

航空事故調査報告書

所 属 株式会社エースヘリコプター
型 式 ヒューズ式369D型
登録記号 JA9385
発生日時 平成13年6月5日 05時07分ごろ
発生場所 兵庫県三原郡西淡町
慶野松原場外離着陸場

平成14年6月26日

航空・鉄道事故調査委員会（航空部会）議決

委 員 長	佐 藤 淳 造（部会長）
委 員	勝 野 良 平
委 員	加 藤 晋
委 員	松 浦 純 雄
委 員	垣 本 由 紀 子
委 員	山 根 皓 三 郎

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

株式会社エースヘリコプター所属ヒューズ式369D型JA9385（回転翼航空機）は、平成13年6月5日（火）、夜間係留地である慶野松原場外離着陸場を離陸し薬剤散布のための作業ヘリポートである沼島場外離着陸場へ向けて飛行中、エンジン・チップ注意灯が点灯した。

点検のため、離陸地の慶野松原場外離着陸場へ戻った際、着陸直前にエンジン・アウト警報灯が点灯し、05時07分ごろハード・ランディングして機体を損傷した。

同機には、機長ほか同乗者1名計2名が搭乗していたが、両名とも重傷を負った。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 調査組織

航空事故調査委員会は、平成13年6月5日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか1名の航空事故調査官を指名した。

1.2.2 調査の実施時期

平成13年6月5日～7日 現場調査

平成13年6月28日～29日 エンジン分解調査

平成13年9月26日～平成14年1月23日 エンジン・タービン・モジュール
詳細調査

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

J A 9 3 8 5 は、平成13年6月5日、機長ほか同乗者1名計2名が搭乗して、慶野松原場外離着陸場（以下「慶野松原場外」という。）から沼島場外離着陸場（以下「沼島場外」という。）へ飛行の予定であった。

同機は慶野松原場外において、整備士により飛行前点検を受けたが、異常は認められなかった。

その後、事故に至るまでの飛行の経過は、機長によれば、概略次のとおりであった。

同機は、整備士を沼島場外へ移動のため同乗させ、04時55分ごろ離陸した。

沼島場外に向け、高度約2,300ft、速度約80kt、機首方位約160°で飛行中、離陸から約5分後、エンジン・チップ注意灯が点灯した。点灯地点は、諭鶴羽山稜線の北側で、稜線は越えていなかったため点検作業等を考え慶野松原場外へ帰投することにした。

人または物件に被害を及ぼさないよう三原川に沿って飛行し河口から海に出た。この間徐々に高度を下げるとともに出力を抑え、速度約60ktを維持してエンジン計器が正常値を指示していることを確認しながら不時着に備え飛行した。高度約1,000ftで海岸線に平行に飛行し、慶野松原場外に進入を開始した。

進入のための右降下旋回で90°旋回した時、左右に1回ヨーイングが発生し、エンジン音が大きくなり、メイン・ローター回転数が針幅の範囲で振れていた。

エンジンはすぐに停止せずヨーイングもない状態となった。

慶野松原場外直前で右90°降下旋回後、最終進入のため減速しながらロールアウトした時、電線のほぼ上空高度約14mでエンジン・アウト警報灯が点灯した。速度は10kt程度であった。コレクティブ・ピッチを下げ、機首上げの姿勢であったため、サイクリック・スティックを少し前方に操作しこれ以上減速しないようにした。高度約8mで着地に備えて機体を水平にした後、コレクティブ・ピッチを上げたが降下率が変わることなく接地した。

目撃者Aによれば概略次のとおりであった。

海岸でジョギングをしていたら、ヘリコプターが海岸に平行に飛んできた。

右旋回して頭上を通過した時、直径約1m、長さ約10mの煙のような白いものが機体の後から出た後、エンジンの音が止まった。その後は松の木で見えなくなったが、音がしたので駐車場へ行き会社の人と搭乗者を救出した。

(株)エースヘリコプターの営業担当者によれば、概略次のとおりであった。

ヘリコプター3機の離陸を確認して、奥の池の作業場所へ自動車で移動中に1機が戻ってきたのを見て引き返し、事故を確認した。近くにいた人と協力して整備士、機長を救出した。05時12分に119番に通報した。

機長と整備士は、救急車で付近の病院に収容された。

事故発生地点は、兵庫県三原郡西淡町松帆古津路の慶野松原場外離着陸場で、事故発生時刻は、05時07分ごろであった。

(付図1参照)

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

機長及び同乗者計2名が重傷を負った。

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

エンジン	破損
メイン・ローター・ブレード	4枚変形、1枚破断
テール・ローター・ブレード	2枚共変形
テールブーム	尾翼取付部破損、中央部左側変形
胴体	変形、破損
着陸装置	破断
薬剤散布装置	破損

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報
無し

2.5 航空機乗組員等に関する情報

機長 男性 34歳

事業用操縦士技能証明書(回転翼航空機) 第13184号

限定事項 陸上単発ピストン機 平成5年2月12日

陸上単発タービン機 平成6年2月7日

第1種航空身体検査証明書 第18660586号

有効期限 平成14年3月2日

総飛行時間 1,507時間21分

最近30日間の飛行時間 16時間53分

同型式機による飛行時間 629時間14分

最近30日間の飛行時間 16時間53分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 ヒューズ式369D型

製造番号 1080378D

製造年月日 昭和53年11月7日

耐空証明書 第東-12-700号

有効期限 平成14年2月26日

総飛行時間 6,322時間35分

定期点検(100/ANNUAL & 300時間点検平成13年1月27日実施)後の飛行時間 29時間53分

(付図3参照)

2.6.2 エンジン

型式 アリソン式250-C20B型

製造番号 CAE-833672

製造年月日 昭和55年11月29日

総使用時間 4,627時間51分

前回オーバーホール(モジュール)後の使用時間

コンプレッサー(平成9年12月18日実施) 842時間04分

タービン(平成2年11月14日製造) 2,591時間30分

ギアボックス (昭和60年9月10日実施) 2,575時間45分
 定期点検(100/ANNUAL & 300時間点検平成13年1月27日実施)後の飛行時間 29時間53分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,309 lb、重心位置は101.27 inと推算され、いずれも許容範囲(最大全備重量3,000 lb、事故当時の重量に対応する重心範囲99.0 ~ 105.15 in)内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

航空燃料ジェットA-1、潤滑油はモービル・ジェット・オイルであった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 事故現場の南西約26 kmに位置する徳島飛行場における事故関連時間帯の定時航空気象実況報(METAR)の観測値は、次のとおりであった。

