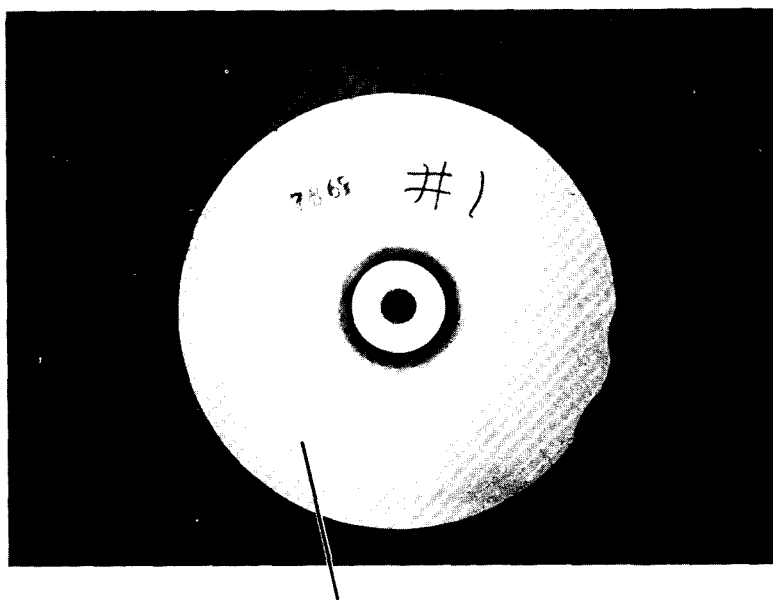
305047

No. 1 ターボチャージャコンプレッサインペラ

(写真 10) 以下3枚

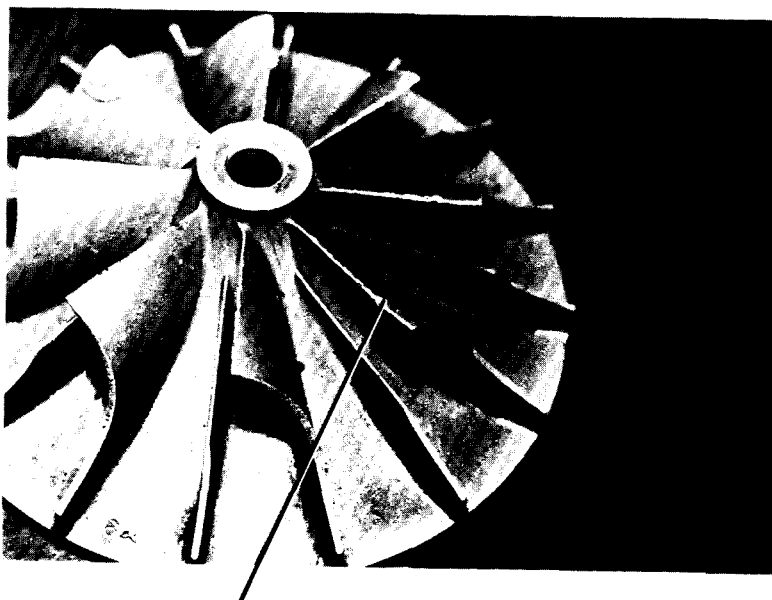


「のこぎりの刃」状の損傷



バックプリント側の面には損傷なし

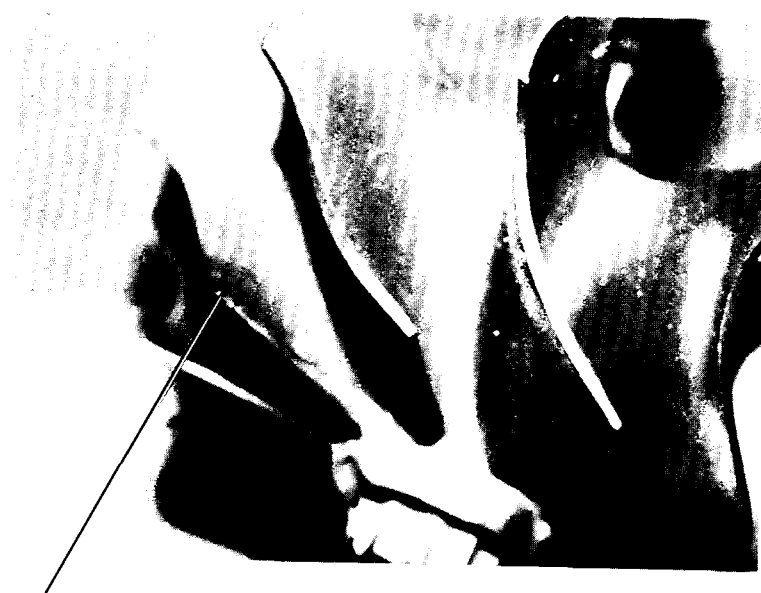
