

AA2007-3

# 航空事故調査報告書

静岡県警察本部所属 JA11PC

平成19年4月27日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、本件航空事故に関し、航空・鉄道事故調査委員会設置法及び国際民間航空条約第13附属書に従い、航空・鉄道事故調査委員会により、航空事故の原因を究明し、事故の防止に寄与することを目的として行われたものであり、事故の責任を問うために行われたものではない。

航空・鉄道事故調査委員会

委員長 後藤 昇 弘

静岡県警察本部所属 JA 1 1 P C

# 航空事故調査報告書

所 属 静岡県警察本部  
型 式 アグスタ式A109K2型（回転翼航空機）  
登録記号 JA11PC  
発生日時 平成17年5月3日 16時28分ごろ  
発生場所 静岡県静岡市清水区

平成19年 3 月28日

航空・鉄道事故調査委員会（航空部会）議決

委 員 長	後 藤 昇 弘（部会長）
委 員	楠 木 行 雄
委 員	遠 藤 信 介
委 員	豊 岡 昇
委 員	首 藤 由 紀
委 員	松 尾 亜紀子

## 1 航空事故調査の経過

### 1.1 航空事故の概要

静岡県警察本部所属アグスタ式A109K2型JA11PCは、平成17年5月3日（火：祝日）、交通渋滞調査のための飛行中、16時28分ごろ、静岡県静岡市清水区草薙<sup>くさなぎ</sup>の住宅地に墜落した。

同機には、機長のほか同乗者4名、計5名が搭乗していたが、全員死亡した。

同機は、大破し、火災が発生した。

### 1.2 航空事故調査の概要

#### 1.2.1 調査組織

航空・鉄道事故調査委員会は、平成17年5月3日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか2名の航空事故調査官を指名した。また、平成17年5月18日、航空事故調査官1名を追加指名した。

### 1.2.2 外国の代表、顧問

本調査には、事故機の設計・製造国であるイタリア共和国の代表及び顧問並びに事故機に搭載されているエンジンの設計・製造国であるフランス共和国の代表及び顧問が参加した。

### 1.2.3 調査の実施時期

平成17年 5月 4日及び 5日	現場調査及び機体調査並びに口述聴取
平成17年 5月 17日	現場調査及び機体調査
平成17年 5月 18日	エンジンの調査
平成17年 6月 8日及び 9日	トランスミッション、メイン・ローター (以下「MR」という。)・コントロール 及びMRヘッドの分解調査 (イタリア共和国事故調査当局(A N S V)の協力を得て、調査を行った。)
平成17年 6月 8日	計器(トルクメーター <sup>*1</sup> )の分解調査
平成17年 6月 14日～16日	エンジンの分解調査 (フランス共和国事故調査当局(B E A) の協力を得て、調査を行った。)
平成17年 6月 29日	機体調査及び口述聴取
平成17年 9月 19日頃	シミュレーションによる飛行再現試験 (事故機の設計・製造会社において同型 式機を模したシミュレーションにより実 施した。)
平成17年 10月 27日	同型式機の機体調査
平成18年 3月 2日	機体調査及び口述聴取
平成18年 3月 9日	口述聴取

### 1.2.4 経過報告

平成18年5月26日、その時点までの事実調査結果に基づき、国土交通大臣に対して経過報告を行った。

### 1.2.5 原因関係者からの意見聴取

原因関係者から意見聴取を行った。

---

\*1 「トルクメーター」とは、エンジン出力を油圧及び電気信号に変換してトルクで指示する計器をいう。

## 1.2.6 調査参加国への意見照会

調査参加国に対し意見照会を行った。

# 2 認定した事実

## 2.1 飛行の経過

静岡県警察本部地域部地域課航空隊（以下「航空隊」という。）所属アグスタ式A109K2型JA11PC（ふじ1号機。以下「同機」という。）は、平成17年5月3日、交通渋滞調査のため、機長が主操縦席（右側）に、調査員4名がドクターシート（1名）及び後部座席（3名）に着座し、計5名が搭乗して静浜飛行場を14時42分ごろ離陸した。

当日は、ふじ2号機（ユーロコプター式AS365N3型）で交通渋滞調査の飛行を行う計画であったが、離陸後、不具合が発生したため着陸し、同機に乗り換え再離陸した。

航空自衛隊静浜管制隊に通報された飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：有視界飛行方式、出発地：静浜飛行場、移動開始時刻：14時45分、巡航速度：120kt、巡航高度：VFR、経路：浜松～静岡～御殿場、目的地：静浜飛行場、到着予定時刻：16時45分、飛行目的：交通渋滞調査、持久時間で表された燃料搭載量：2時間20分、搭乗者数：5名

その後、事故に至るまでの飛行の経過は、交信記録並びに目撃者及び関係者の口述等によれば、概略次のとおりであった。

### 2.1.1 事故前に飛行したふじ2号機に同乗した操縦士の口述

当日は、7時55分に出勤し、警察無線の通信試験及びふじ2号機の飛行前点検を実施した。

航空隊の隊長である機長は、8時00分ごろの出勤だった。

12時15分ごろ、ふじ2号機の飛行計画を通報した。

13時20分に本部交通部の4名が到着したので、機長が搭乗の事前説明を実施した。当日は、東部方面を計画していたが、浜松方面の東名高速の渋滞調査もしたいという要望があったので、私は機長から指示を受け飛行計画の変更をした。