観測時刻(時:分)	04:00	05:00	06:00	
風向(°)	260	290	260	
風速(kt)	04	04	03	
視程(km)	8	6	7	
天気	-	-	-	
雲	雲量	FEW(1/8)	FEW(1/8)	FEW(1/8)
	雲形	積雲	積雲	積雲
	雲底の高さ(ft)	3,000	3,000	3,000
	雲量	BKN(5/8)	BKN(6/8)	SCT(3/8)
	雲形	高積雲	高積雲	層積雲
	雲底の高さ(ft)	10,000	10,000	5,000
	雲量	BKN	BKN	OVC(8/8)
	雲形	-----	-----	高層雲
	雲底の高さ(ft)	20,000	20,000	8,000
気温(°C)	20	19	20	
露点温度(°C)	17	16	16	
気圧(hPa/inHg)	1008/29.79	1008/29.79	1009/29.80	

2.7.2 事故現場の南約8 kmに位置する神戸海洋気象台南淡地域気象観測所の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

04時00分 降水量 0mm、風向 静穏、風速 0m/s、気温 19.8

05時00分 降水量 0mm、風向 静穏、風速 0m/s、気温 19.5

06時00分 降水量 0mm、風向 南南西、風速 1m/s、気温 19.9

2.7.3 事故現場の南西約5kmに位置する兵庫県洲本土木事務所の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

04時55分 風向 南西、風速 0.5m/s

05時05分 風向 南西、風速 1.5m/s

2.7.4 機長及び整備士によれば、出発前の事故現場付近の気象は、次のとおりであった。

天気 高曇り、南西の弱い風、視程 10km以上、気温 16

2.7.5 当日の事故現場付近の日の出は、午前4時49分ごろであった。

2.8 事故現場及び残がいに関する情報

2.8.1 事故現場の状況

事故現場は、慶野松原場外として許可を得た慶野松原駐車場で、南側及び東側が高さ約8mの松の木、北側及び西側に高さ約8mの電線で囲まれた敷地に、機体がかく座していた。

機体左前方約3mの位置に破断したメイン・ローター・ブレード、機体周囲に風防の破片、その他機体の破損部分が散乱していた。地上には機体が滑った痕跡はなかった。

(付図2及び写真1参照)

2.8.2 損壊の細部状況

主な部分の損壊状況は、次のとおりであり、エンジンの内部損傷を除きいずれもハード・ランディング時に生じたものと認められた。

(1) エンジンは、燃焼室、左右のディスチャージ・エア・チューブが変形し、4段タービン・ホイール・シュラウドに一カ所の亀裂があり、コンプレッサーの手回しは不能であった。

(2) 5枚あるメイン・ローター・ブレードのうち、赤ブレードは取付ボルトから約30cmで破断し、前縁部に破断部付近からブレード先端方向へ長さ約30cm及び約60cm付近から長さ約25cmの範囲にカウリングとの接触痕跡、同前縁部の約140cmから190cmにかけてテールブームとの接触痕跡の塗料が付着していた。

他の緑、黄、青、白ブレードは、取付ボルトから約20cmから50cmの後縁部に変形が認められ、白ブレードには先端及び10cm内側下面に地面との接触痕跡があった。

- (3) 2枚あるテール・ローター・ブレードのうち、1枚が付け根部で変形し、その先端に地面との接触痕跡があり、他の1枚は付け根部にしわがあった。
- (4) テールブームは、垂直安定板取付部前方で破損し、その後部が左に約90°ねじれていた。中央部左側にメイン・ローター・ブレードとの接触痕跡があり、垂直安定板の下端は、地面との接触により変形していた。
- (5) 胴体は、風防が破損し、フレーム下部及び床が変形していた。
- (6) 着陸装置は、左前方ストラットがダンパー取付部で破断、左後方ストラットはフレームへの取付部で破損、右前方ストラットはステップ取付部で破損及び右後方ストラットはダンパー取付部で破断していた。
- (7) 薬剤散布装置は、胴体下部に薬剤タンクが取付けられ、胴体左右に散布ノズル及びその支持構造が取付けられていたが、それらは破損、変形していた。

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 エンジンの分解調査

同機は飛行中、エンジン・チップ注意灯が点灯し、その後、エンジン・アウト警報灯が点灯したことから、エンジンが停止したものと推定される。その原因を調査するため、分解調査を実施した結果は、次のとおりであった。

- (1) 空気系統、燃料系統の各配管には、異物や詰まりなどの異常は認められなかった。
- (2) 潤滑油系統のプレッシャー配管、ベアリングへの給油ノズル、スクリーン、チェック・バルブ及びリデュースには異物や詰まりなどの異常は認められなかった。
- (3) 上下のマグネチック・プラグに金属が付着し、オイル・スカベンジ配管から磁性体の金属、オイル・フィルターからは非磁性体の金属が認められた。
- (4) コンプレッサー・モジュールは、スパー・アダプタ・ギアシャフトのギア後方（タービン側）が乾いた状態で後端のOリングが失われていたが、回転体の拘束及びNo. 1、No. 2ベアリングの損傷等の異常は認められなかった。
- (5) ギアボックス・モジュールは、N1回転系に拘束が認められたが、N2回転系には拘束が認められなかった。オイル・ポンプのプレッシャ・ポンプ・ギアシャフトに拘束が認められたが、分解して再組立をした結果、拘束は解消し、回転には異常はなかった。

タービン・モジュール取付部、ピニオン・ギア内部及びNo. 2 1/2ベアリン

グは潤滑油が乾いた状態でカーボンの付着が認められた。

ギアボックス・モジュール内部のギア及びNo. 3 ベアリングに異常は認められなかった。No. 4 ベアリングの回転には引っかかりが認められた。

ギアボックスのパワー・テイクオフ・シャフト後方側に、変形、摩耗したアルミニウム製シール・ガイドがあり、同シャフト後方カバーの変形、熱変色が認められた。

- (6) タービン・モジュールは、N 1 回転系に拘束が認められ、N 2 回転系には引っかかりが認められた。

No. 5、No. 6、No. 7、No. 8 のベアリングに損傷があり、No. 5 ベアリングはボールが失われていた。他のベアリングには偏摩耗が認められた。

タービン・コンプレッサー・カップリング・シャフトはタービン側スプラインにねじれ、表面の変形及びカーボンの付着があり、スプライン・アダプタに段付き摩耗が認められた。