305048



「のこぎりの刃」状の損傷

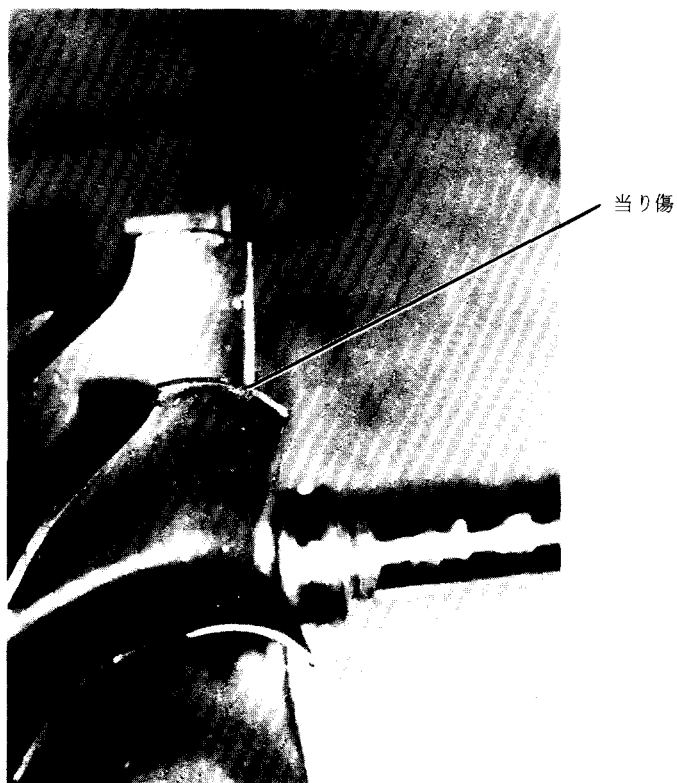
No. 1 ターボチャージャタービンインペラ

(写真 11) 以下2枚



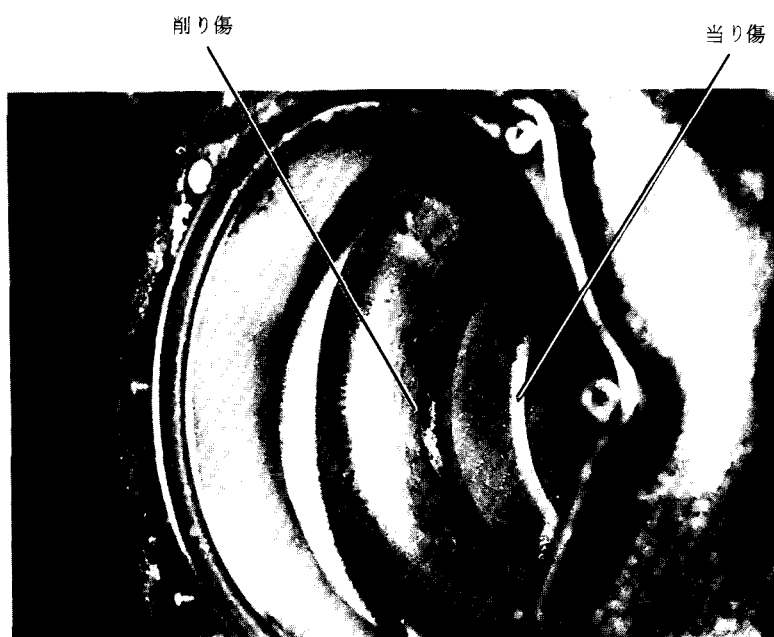
当り傷

305049



No.1 ターボチャージャタービンケーシング

(写 真 12)