13時45分ごろふじ2号機に搭乗し、14時00分に離陸した。14時10分牧ノ原サービスエリア付近で、不具合が発生したので引き返した（着陸時刻：14時15分）。ふじ2号機の中で、機長から私と整備士に、機体を同機に替えるとい

う話があった。

同機の最大全備重量はふじ2号機より少ないので、機長から「整備士と操縦士（私）が降りろ」という指示があり、同機には機長と交通部の4名に乗ってもらうということになった。いったん事務所に戻り、機長が電話しているところを見た。同機の飛行計画を通報していると思った。その後、機長から「始動試運転点検記録だけ頼む」と言われ、機長と交通部の4名と私が一緒に同機に行った。機長が飛行前点検の機外点検を実施した。その後、機長と私が操縦席に座り、14時33分にエンジンをスタートし、計器のチェックを行い、記録した。記録には前回との差がほとんどなかったので、「異常はありません」と報告し、14時38分に私は同機を降りた。

その後、同機は14時42分に離陸した。離陸を見送ってから、事務所で待機し、同機からの位置通報を受けて記録した。時刻はその都度時計を見て記入しているため概ね正確であると思う。

15時12分：磐田東進

16時10分：沼津1,500ft、異常なし

16時25分：清水、これより着陸

いずれも機長の声で、いつもと変わりなく、異常は感じなかった。

位置通報は、通常、30分に1回実施している。着陸前には、通常、「到着予定」又は「まもなく着陸」と言って、地上の着陸準備のために交信する。

静浜飛行場のトラフィック・パターンは1,000ftであるが、騒音軽減を考慮し、申し合わせで5nmくらいまで1,500ftくらいで飛行し、高度を下げ始める。清水の位置通報時は通常の状態であったと思う。

16時30～33分ごろへの事故情報を警察無線で傍受したので、同機を警察用航空無線で呼び出したが交信できなかった。

2.1.2 航空隊の整備士の口述によれば、同機の搭載燃料は（左右主燃料タンク及びサプリメンタリー燃料タンクに満載した）462kgで、補助燃料タンクには搭載していなかった。

2.1.3 飛行経路、飛行高度及び飛行速度について

浜松飛行場のレーダー記録、無線による交通状況の交信記録、機長による位置通報記録、及び搭乗者が機内に持ち込んだデジタルカメラで撮影した写真によって同機の推定飛行経路を作成した。また、墜落の約3分前からは多くの目撃情報が収集された。これらを総合すると、同機の飛行経路、飛行高度及び飛行速度の概略は、次のとおりであった。

(1) 離陸から清水区までの飛行

同機は、静浜飛行場を離陸後、東名高速、国道1号線に沿って西進し、浜松市方面を飛行した。さらに、東に向かい静岡市、富士市を經由し、北上して御殿場市方面を飛行した。その後、南下して、沼津市から富士市を經由し、海岸線に沿い清水区に入った。

機内で撮影されたデジタルカメラの写真から、撮影高度（対地高度）は1,000～1,500ftであったが、富士市を過ぎて清水区に入る手前の写真の撮影高度は1,000ft以下であった。また、これらから得た場所を結んだ結果、推定飛行経路（離陸から事故現場まで約195nm）での対地速度は約110ktであった。

最後の撮影時刻は、16時23分26秒で、墜落の約5分前であった。

(2) 事故現場手前約6km（墜落の約3分前）から事故現場手前約500m付近までの飛行

16時25分に機長が航空無線で航空隊に位置通報を実施し、また、16時26分33秒に同乗者が警察無線で交通状況を通報している。これらが同機からの最後の通信であった。いずれの交信状況も通常と変わったところはない。

同機が清水区に入ってから事故現場までの飛行経路上で多くの目撃情報があり、これらの目撃情報を総合すると、次のようであった。なお、当日同機が飛行した経路付近を他の航空機が飛行したという情報はなかった。

- ① 事故現場の北東約10km付近から、普段上空を飛んでいるヘリの高度よりかなり低い、南西方向に向かって順調に飛行していたという目撃情報が多くあった。事故現場から5km付近では、高度が低くてヘリが肩幅くらいの大きさに見えた、高度が低く恐怖を感じた等の目撃情報があった。
- ② 事故現場の北東約3.5km付近で、ここまでの南西方向に飛行していた経路から北西に500mくらい離れた地点にいた目撃者から、ヘリは頭上を低い高度で南東方向に飛行していき、その後、目撃位置から南南東方向を東から西に低い高度で飛行していったという蛇行飛行に関する目撃情報があった。
- ③ 事故現場の東側の丘陵地周辺から墜落直前の目撃情報が複数得られた。この丘陵地から清水区の市街地を挟んだ北側に梶原山（標高304.3m）があり、目撃情報による飛行高度はこの山との相対位置で示されていた。それらによると、通常見るヘリは山の上を飛行しているが、この日は山裾を水平に飛行していたとのことで、事故現場手前約1,200m付近から同機の音が変わったところ（事故現場手前約500m付近）までの間の約



700mは、飛行高度約300ft（約100m）の水平飛行状態で、いつも見ているヘリより高度が低いことを除き、不審を感じたとの目撃情報はなく、その後、清水7中の手前付近で音が変わり、エンジンの音がしなくなって、何かが落下し、MRの回転はゆっくりとなり、機首を下げ落下していったとのことであった。