パワー・タービン・インナー・シャフトには破断、熱変形が認められた。パワー・タービン・カップリング・シャフトのテフロン・シールが焼損し、パワー・タービン・アウターシャフトのカーボン・シール部に摩耗が認められた。

No. 3、No. 4 タービン・ホイールのカービックが摩耗し、No. 4 タービン・ホイール・シュラウド部の 1 カ所に亀裂が認められた。

2.9.2 タービン・モジュールの詳細調査

分解調査で確認できた破損部品を詳細調査した結果は、次のとおりであった。

- (1) No. 5 ボール・ベアリングは、潤滑不足により焼損していた。インナー、アウター・レースは溶損していた。セパレーターは回転していなかった。

材質は設計のとおりであり、硬度は基準値内であった。

- (2) No. 6 ローラー・ベアリングは、焼損していた。ローラーは摩滅し、リテーナは回転していなかった。材質は設計のとおりであり、硬度は基準値内であった。

- (3) No. 7 ローラー・ベアリングは焼損していた。ローラー、インナー、アウター・レースに、不具合はなかった。材質は設計のとおりであり、硬度は基準値内であった。

- (4) No. 8 ボール・ベアリングは、過負荷又は潤滑不足により焼損していた。

ボールは偏摩耗し、セパレーターは回転していなかった。材質は、設計のとおりであり、硬度はインナー・レース、ボール及びセパレーターの硬度は

基準値内であったが、アウター・レースの硬度は基準値より低かった。

- (5) タービン・コンプレッサー・カップリング・シャフトは、外側表面にカーボンの付着があり、特にタービン・モジュール側での付着が顕著であった。外側表面のタービン・モジュール側が摩耗しており、内側のスプラインにねじれがあった。

硬度は基準内であった。

- (6) パワー・タービン・インナー・シャフトは、前側から2.2～2.4インチの間のロック・ナット後方で破断し、3段タービン・ホイールと4段タービン・ホイール間の同シャフトの外径1.063インチが0.4インチふくらんでいた。

シャフト後側のNo. 6 ローラー・ベアリング・インナー・レースとなる部分は、破損していた。硬度は、シャフト後方側が基準値の上限を、破断部側が下限を超えていた。

- (7) パワー・タービン・アウター・シャフトは、カーボン・シール接触部に摩耗が認められた以外には不具合はなかった。
- (8) 3段タービン・ホイールは、ラビリンス・シールが破損し、カービック・カップリングが摩耗していた。
- (9) 4段タービン・ホイールは、カービック・カップリング及びナイフ・シールが摩耗していた。シュラウド部にクラックがあった。
- (10) パワー・タービン・サポート及びサンプカバーは、No. 6 ローラー・ベアリング取付部が破損し、ラビリンス・シール部が摩耗していた。

(付図4、5及び写真2、3、4参照)

2.9.3 整備記録

- (1) シール・ガイドの使用

分解調査で発見されたアルミニウム製シール・ガイドは、(株)エースヘリコプターが自ら製作したものであり、整備記録から、平成13年1月16日に行われたパワー・テイクオフ・シャフト部のオイル漏れの不具合処理作業実施時に使用された。

当該ガイドは、同社が定めた使用型式とは異なり、本来使用すべきガイドではなく、異なる型式機であるベル式47G4Aソロイ型専用ガイドであったが、使用区分を示す型式表示もなく、インプットシール・キット保管箱に、取り外し工具、取付工具、汎用ガイドとともに収納されていたものであった。

インプットシール・キットは、出張先での作業用として製作されたものであるため、社内管理がなされていなかった。

(2) 注意灯の点灯実績

整備記録によれば、事故時装備していたコンプレッサー・モジュール、ギア・ボックス・モジュール及びタービン・モジュールに係わるエンジン・チップの注意灯が点灯した記録はなかった。

(写真5参照)

2.10 その他必要な事項

2.10.1 航空法に係る許可について

本飛行に関し、必要となる航空法第97条第2項に定める飛行計画の通報は、行われていなかった。

2.10.2 同機の飛行規程第3章に次のとおり記されている。

(1) 発動機の故障について

3-1 発動機故障

- a. 発動機音の変化及び左へのヨーイングが発動機故障の徴候である。
- b. 計器板の発動機故障警報灯(赤色)が点滅する。
- c. 警報器及び(装備していれば)ヘッド・セットから脈動音が聞こえる。
N₁が55%未満に下がると故障指示装置(発動機故障警報灯)が作動する。
この装置の作動点検は、発動機を作動させずにバッテリー・スイッチ及びジェネレーター・スイッチをONにすることにより行える。
発動機の空中再始動を、操縦者の判断で試みてもよい。
- d. 飛行速度を130kt.以下に下げる(VNE掲示板参照)。コレクティブ操作により、ローター回転数を410rpmから523rpmの間に保つ。
- e. オートローテーション降下及び着陸を行う。(3-2項、3-3項、3-4項及び4-10項参照)

(2) 発動機故障時の処置について

3-3 発動機故障 高度12ft.を越えた 500ft.未満

- a. 離陸は制限高度 - 速度包囲線図に従って行うこと。
- b. 離陸中に出力故障が起こった場合には、ローター回転数を維持するためにコレクティブ・ピッチをまず下げること。
コレクティブ・ピッチ下げ操作の量と持続時間は発動機故障が起こった時の地面からの高度による。
- c. 地面に近づくに従い、前進速度及び降下速度を減少するのに必要なだけサイクリック・コントロールを後方に引き、又はコレクティブ・コントロ

ールを使用する。

d. 接地は水平姿勢で行う。

(3) チップ・ディテクターの点灯について

3-12 c. チップ・ディテクター

(1) ENG CHIPS、XMSN CHIPS、又はTR CHIPS
注意灯（琥珀色）が点灯する。

(2) 出来るだけすみやかに着陸する。

注意灯の点灯は発動機、メイン・トランスミッション又はテール・トランスミッションの内部に不具合が起こっている可能性を示している。

（付図6参照）

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 同機は、有効な耐空証明を有しており、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3 事故当時の気象は、本事故に関連はなかったものと推定される。

3.1.4 同機は、機体の状況及び機長の口述から、夜間係留地から薬剤散布を行う作業ヘリポートへ向けて飛行中、エンジン・チップ注意灯が点灯したため、出発地へ帰投しようとしたが、着陸進入の最終段階でエンジンが停止した。その際、実施した発動機故障時の非常操作では降下率を十分に減ずることができず、ハード・ランディングしたものと推定される。