305050

No. 2 ターボチャージャコンプレッサハウジングアセンブリ

(写 真 13) 以下2枚

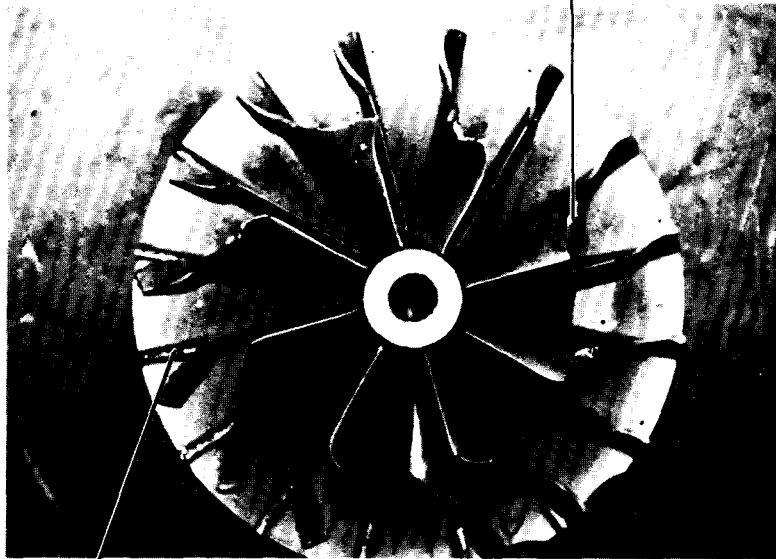


305051

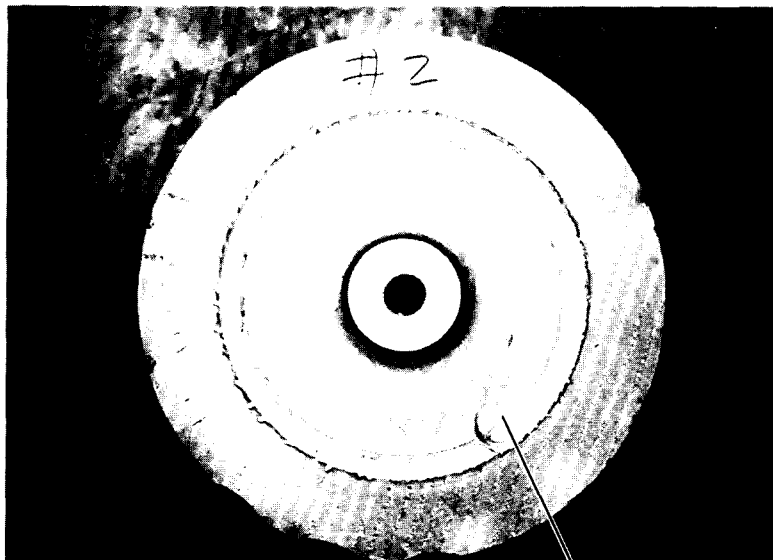
No. 2 ターボチャージャコンプレッサインペラ

(写 真 14) 以下2枚

むしり取られている



むしり取られている