(3) 事故現場手前約500m（次の距離は事故現場からを指す）付近から事故現場までの飛行

同機の目撃情報は多数あり、これらを総合すると、次のようであった。

- ① 約500m付近での飛行高度は約300ft（約100m）であった。
- ② 上記①付近で同機の音が変わり、静かになった。
- ③ 約150m付近で同機から物が落下した。
- ④ 上記③付近での同機の音は静かでMRはほぼ止まっていた。
- ⑤ 約100m付近で同機の姿勢が大きく変化し、墜落の姿勢となった。
- ⑥ 上記①～⑤の間の高度変化は10～20mであった。
- ⑦ 上記⑤付近で針路が左に変化した。

事故発生場所は、静岡県静岡市清水区草薙付近のアパートと草薙川の間平坦な場所で、事故発生時刻は、16時28分ごろであった。

（付図1、2及び写真1、2、3参照）

## 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

機長及び同乗者4名の計5名全員が死亡した。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 機体の損壊の程度及び火災の有無

同機は大破し、火災が発生した。

### 2.3.2 航空機各部の損壊の状況

胴体	破壊、焼失
テール・ブーム	破断し後部が分離
MRブレード	破壊、焼損
テール・ローター（以下「TR」という。）・ブレード	損傷
左舷エンジン	損傷、焼損
右舷エンジン	損傷
トランスミッション	損傷、焼損

## 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

事故現場直近の2階建てアパートの軒の一部、及び当該アパート前に駐車していた軽自動車1台の前部が損傷した。

(写真1参照)

## 2.5 航空機乗組員等に関する情報

### (1) 機長 男性 59歳

事業用操縦士技能証明書（回転翼航空機）	昭和56年6月18日
限定事項 陸上多発タービン機	昭和56年6月18日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成17年7月11日
総飛行時間	9,101時間10分
最近30日間の飛行時間	31時間40分
同型式機による飛行時間	398時間10分
最近30日間の飛行時間	7時間25分

### (2) 機長の同機での経験等

機長は、航空隊の操縦士1名とともに、平成12年12月にイタリアにおいて同型式機の操縦訓練を受けた。翌13年に航空隊に同機が配置され、機長は、イタリアに同行した操縦士とともに運用試験を行い、その後、教官として航空隊の他の操縦士に対して機種転換操縦訓練を実施していた。

## 2.6 航空機に関する情報

### 2.6.1 航空機

型 式	アグスタ式A109K2型
製造番号	10038
製造年月日	平成12年12月4日
耐空証明書	第大-16-511号
有効期限	平成17年12月21日
耐空類別	回転翼航空機普通N又は特殊航空機X
総飛行時間	1,327時間25分
定時点検(100時間点検、平成17年4月15日実施)後の使用時間	36時間05分

(付図4参照)

### 2.6.2 エンジン

#### (1) 左舷エンジン

型 式	ツルボメカ式アリエル1K1型
製造番号	16086
製造年月日	平成12年3月4日
総使用時間	1,327時間25分
定時点検(100時間点検、平成17年4月15日実施)後の使用時間	36時間05分

## (2) 右舷エンジン

型 式	ツルボメカ式アリエル1K1型
製造番号	16085
製造年月日	平成12年3月4日
総使用時間	1,327時間25分
定時点検(100時間点検、平成17年4月15日実施)後の使用時間	36時間05分

### 2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,536kg、重心位置は前後340.3cm、右4.3cmと推算され、いずれも許容範囲(最大全備重量、2,850kg、事故当時の重量に対応する重心位置範囲、前後328.0～350.0cm、左右 左7.2cm～右7.2cm)内にあったものと推定される。

なお、この推算の根拠とした移動開始時の重量は2,938kgであって、離陸までに燃料30kgを消費したとしても離陸重量は2,908kgとなり、同機は最大全備重量を58kg超えて離陸したものと推定される。

### 2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はモービル・ジェットオイル254であった。

## 2.7 気象に関する情報

事故現場から北東約10kmの清水気象観測所の本事故関連時間帯の気象観測値は、次のとおりであった。

16時	風向	東南東	風速	1m/s	気温	20.6℃	日照時間	0.5h
17時	風向	東南東	風速	1m/s	気温	20.5℃	日照時間	0.8h

## 2.8 通信に関する情報

同機は、静浜飛行場管制所及び浜松ターミナル管制所と通常どおり交信していた。また、航空隊との交信及び交通渋滞調査のための無線通信も通常どおり行われていた。

## 2.9 事故現場及び残がいに関する情報

### 2.9.1 事故現場の状況

事故現場は、静岡県静岡市清水区草薙の住宅地区で、アパートの南西側（正面）と草薙川との間の駐車場及び道路に使用されている平坦な場所であった。

同機は、機首を南西に向け、胴体左側を下にしてやや仰向けに横転した状態で停止していた。操縦席部分は、ガードレールに食い込んでいた。

胴体は破壊しほぼ焼失していた。MRブレードは、4枚ともMRヘッドに付いた状態で破壊していた。テール・ブームは、中間で分離していた。テール・ブームの胴体側は胴体上側に折れ曲がっており、TRブレードが付いたテール・ブーム後部は数メートル下の河床に落下していた。川の堤防護岸には、流出した燃料の跡があった。

（写真1、2、3参照）

### 2.9.2 主な部品の回収場所

事故現場に至る飛行経路の付近からプラスチックや金属等の部品の破片が多数回収された。回収場所は、事故現場の北約140mから南約50mまでの範囲であった。主な部品の回収場所は、事故現場を基準として、次のとおりであった。

- (1) ボルト片（オイル・リザーバー取付け用）  
北に約140m
- (2) 金属片2個（オイル・リザーバーの一部）  
北に約125m
- (3) ダンパー・ロッド  
北西に約75m
- (4) フラップ・ヒンジ側のアッパー・フラップ・ストップの破片  
北北西に約75m
- (5) リード・ラグ・ダンパー2個  
南西に約15m、西南西に約35m