3.1.5 エンジンが停止したことについては、整備記録、エンジンの分解調査及びその後の詳細調査において、ベアリングの材質、その他部品に特記すべき不具合がなかったことから下記のことによる可能性が考えられる。

(1) 定期点検の不具合処理整備作業時に使用されたアルミニウム製のシール・ガイドが、作業終了時に外されることなくカバーがされ、そのままエンジンを飛行時間で約30時間使用したため、シール・ガイドがパワー・テイ

クオフ・シャフトとカバーの間で摩耗し、シールと同シャフトの間及び同シャフトのベアリングの間を通過し、ギアボックス下部にエンジン・オイルとともに移動した。その金属が非磁性体であるためチップ・ディテクターに付着することなくエンジンオイルとともにスカベンジ・ポンプ、スカベンジ配管、オイル・クーラー、プレッシャ・ポンプをへてエンジン内を循環し、オイル・フィルター、ベアリング、シール等に付着したこと。

- (2) 飛行を繰り返すうちに、高温、高速回転部であるタービン・モジュール部のNo. 5、No. 6、No. 7、No. 8ベアリング及びシール等が、熱の影響を受けてペースト状になったアルミ屑で潤滑不良となって回転不良となり、ベアリング等が破損することになったこと。
- (3) No. 5、No. 6ベアリングが焼損したため、パワー・タービンのシャフト支持が不良となりシャフトが破損変形しタービンの回転が継続しなくなったこと、また、No. 7、No. 8ベアリングが回転不良となりガス・プロデューサー・タービンの回転が低下し、駆動されている燃料ポンプ等補機の機能が低下して燃焼が継続できなくなったこと。

3.1.6 シール・ガイドが本来使用すべきガイドではなく、他型式機用であったことは、保管時には本来使用すべきガイドと同じ箱に収納されており、使用区分表示もなかったことが関与したものと推定される。

さらに、作業終了後の収納時に、ガイドの数量確認が行われなかったものと推定される。当該シール・ガイドが社内管理されていなかったことも関与したものと推定される。

3.1.7 機長が、エンジン・チップ注意灯が点灯した際、整備作業を考慮して出発地へ帰投することとしたことは、不測の事態における不時着には備えていたものの、エンジン・チップ注意灯の点灯について、飛行規程に記されている「出来るだけすみやかに着陸する」との認識が薄かったことによるものと考えられる。

制限高度 - 速度包囲線図を考慮して、安全な進入及び着陸が可能な最寄りの適当な場所へ出来るだけすみやかに着陸していれば、飛行中のエンジン停止によるハード・ランディングは回避できたものと考えられる。

3.1.8 ハード・ランディングしたことについては、エンジン停止時の速度及び高度が、飛行を避けるべき制限高度 - 速度包囲線図内であったことから、発動機故障時の対応で回復操作の効果が得られなかったことによるものと推定される。

4 原因

本事故は、同機が飛行中にエンジン・チップ注意灯が点灯した際、出発地へ帰投しようとして飛行を継続したため着陸の時機を失い、着陸進入時にエンジンが停止し、ハード・ランディングして機体を損傷したことによるものと推定される。

エンジン・チップ注意灯が点灯して、その後エンジンが停止したことは、整備作業終了時に取り外されなかったシール・ガイドが摩耗し、その金属屑がエンジンオイルと共にエンジン内を循環し、潤滑不良を引き起こしベアリング等を破損させ、その結果、パワー・タービンの回転を停止させたか、ガス・プロデューサー・タービンの回転を低下させ、これによって補機の機能が低下して燃焼が継続できなくなったことによる可能性が考えられる。

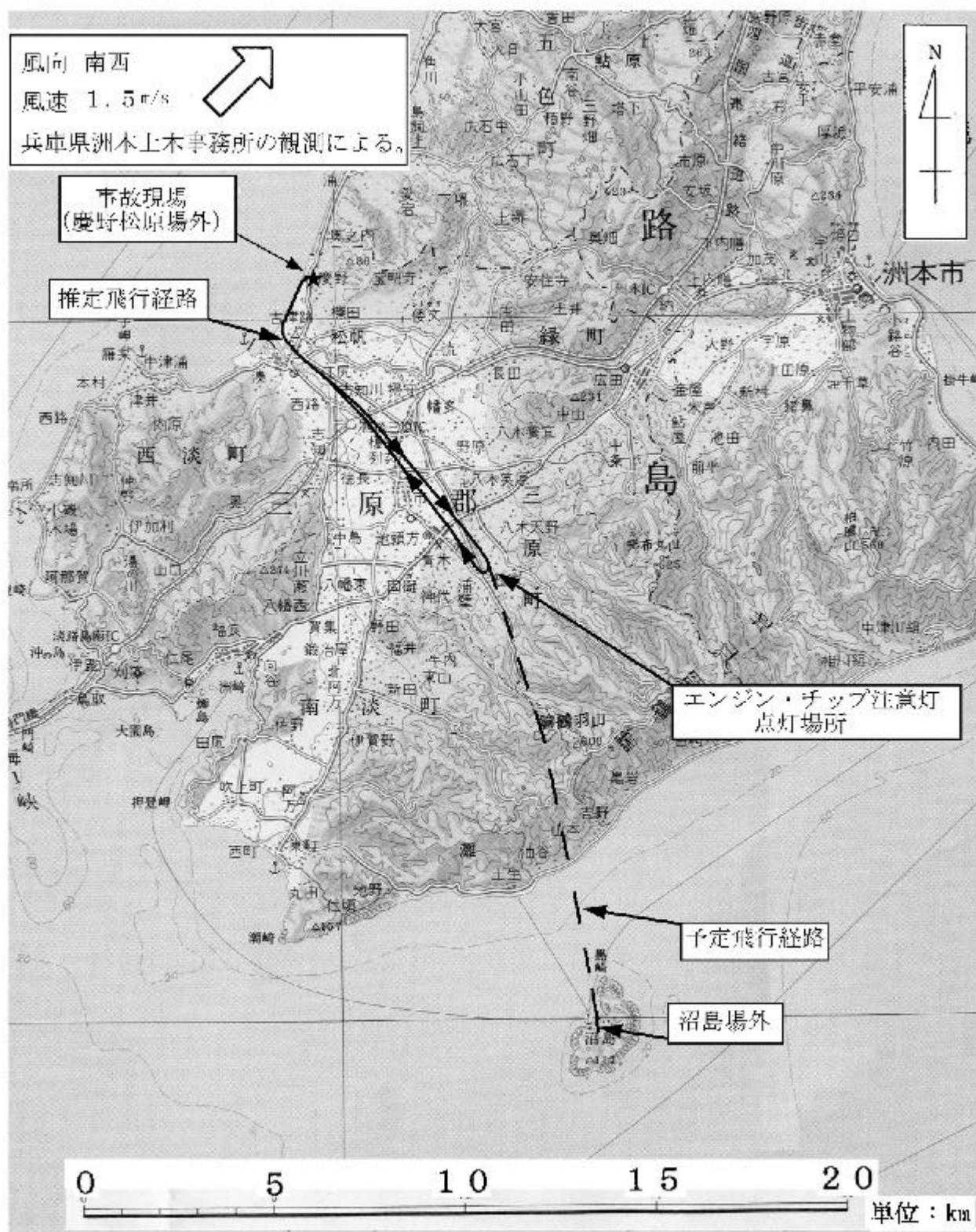
また、ハード・ランディングしたことは、エンジンが停止した時の飛行高度及び速度が、飛行を避けるべき制限高度 - 速度包囲線図内であったため、発動機故障時の対応では回復操作の効果が十分得られなかったことによるものと推定される。