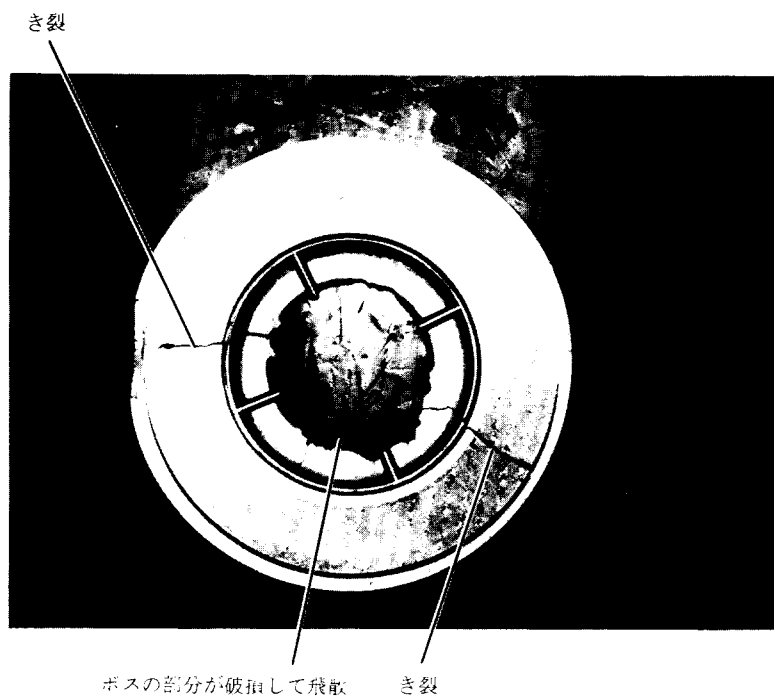
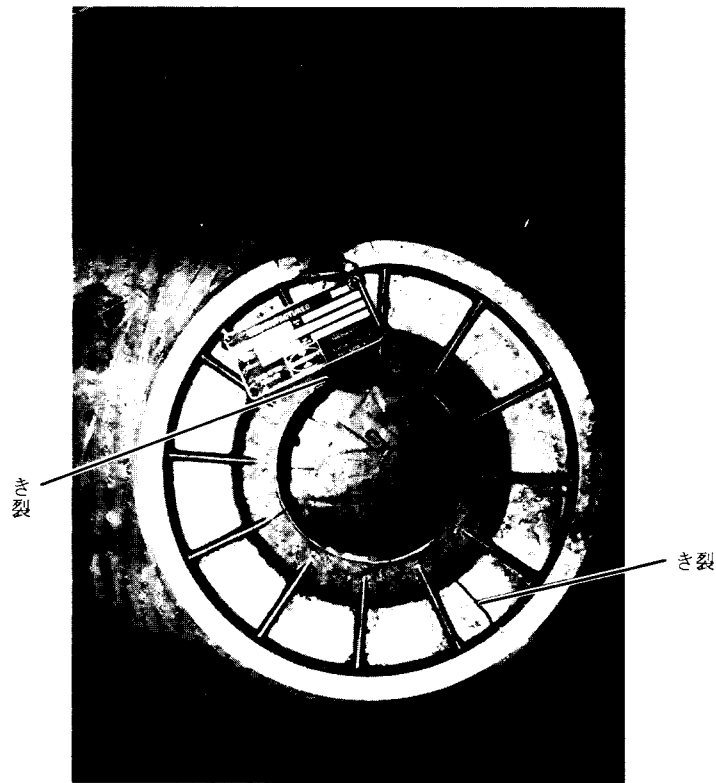


深い削り傷2条

305052

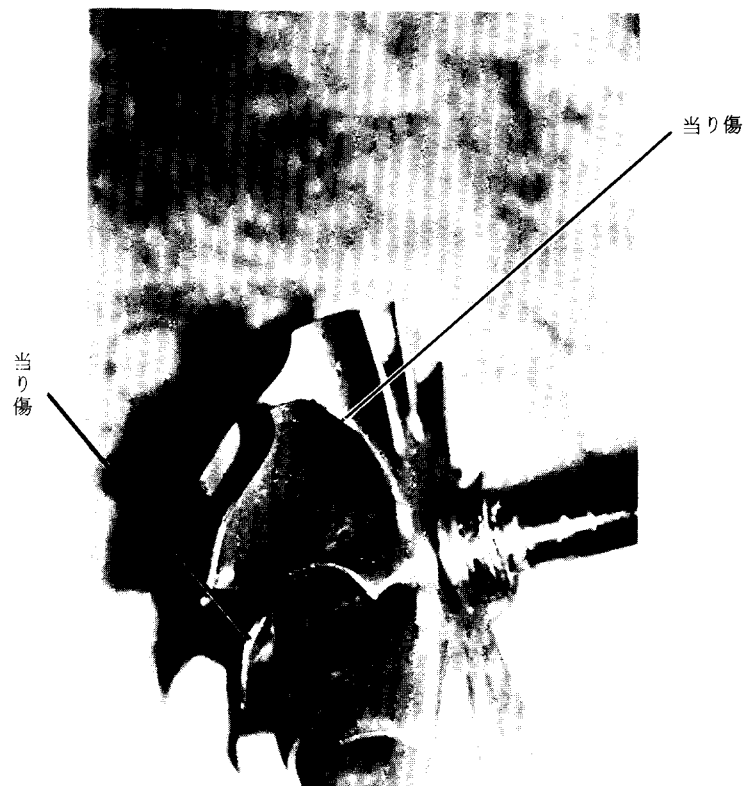
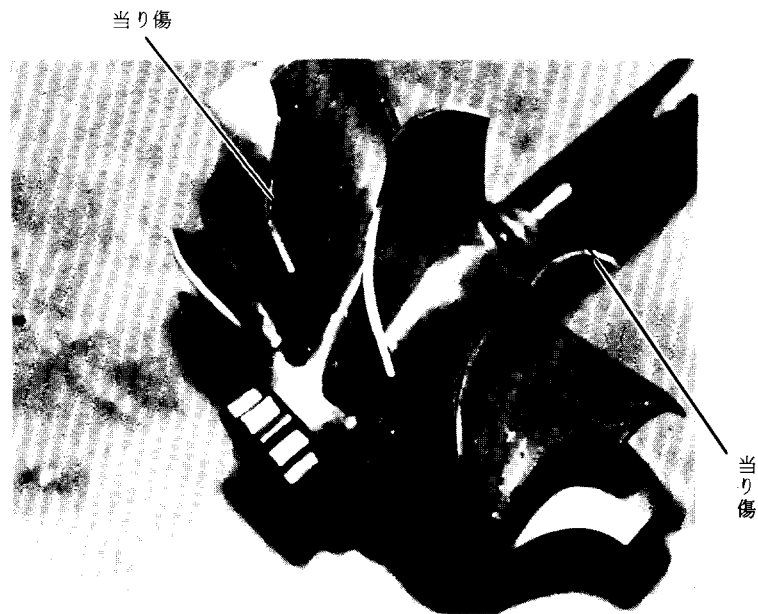
No. 2 ターボチャージャバックプレート