（付図2及び写真6、7参照）

### 2.9.3 損壊の細部状況

主な部分の損壊状況は、次のとおりであった。

- (1) 胴体  
胴体の主要部分は、上部のエンジン及び胴体後部を残し、ほぼ焼失していた。燃料タンクは、焼失していた。
- (2) テール・ブーム

テール・ブームは中間で破断し分離していた。前方部分は、胴体後部に付いた状態で横転した胴体の天井上側に折れ曲がっていた。

分離した後方部分は、エレベーター及びTRブレードが取付いた状態であった。

TRドライブ・シャフトはテール・ブームの破断部分で破断していたが、回転しながら破断した（捻られた）痕跡はなかった。

### (3) MRブレード

4枚のMRブレードは、その取付け部分、金属製のスパー及び先端のチップ・キャップがそれぞれグリップを介してMRヘッドに取付いた状態であった。ブレード前縁（翼形の前縁を構成する金属製スパー）には擦過痕はなかった。1個のチップ・キャップに接触による損傷があった。

### (4) TRブレード

2枚のTRブレードの内、一枚は大きな損傷はなく、もう一枚は、アコーディオン状に折れ曲がって付け根方向に縮まっていた。いずれのブレードにも回転しながら何かに衝突した痕跡はなかった。

### (5) エンジン

左舷エンジンの表面は火炎により黒く変色していた。右舷エンジンの表面には火炎による変色はなかった。両エンジンは、原形をほぼ保っていたが、手回しはできなかった。墜落時に下側に位置していた左舷エンジンのギアボックスにき裂が生じていた。

### (6) トランスミッション

全体が焼損していた。

カップリング・ギアボックスのケースは焼失しており、内部の鋼鉄製のベアリング及びギア等が散乱していた。散乱していたギアは黒く焼けていたが、割れ、欠け、摩耗及び変形はなかった。

トランスミッションのアップパー・ケースの一部が欠損しており、内部のギア等が見える状態であった。

両エンジンからの回転出力をトランスミッションに伝達するトランスミッション・ドライブ・シャフトとカップリング・ギアボックスとの結合部は破断していたが、破断部には捻られた形跡はなく、また、当該シャフトの表面には回転傷の痕跡はなかった。

### (7) MRヘッド

MRハブに付いているアップパー・フラップ・ストップは、4ヶ所全部に損傷があった。

4個のリード・ラグ・ダンパーの内、2個がMRヘッドに付いていた。ま

た、リード・ラグ・ダンパーのダンパー・ロッドは3本がMRヘッドに付いていた。

(8) TRギアボックス

損傷は認められなかった。電気式マグネチック・プラグに金属片等の付着は認められなかった。ギアボックス内部に異常は認められなかった。TRギアボックスの回転に拘束はなかった。

(9) 操縦系統部品

コレクティブ・レバー等操縦系統の各部品は破断し、焼失又は焼損していた。

(付図6及び写真5参照)

2.9.4 機内の状況及び主なスイッチ、レバー等の位置及び状態は、次のとおりであった。

計器類

焼損

トルクメーターは計器指示が読めることから分解調査を行った。

サーキットブレーカー・パネル

焼損

オートパイロット・コントロール・パネル

焼損

アナンシエーター・パネル

焼損

パワー・レバー

左右ともに破断

パワー・レバー・アセンブリには、パワー・レバーをオフ、アイドル、フライト及びエマージェンシーの各位置で止めるためのくぼみが付いたセクターがある。パワー・レバーはクレビスとハンドルで構成され、クレビスはセクターで挟まれ、支点を介して反対側でエンジンとケーブルによりつながれている。ハンドルの根元には突起があり、この突起とセクターのくぼみが合わさって、不用意にパワー・レバーが移動しないようになっている。左右のパワー・レバーはいずれもハンドルが破断してクレビスのみが残っており、左のクレビスはオフ位置、右のクレビスはオフを越えた位置にあった。パワー・レバーのハンドルを挟んでいる部分(プレートとセパレーター)に打痕が、左はフライトとアイドルとの間のアイドル寄りの位置に、右はほぼフライト位置にあった。

(付図6及び写真4参照)

ローター・ブレーキ・レバー

オフ

燃料ポンプ・スイッチ

PUMP 1

オン

PUMP 3

オン

PUMP 2

オン

	PUMP 4	脱落
燃料バルブ・スイッチ	左	オン
	右	脱落
クロスフィード・スイッチ		オープン

2.9.5 燃料供給システムの主な装備品及びバッテリーの状態は、次のとおりであった。

左燃料バルブ	開
右燃料バルブ	開
クロスフィード・バルブ	開
バッテリー	脱落

(写真2参照)

## 2.10 搜索救難に関する情報

静岡市清水消防署及び静岡県清水警察署が現場に到着し、搭乗者5名は清水警察署内に移送され、静岡県警協力医により5名全員の死亡が確認された。

### 2.11 医学に関する情報

静岡県警察本部からの情報によれば、機長は、平成17年5月6日東海大学医学部法医学教室において司法解剖された。それによれば、機長の死因は、墜落による全身挫滅として特に矛盾しないが、病的発作等の可能性を否定するものではないとのことであった。なお、アルコール及び薬物の反応は認められなかったとのことであった。