5 参考事項

同社は、事故後、事故機装備のエンジンと同系列の型式のエンジンのパワー・テイクオフ・シャフトのシール交換に使用していた長さの異なる2種類のシール・ガイドを、長い型の1種類に改め、シール・ガイドを付けたままではカバーが取付られないよう防止対策を実施し、整備士に対して特殊工具管理、作業の実施方法等の再教育を行った。

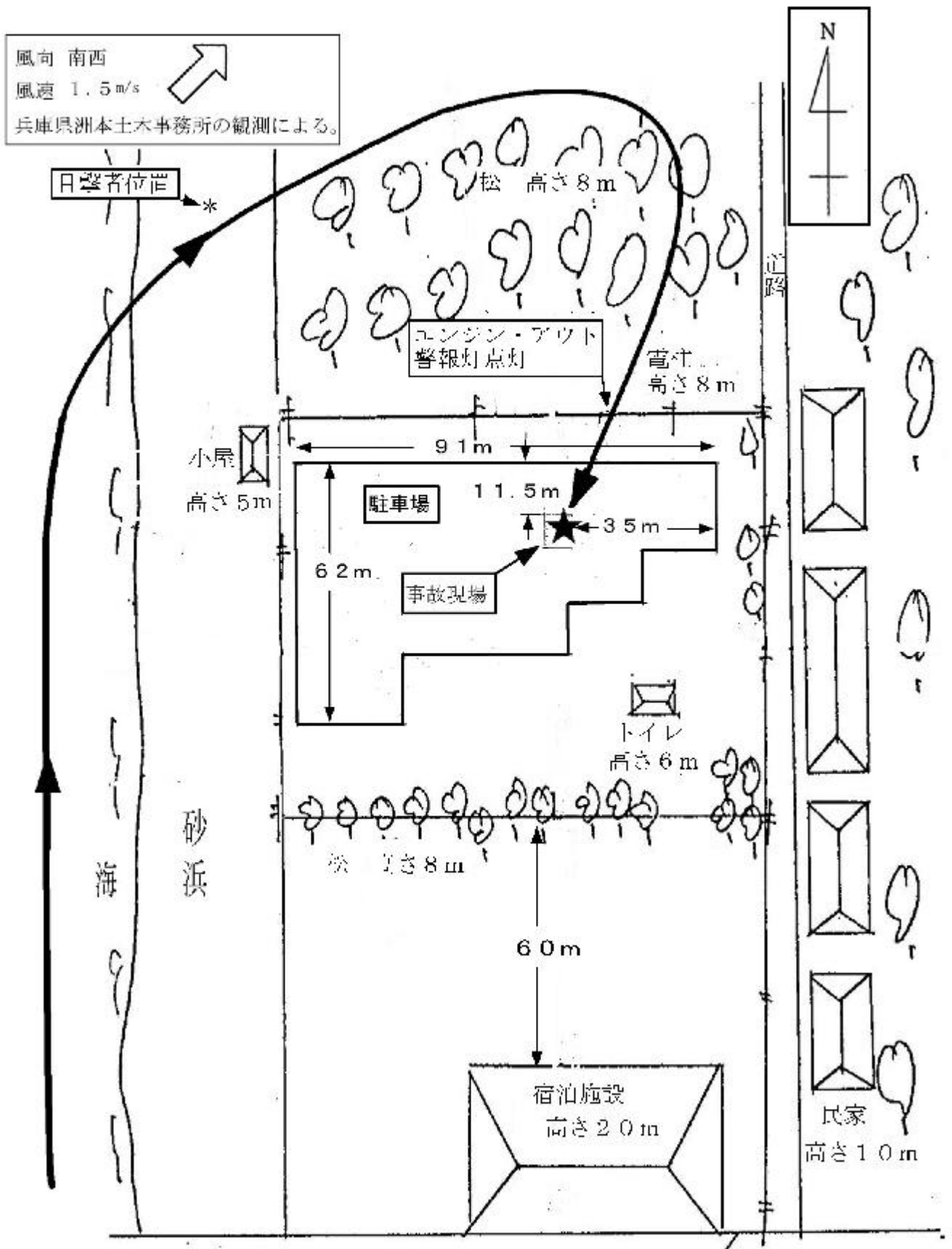
また、事故直後、操縦士に対して、機体の異常状態が判断された場合、躊躇することなく安全な場所を探して予防着陸するよう注意喚起を行った。