(写 真 15) 以下2枚



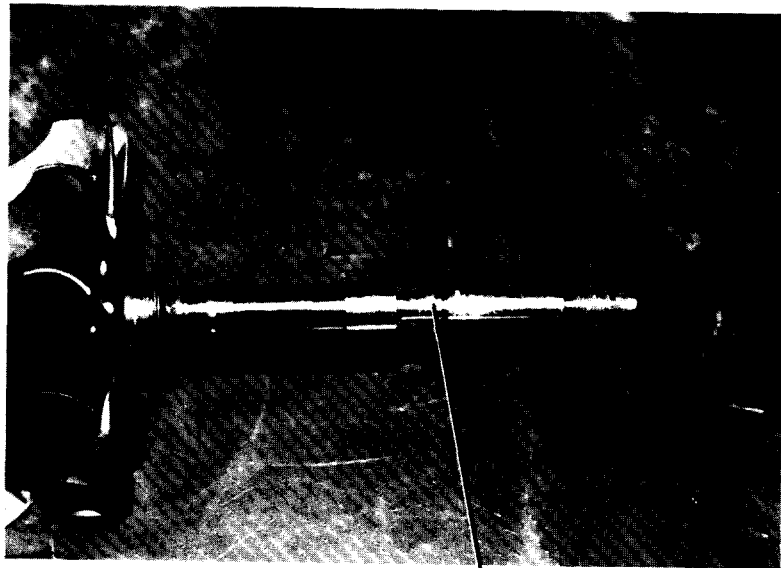
305053

No. 2 ターボチャージャータービンインペラ
(写真 16) 以下3枚



305054

No. 2 ターボチャージャータービンシャフト



湾曲

No. 2 ターボチャージャータービンハウジング

(写真 17)