司法解剖の後、心臓及び脳の組織検査が実施され、「積極的病変は発見できない」とのことであった。

### 2.12 火災及び消防に関する情報

2.12.1 救難に当たった消防隊員の口述によると、次のとおりであった。

119番通報を受け、静岡市清水消防署が16時41分に現場に到着し、消火活動を行った。鎮火時刻は16時58分であった。

草薙川に流入した油処理のため吸着マット30枚を使用して油を吸い取った。

2.12.2 事故現場付近にいた目撃者がデジタルカメラで撮影した墜落後の事故機の写真によると、事故機の火災発生状況は次のとおりで、火災は墜落の約3～4分後に発生していた。

16時30分：エンジン付近から煙が出ているが、炎は見えない  
草薙川側壁斜面に燃料が漏れ出していた

同31分：エンジン付近に小さな炎が見える

同31分：胴体内部から炎が吹き出す

同32分：炎が胴体全体を包む

同37分：炎の勢いが衰えるが、胴体部分及び河床からも炎が見える

(写真1、2参照)

## 2.13 事実を認定するための試験及び研究

### 2.13.1 エンジンの分解調査

同機の両エンジンを設計・製造会社において分解調査した。この調査は平成17年6月14日～16日、BEAの調査官の立会の下で実施された。

分解調査の結果は次のとおりであった。

#### (1) 左舷エンジン

ガスゼネレーター及びパワー・タービンの回転体とその外周には変形や打痕が認められたが回転傷の痕跡はなく、エンジンは墜落時には停止した状態であった。

エンジン及びその補機に墜落以前に生じていたとみられる異常は確認されなかった。

フューエル・コントロール・ユニット（以下「FCU」という。）は、エンジンから一部が外れ、その内部に燃料はなかった。FCU内の燃料フィルタは焼損していた。

#### (2) 右舷エンジン

ガスゼネレーター及びパワー・タービンの回転体とその外周には変形や打痕が認められ、さらに、ガスゼネレーターに（摩擦熱による）変色のない回転傷があったことから、エンジンは墜落時にはガスゼネレーターが低速で回転していたものの出力は発生していない状態であった。

エンジン及びその補機に墜落以前に生じていたとみられる異常は確認されなかった。

FCUは、エンジンから外れ、その内部に燃料は残っていた。FCU内の燃料フィルタは清浄であった。

### 2.13.2 トランスミッション、MRコントロール及びMRヘッドの分解調査

トランスミッション、MRコントロール及びMRヘッドを同機の設計・製造会社において分解調査した。この調査は平成17年6月8日及び9日、ANSVの調査官の立会の下で実施された。

分解調査の結果は次のとおりで、これらの部品に墜落以前に生じていたとみられ



る損傷は確認されなかった。

破断した部品（取付ボルトやロッド・エンド等）の破断面を走査型電子顕微鏡で検査した結果、疲労破壊の痕跡は認められなかった。トランスミッションは、ギア及びベアリング等の構成品の目視検査で墜落以前に生じていたとみられる損傷は認められず、また、変形した補機駆動ギアによる拘束を除き、回転部品の動きに拘束はなかった。MRコントロール及びMRヘッドの部品の破壊はいずれも過荷重による破壊で、フラップ・ヒンジ及びリード・ラグ・ヒンジ等のMRブレード取付部の動きに拘束はなかった。MRカバーにMRブレード取付部（フラップ・ヒンジ部）が接触したことによる変形があり、MRハブ及びフラップ・ヒンジのそれぞれのアッパー・フラップ・ストップに損傷があった。（なお、MRカバー及び各アッパー・フラップ・ストップの損傷は、3.4.3に後述するように墜落直前の飛行中に生じたものと推定される。）

（付図6及び写真5参照）

### 2.13.3 同型式機を模したシミュレーション

同機の設計・製造会社において同型式機を模したシミュレーションにより、両エンジン出力停止後の操縦操作とMRブレードの動的挙動の関係を調査した。結果は次のとおりであった。

条件 全備重量：2,500 kg  
重心位置：330.0 cm  
気圧高度：1,500 ft  
外気温：25℃  
速度：120kt、水平飛行

- (1) 両エンジン出力停止後も操縦装置を動かさず、両エンジン出力停止前の位置に固定していた場合

両エンジン出力停止後、MR回転数は徐々に低下し、MR回転数の低下とともにMRブレードのフラッピング\*2やリード・ラグ\*3が増大し、両エンジン出力停止から約7～8秒後にフラッピングやリード・ラグが許容可動範囲を超え始めた。この時のMR回転数は約60%\*4であった。

- (2) 両エンジン出力停止後、コレクティブ・レバーを上げる操作を行った場合

---

\*2 「フラッピング」とは、MRブレード取付部（フラップ・ヒンジ）を支点としたMRブレードの上下運動をいう。

\*3 「リード・ラグ」とは、MRブレード取付部（リード・ラグ・ヒンジ）を支点としたMRブレードの回転面内の前後運動をいう。

\*4 MR回転数は、MR回転計により%で表示され、100%はパワー・オン時の最大回転数で384回転/分に相当する。

両エンジン出力停止後、MR回転数は急速に低下し、MRブレードのフラッピングやリード・ラグも急激に増大し、両エンジン出力停止から約4秒後にフラッピングやリード・ラグが許容可動範囲を超え始めた。この時のMR回転数は約40%であった。

(付図3参照)