付図1 推定飛行経路図



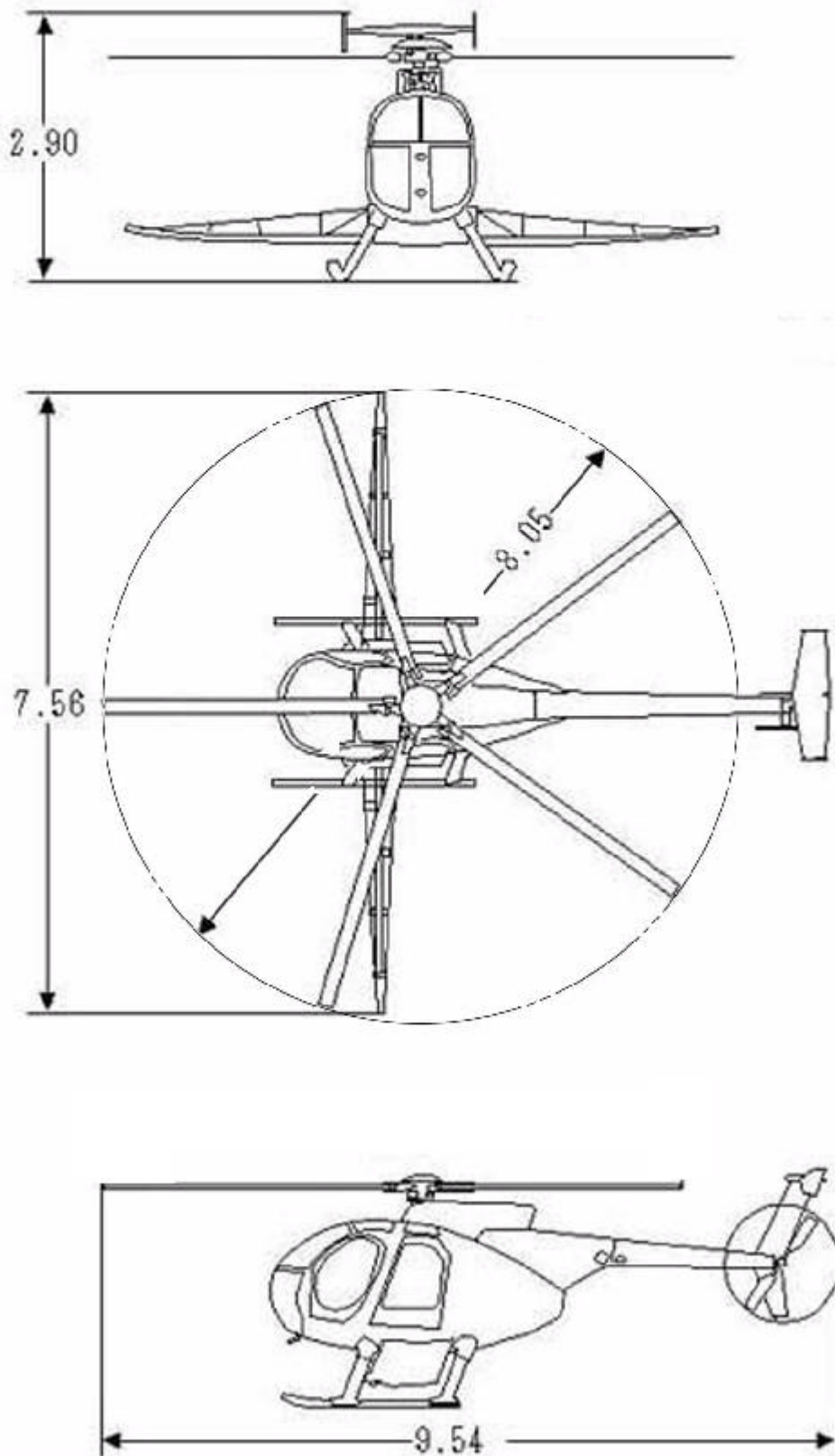
国土地理院 1/20万 地勢図を使用。

付図2 事故現場見取図

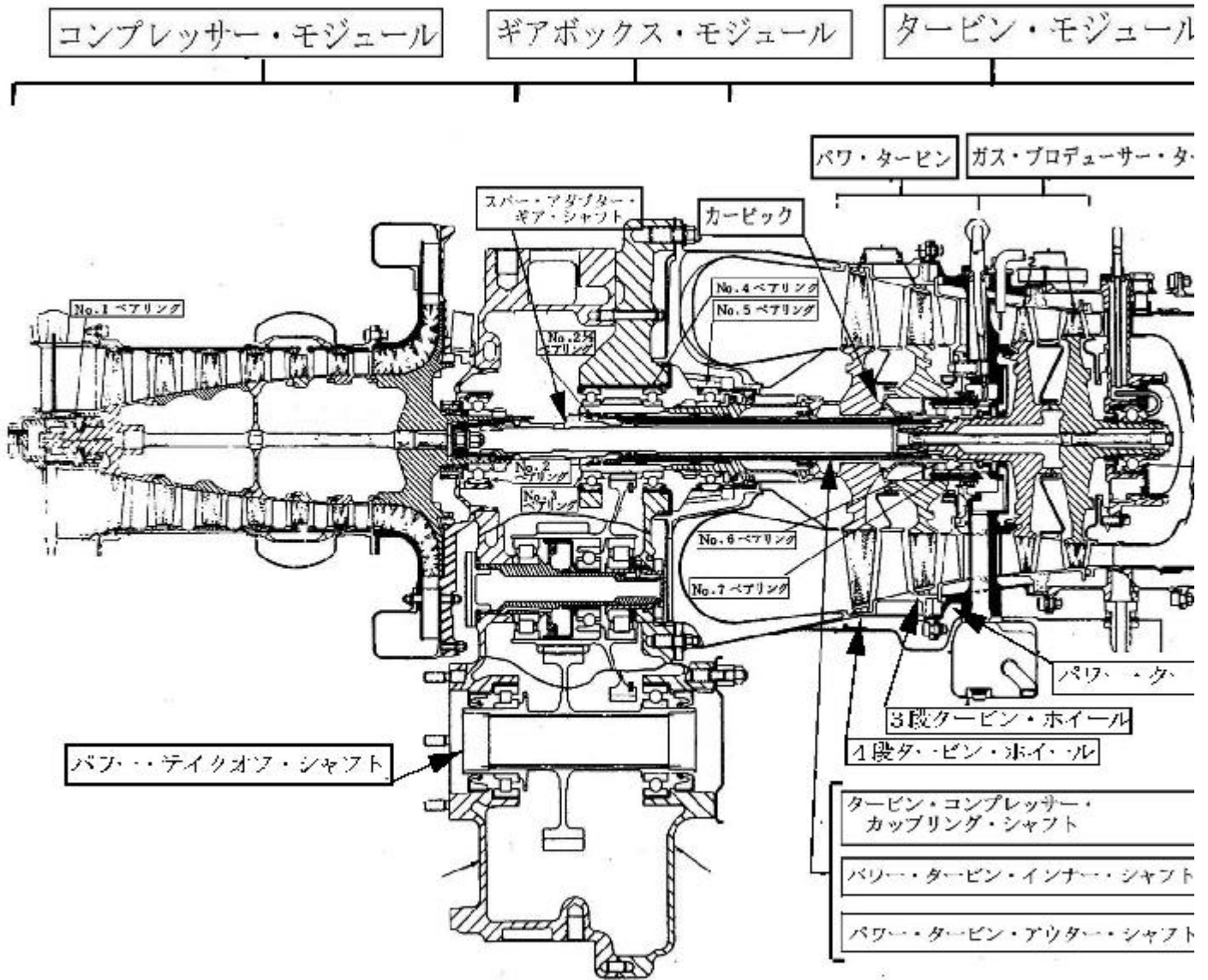


付図3 ヒューズ式369D型三面図
(散布装置SIMPLEX5500装備)