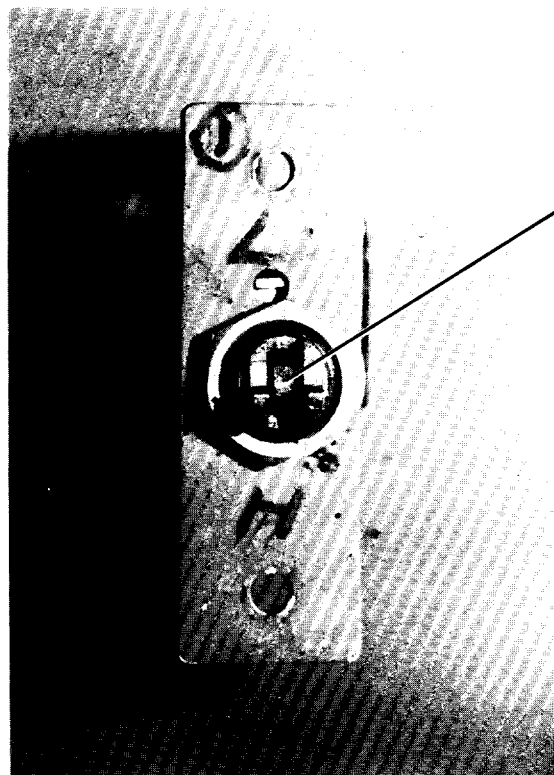
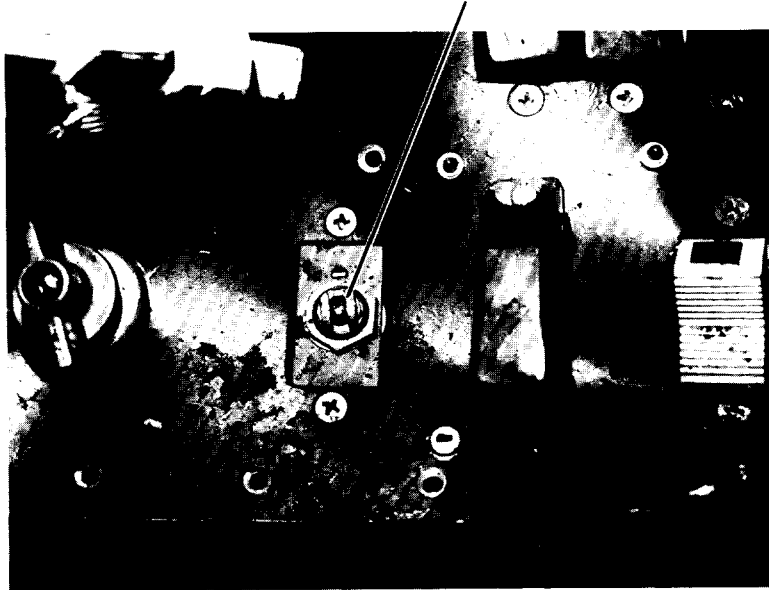
削り傷

305055

No.1 エンジン燃料ブーストポンプスイッチ

(写 真 18) 以下2枚

No.1 エンジン燃料ブーストポンプスイッチ



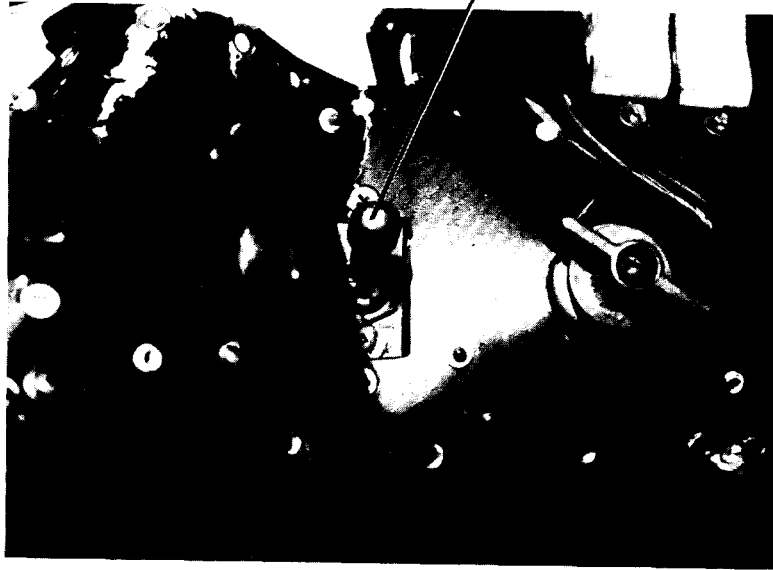
セレクトノブ切損

305056

No. 2 エンジン燃料ブーストポンプスイッチ

(写 真 1 9)

No. 2 エンジン燃料ブーストポンプスイッチ
(「ロー」位置に入っている)