#### 2.13.4 トルクメーターの分解調査

残がいから回収されたトルクメーターの指示が判読可能であったため、トルクメーターの分解調査を航空計器の整備事業者において実施した。

トルクメーターの指示は、左舷エンジンが約5%<sup>\*5</sup>、右舷エンジンが約8%、合計トルクが約13%であった。

調査の結果、指針の指示値は、機械的衝撃による指針のズレの可能性は低く、トルクメーターが受けた信号を正しく表示していたものと同整備事業者は報告している。

#### 2.14 機長の病歴及び訓練状況並びに航空隊の飛行習慣について

##### 2.14.1 機長の病歴

機長は、平成16年に総合健康診断(人間ドック)を受け、この結果は高脂血症や高尿酸血症の各検査値が基準値よりやや高めと判定されている。

この2つの症状について、機長は、平成7年から診察を受けており、原因は体質的なものと診断され予防的な治療を目的とした投薬を実施していた。薬は毎夕食後1回の服用であった。

平成15年5月から、寝付きが悪いということで受診し、気分をリラックスさせ寝付きを良くする薬を通常より少量の1回1錠服用するように処方されていたが、機長の申告に基づき同年11月に打ち切りとされた。

##### 2.14.2 航空隊の操縦士及び整備士各数名の口述を総合すると、機長の訓練状況及び航空隊の飛行習慣等は次のようであった。

- (1) 機長は、操縦面では比較的慎重で、教育時は厳しい態度であった。
- (2) 非常操作訓練のオートローテーション<sup>\*6</sup>については、機長も含め各自月に

\*5 エンジン出力は、トルクメーターにより%で表示され、100%は両エンジン作動時の連続最大出力で1,068Nmに相当する。

\*6 オートローテーションとは、エンジンの出力がなくなった場合に、機体が降下することによりMRブレードが空気力によって駆動され、揚力を得る飛行状態をいう。MRの回転によりTRや補機が駆動され、すべてのエンジンが停止しても安全な着陸が可能となる。エンジンが停止した場合、コレクティブ・レバーをそのままに保持しておくと、MRの回転が急激に低下し揚力を失うため、直ちにコレクティブ・レバーを下げてオートローテーションに入れ、MRの回転を運用範囲内に保つ必要がある。

1回は実施するように定め、実施していた。航空隊にはヘリコプターが3機種あるため、同機でのオートローテーションは、3ヶ月に1回となることもあった。

- (3) 機長は、同機のオートローテーション・フルランディング（出力を使用しないで接地までオートローテーションで着陸する方法）の教育をイタリアで受けた。航空隊に同機を導入し、他の操縦士に対し、オートローテーション・フルランディングまでの教育を実施しようとしたが、接地操作のテークオーバーに不安があったため、その教育は実施しないこととした。
- (4) 機長の操縦操作は、大型機を操縦してきたためか操作はやや大きく感じたが、荒いという感じではなかった。
- (5) 航空隊には、航空機の運用等に関する訓令に基づき制定された「飛行安全基準」があり、この中に、「乗務員の乗務編成は運航責任者が行う。」とし、「乗務は原則として機長の他に機長の業務を代行することができる有資格者を乗務させる。」とあるが、緊急時や保有している全3機を同時に運航した時には、操縦士1人で飛行したこともあった。

なお、航空隊が保有している全3機のヘリの最小搭乗者数はいずれも操縦士1人となっている。

- (6) 同機が導入されてからの過去5年間の業務飛行時に FUEL LOW 注意灯が点灯した回数は2回だけであった。その内の1回は導入当初の運用試験中であった。点灯した飛行段階はいずれも着陸直前であった。航空隊ではこれまで残燃料に余裕を持った運航をしていた。
- (7) 通常業務の飛行速度は約100ktで、飛行高度は1,000～2,500ftであるが、飛行中に事件や事故等を上空から発見した場合や地上から連絡を受けた場合には、状況確認のため低速、低高度で現場周辺を飛行することはある。しかし、当日は清水区及びその近辺に事件や事故の発生や通報はなかった。
- (8) 同機の飛行において、左右エンジンの燃料消費率に大きな差はなく、左右燃料タンクの燃料油量指示に大きな差が生じることはなかった。
- (9) 事故現場から北西約4kmに静岡ヘリポート及び東北東約8kmに三保場外離着陸場があり、そこでの離着陸は頻繁に実施している。そこでの燃料補給は可能である。

2.14.3 「警察用航空機の運用等に関する規則」（国家公安委員会規則）は、「機長の指定は運航責任者が行う」と定め、また「隊長が航空従事者である場合には運航責任者を兼ねさせることができる」と定めている。

航空隊では、隊長が運航責任者を兼務し、事故時の飛行では機長でもあった。

## 2.15 その他必要な事項

### 2.15.1 同機の燃料供給システムの概要

#### (1) 燃料タンク

燃料タンクは、ゴム引き布で作られた弾力性のあるセルで構成されている。

- ① 左右の主燃料タンクはそれぞれフロント・セルとリア・セルで構成され、使用可能容量は左右ともに181.5kg（使用不能量：4.5kg）である。

燃料補給口は右リア・セルに付いている。フロント・セルより上部に位置するリア・セルの下部に左右燃料タンクをつなぐホースが装備され、左右の主燃料タンクの燃料量の平衡を保っている。

- ② 同機は、標準装備の左右主燃料タンクの外、サプリメンタリー燃料タンク及び補助燃料タンクを装備している。

サプリメンタリー燃料タンクは1個のセルで構成され、使用可能容量は99kg（127ℓ）（使用不能量：0.0kg）で、右側の主燃料タンクのフロント・セルの上部に位置し、フロント・セルの上部でつながっている。