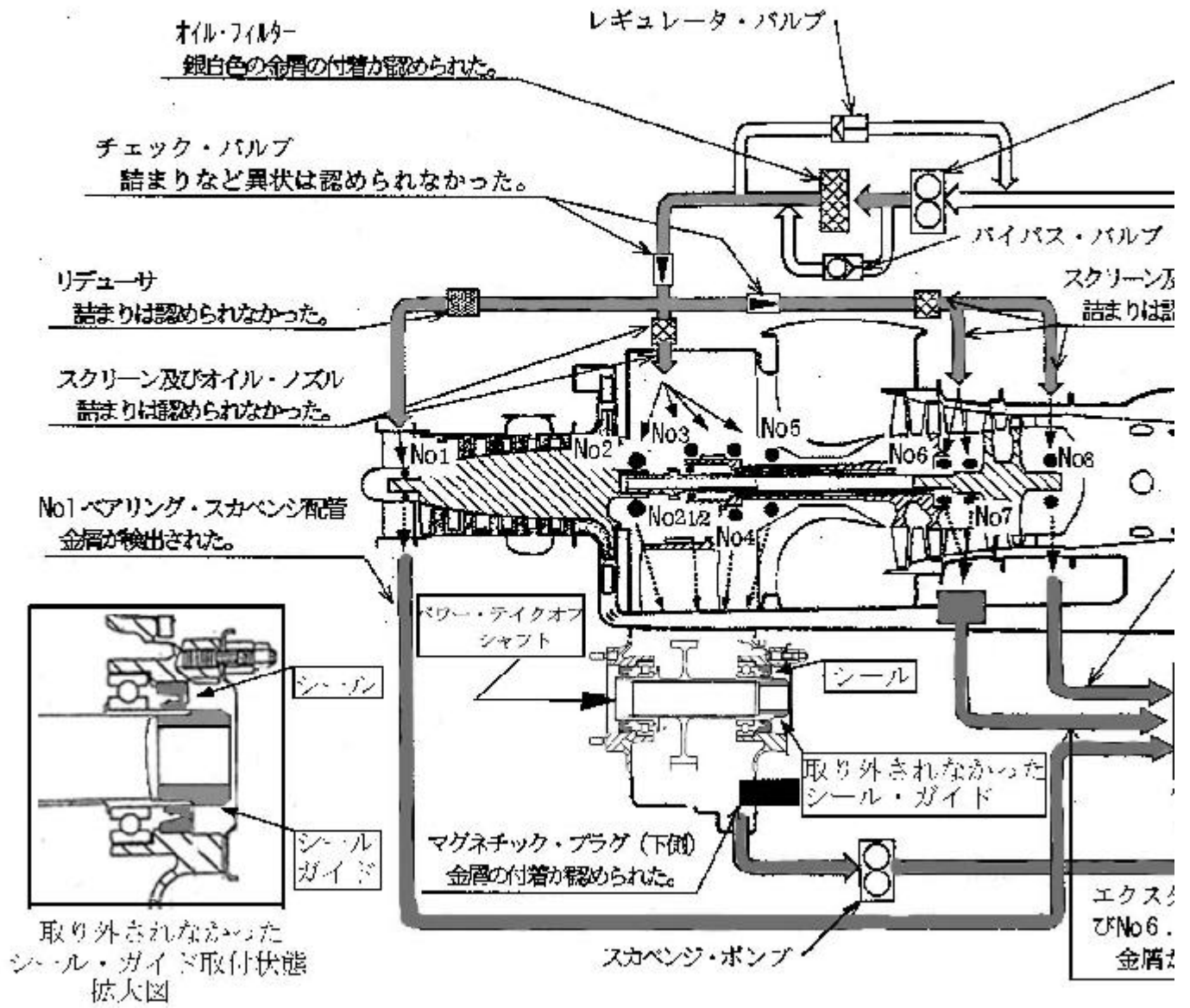
単位：m



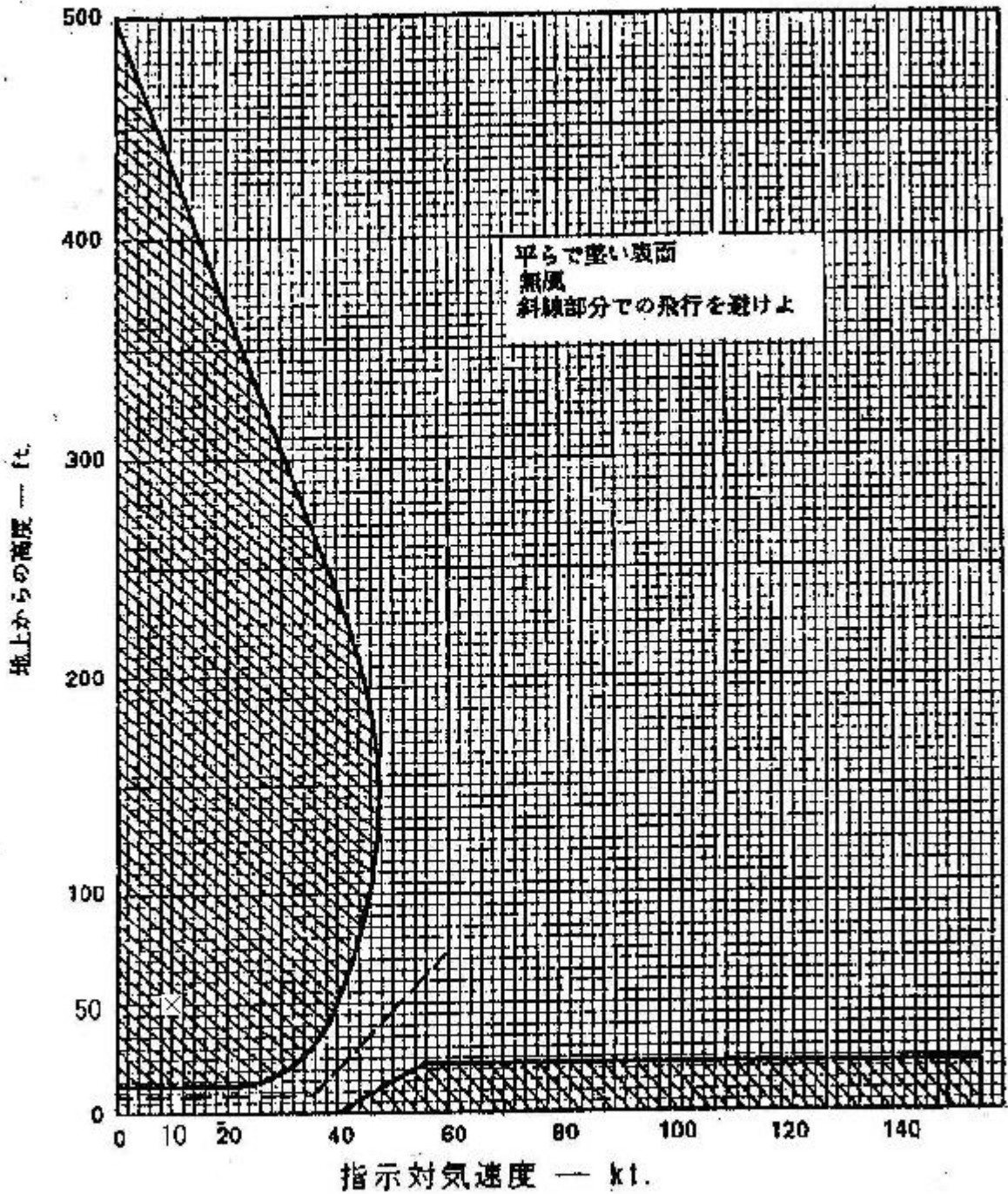
付図4 エンジン断面図



付図5 潤滑油系統図



付図6 制限高度—速度包囲線図



(計器誤差については修正されている)

×印は、エンジン・アウト警報灯が点灯した高度、速度

写真 1 事故現場



写真2 タービン部ベアリング
(No. 5、No. 6、No. 7、No. 8)