失 束 警 報 灯

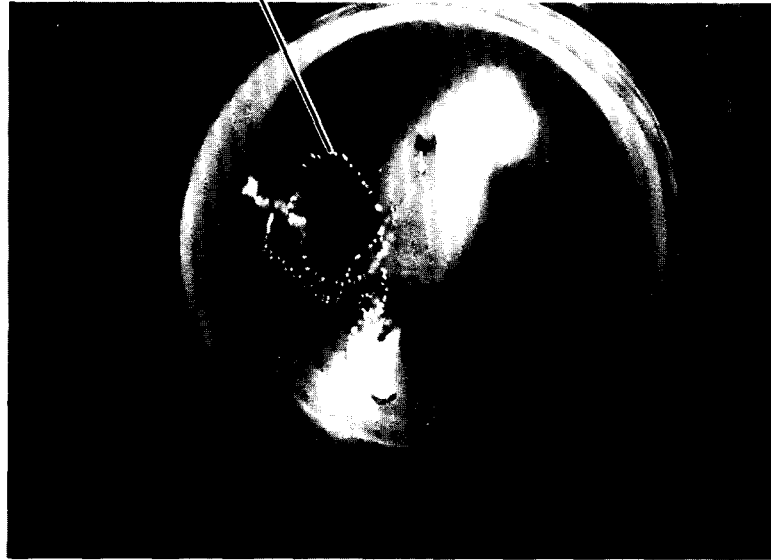
(写 真 2 0) 以下2枚

フィラメントがのびている



305057

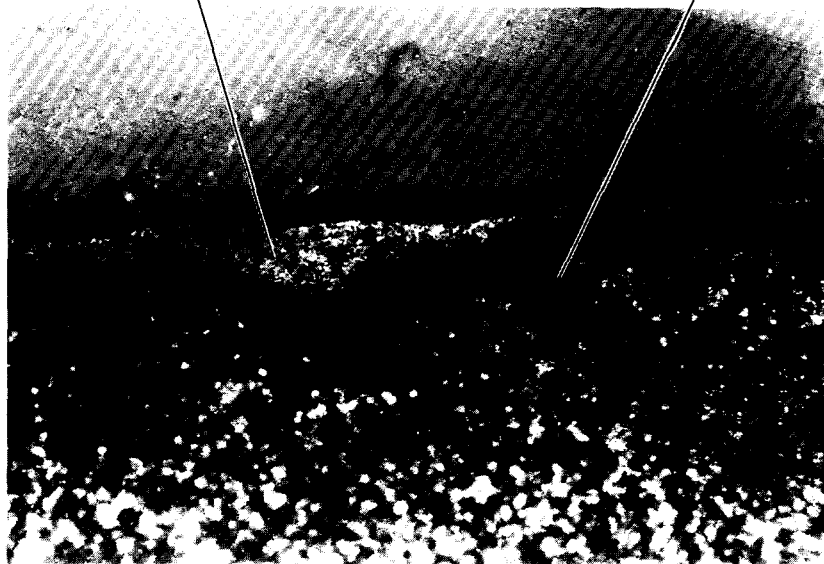
フィラメントがのびている



No. 1 エンジン駆動燃料ポンプ
第2段ポンプロータシャフト軸受の金属組織
(写真 21) 以下3枚

溶融した金属の再凝固した部分

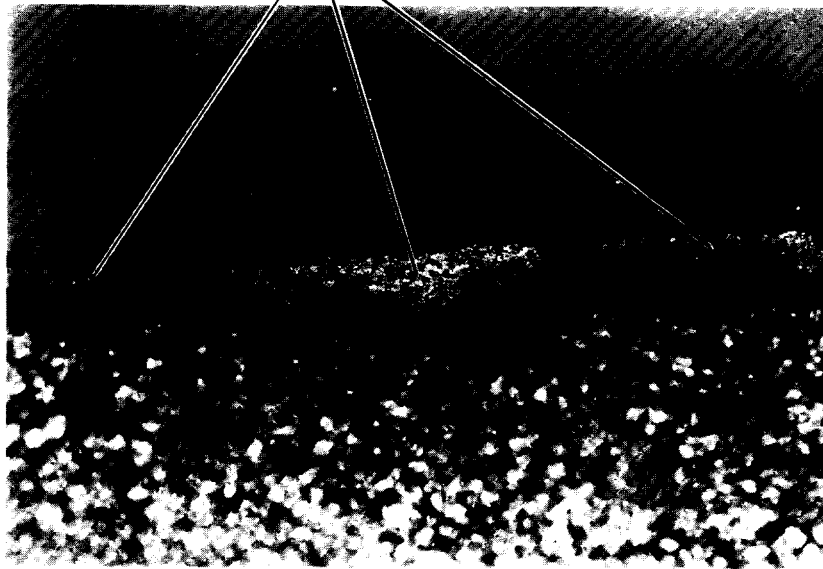
軸受の金属



× 100

305058

溶融した金属の再凝固した部分



× 100

溶融した金属の再凝固した部分



軸受の金属

× 400

305059