補助燃料タンクは3個のセルで構成され、使用可能容量は120kg（150ℓ）（使用不能量：2.4kg）である。本事故時、この補助燃料タンクに燃料を搭載していなかった。

なお、燃料量に関する数値は、特にことわらない限り全て使用不能量を含まない使用可能燃料量である。

#### (2) 燃料ポンプ

燃料ポンプは、左右主燃料タンクのフロント・セル内に2個ずつ合計4個装備され、燃料をエンジンに供給している。燃料ポンプは、電動モーターで駆動され、操縦室の燃料ポンプ・スイッチで各々オン又はオフが制御される。飛行中は通常オンである。燃料ポンプの出口にはチェック・バルブが装備され、クロスフィード・バルブ開時の左右燃料タンク間の燃料移動を防止するとともに、燃料ポンプ不作動時のエンジン側燃料ポンプによるサクション・フィードを可能にしている。

#### (3) 燃料供給システムのバルブ

主燃料タンクから各々のエンジンへ燃料を供給する左右の燃料供給ラインの途中に各々燃料バルブが装備されている。燃料バルブは、電動モーターで駆動され、操縦室の燃料バルブ・スイッチで各々開又は閉が制御される。飛行中は開である。

左右の燃料供給ラインは、1個のクロスフィード・バルブを介してつなが

っている。クロスフィード・バルブは、電動モーターで駆動され、操縦室のクロスフィード・スイッチで開又は閉が制御される。飛行中は通常閉である。

これら3個のバルブは、いずれも球形のシャッターが電動モーターで90度回転して経路を開閉するタイプで、切り替えに約0.5～1.0秒間を要し、外部からの衝撃で容易にシャッターの位置が変わる構造ではない。それらの開閉は、電力供給を受けているときは操縦席の操作スイッチで操作されるが、電力が遮断されると操作スイッチの位置に関係なく電力が遮断されたときの位置を維持する。

#### (4) クロスフィード・バルブの運用について

同機の一般的な運用として、次の場合にクロスフィード・バルブを開とし、それ以外は閉として使用される。

##### ① 片方の燃料タンクから両方のエンジンに燃料を供給する場合

両方のエンジンが作動中に、左右の燃料タンクに生じた燃料量の差を解消するため、又は、一方の燃料タンクが空になった状況で用いられる。この場合、燃料量の少ない又は空の燃料タンクの燃料ポンプはオフにする。

##### ② 片方の燃料タンクから反対側のエンジンに燃料を供給する場合

片方のエンジンのみが作動している状態で、左右の燃料タンクに生じた燃料量の差を解消するため、不作動エンジン側の燃料タンクから燃料を供給する状況で用いられる。この場合、燃料の供給を止めようとする燃料タンクの燃料ポンプはオフにする。

(付図5参照)

## 2.15.2 同機の飛行規程について

同機の飛行規程には、最小搭乗者数及び燃料系統やエンジンの故障時の操作手順が記載されている。それらを抜粋すると次のとおりである。

### 第2章 限界事項

#### 2-5 搭乗者

最小搭乗者数は操縦士1名である。

### 第3章 非常操作

#### 3-3 警告システム

注意 (CAUTION) ライト (琥珀)

パネル表示	故障状態	操作手順
FUEL PUMP 1 (3)	タンク1の燃料ポンプの故障	該当燃料ポンプを、OFF
FUEL PUMP 2 (4)	タンク2の燃料ポンプの故障	該当燃料ポンプを、OFF

#1(#2) FUEL LOW 残燃料が少ない

各エンジンが対応するタンクから燃料を供給されている場合は、注意灯点灯後の飛行可能時間は、約15分間である。両エンジンが1個のタンクから燃料を供給されている場合は、注意灯点灯後の飛行可能時間は、約6分間である。

### 2.15.3 同機の燃料消費量について

#### (1) 同機の運用試験

航空隊が同機を導入した当初、機長は、イタリアに同行した操縦士とともに同機の運用試験を実施している。次は運用試験実施結果の抜粋である。

A109K2機運用試験の実施結果について

1～3 (略)

#### 4 具体的事項

(1)～(3) (略)

(4) 燃料最大搭載時の飛行可能時間等の確認

ア (略)

イ 搭載燃料 主タンク462kg<sup>\*7</sup>、増槽120kg<sup>\*8</sup> 計582kg

ウ 飛行時間に応ずる燃料消費量 (常時120ktを維持)

(表略)

エ 120ktでの運航時間は、2時間+予備燃料15分となる。

120kt以上の運航は、燃料消費のみ増えメリットがない。

(略)

上記4(4)ウの表には、経過時間と燃料油量計の指示が記録されており、これから燃料消費率を推算すると、233kg/hであった。

(2) 航空隊で記録されていた同機の燃料消費率によれば、平成17年4月の全業務の平均燃料消費率は約200kg/hで、訓練の平均燃料消費率(191kg/h)に比べ、交通や防犯等の巡視業務の平均燃料消費率が最も大きく、約207kg/hであった。飛行計画での燃料消費率は約200kg/hで計算しており、燃

\*7 左右主燃料タンクとサプリメンタリー燃料タンクを合計した燃料量

\*8 補助燃料タンクの燃料量

料を462kg搭載したときの持久時間で表された燃料搭載量は概ね2時間20分としている。

航空隊では、静浜基地において、エンジン始動から離陸までに消費する燃料を30kgとして燃料消費率を計算している。

- (3) 同機の飛行規程が準拠している同機の設計・製造会社発行のFLIGHT MANUAL SECTION 9 SUPPLEMENTAL PERFORMANCE INFORMATIONのCRUISE CHARTSによれば、外気温20℃、指示対気速度120ktでの燃料消費率は次表のとおりである。