No5 ボールベアリング



No6 ローラーベアリング



No7 ローラーベアリング



No8 ボールベアリング



写真3 シャフト

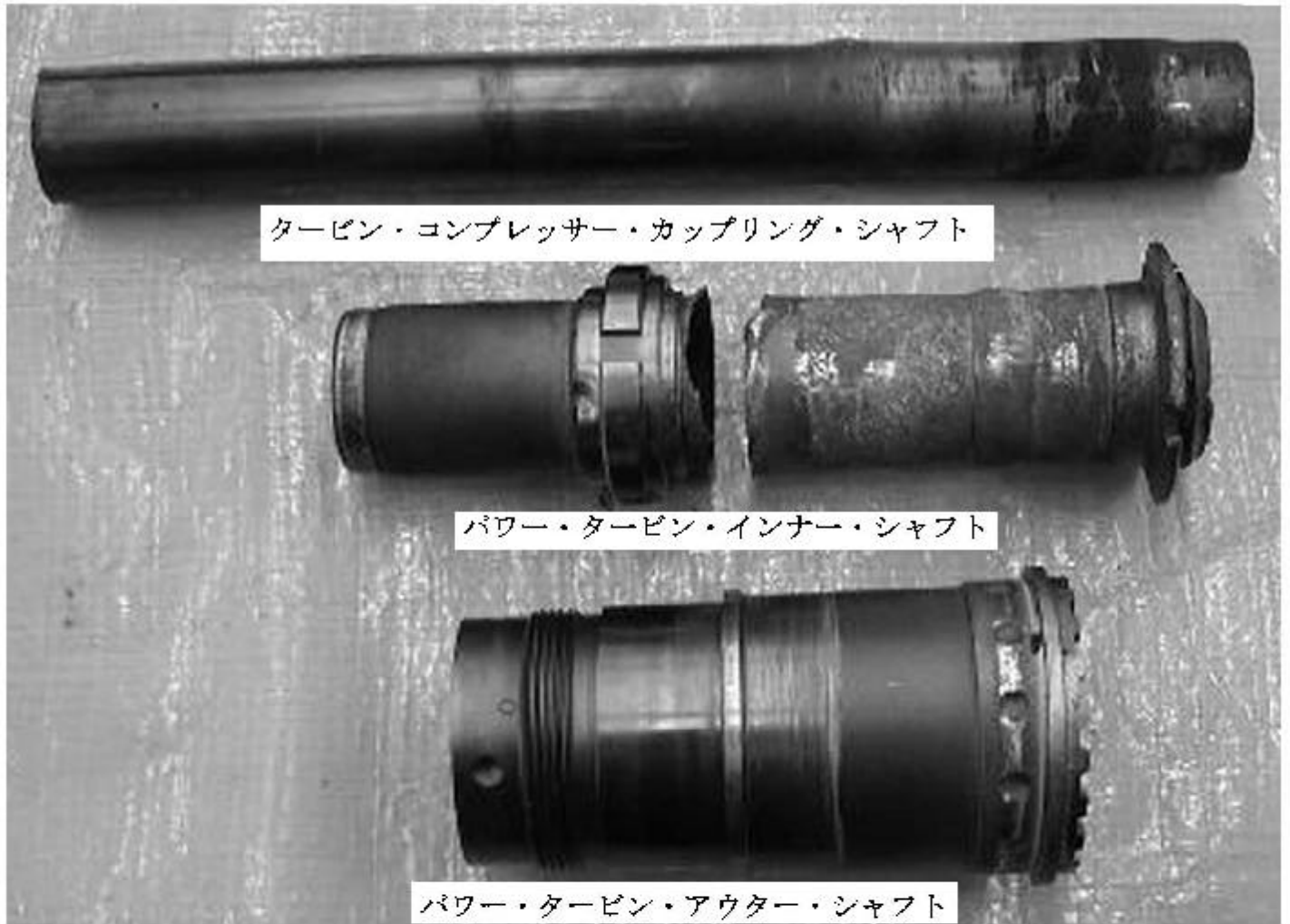
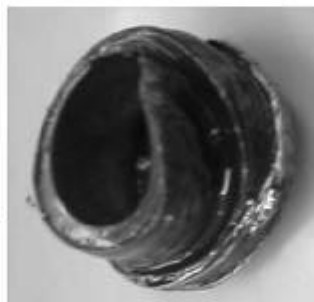


写真4 シール・ガイド



エンジン分解調査で発見された
変形・摩耗したシール・ガイド



写真5 インプットシール・キット保管箱