全備重量 (kg)	燃料消費率 (kg/h)	
	気圧高度:0ft	気圧高度:2,500ft
2,850	245	241
2,720	242	236
2,600	238	233
2,400	233	228
2,200	229	223

なお、CRUISE CHARTSには最大航続時間が得られる速度及び最適巡航速度（最大航続距離が得られる速度）が記載されており、外気温20℃、気圧高度0ft及び2,500ftのCRUISE CHARTSでは、最大航続時間が得られる指示対気速度は約60kt、及び最大航続距離が得られる指示対気速度は約140ktとなっている。

#### 2.15.4 同機のFUEL LOW注意灯

同機のFUEL LOW注意灯は、各主燃料タンクの燃料量が30kgになると点灯するように設計されている。

### 3 事実を認定した理由

3.1 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。

3.2 同機は、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。

3.3 気象との関連

事故当時の気象は同機の事故発生に関連がなかったものと推定される。

### 3. 4 MRの駆動系統及び制御系統について

#### 3. 4. 1 MRの回転について

2. 1. 3(2)及び(3)に記述した目撃情報、2. 9. 3(3)に記述したMRブレードの状況、並びに2. 9. 3(2)に記述したTRドライブ・シャフトの状況から、MRの回転は、事故現場手前約500m付近から低下し、墜落時にはほぼ止まっていたものと推定される。

#### 3. 4. 2 トランスミッション及びMRマストの状況

2. 13. 2に記述したように、トランスミッションのギア、ベアリング等の目視検査で墜落以前に生じていたとみられる損傷は認められなかったこと、及びMRマスト結合部分の破断部品の破断面に疲労破壊の痕跡が確認されなかったことから、これらの部品に異常はなかったものと考えられる。

また、2. 13. 2に記述したように、トランスミッションは、墜落時に変形したと推定される補機駆動ギアによる拘束を除き、回転部品に拘束はなかったこと、及び2. 9. 3(6)に記述したように、カップリング・ギアボックスのギアは、墜落後の火災によると推定される変色を除き、異常はなかったことから、トランスミッションはMRの回転を拘束していなかったものと考えられる。

これらのことから、3. 4. 1に記述したMRの回転が低下した原因は、これらトランスミッション等のMR駆動系統の不具合ではなかったものと考えられる。

#### 3. 4. 3 MRヘッド及びMRコントロールの部品の状況

2. 13. 2に記述したように、MRヘッド及びMRコントロールの部品の破断や破損は過荷重に起因したと認められ、破断面に疲労破壊の痕跡が確認されなかったことから、MRヘッド及びMRコントロールの部品に異常はなかったものと考えられる。

2. 9. 3(7)に記述したMRハブのアップパー・フラップ・ストップの損傷、及び2. 13. 2に記述したMRカバーにあったフラップ・ヒンジ部による接触痕は、2. 13. 3に記述したシミュレーションでのMRブレードの動的挙動から、飛行中にMR回転数が低下してMRブレードが許容可動範囲を超えて過度にフラッピングしたことに起因したものと推定される。

これらのことから、2. 1. 3(2)及び(3)に記述した目撃者が見た飛行中の同機からの落下物は、2. 9. 2に記述した事故現場から離れた場所で回収されたMRのオイル・リザーバーの破片やハブ・ダンパー・アタッチメント・ピン等であって、飛行中これらが破損や破断して、同機から脱落したことは、これらの部品自身の欠陥に起因するものではなく、MRの回転が低下してMRブレードの許容可動範囲を超えた過



度なフラッピングやリード・ラグの振動によって生じたものと推定される。

### 3.5 燃料の状況

#### 3.5.1 飛行速度について

2.1.3(1)に記述したように、同機の飛行経路は、清水区に入るまでは道路渋滞調査の目的から大きく逸脱した経路はなく、飛行計画どおりの経路であったものと考えられる。また、2.1.3(1)に記述した同機の対地速度約110ktは、写真の撮影場所を直線で結んだ距離（約195nm）と飛行時間（約1時間46分）から得られた対地速度であり、実際の飛行経路は直線ではないことから、実際の飛行速度は110kt以上であったものと考えられる。一方、2.15.3(1)に記述したように、機長が行った同機の運用試験において、「（計器速度）120kt以上の運航は、燃料消費のみ増えメリットがない。」としていることから、機長は計器速度が120ktを超えないように飛行していたものと考えられる。

#### 3.5.2 事故時の燃料量

(1) 同機の事故当日の使用可能燃料は462kgであったと推定されること、及び2.15.3(2)に記述したように離陸までに約30kgの燃料を消費している実績があることから、事故当日の離陸時の使用可能燃料は約432kgであったと推定されること

(2) 3.5.1に記述したように、同機は最大でも120ktの計器速度で飛行していたものと考えられること

(3) 事故に至るまでの飛行時間は約1時間46分であったと推定されること

これらのことから、事故当日の燃料消費率を2.15.3(1)に記述した同機の運用試験時の燃料消費率の値233kg/hを用いた場合には事故時の残燃料は約20kgと推算されること、また、2.15.3(3)に記述したFLIGHT MANUALに記載されている値を用いた場合でも事故時の残燃料は約11kgと推算されることから、同機が清水区の上空に達したときには、燃料油量計はゼロ付近を指示していたものの、事故時に燃料は未だ枯渇はしていなかったものと推定される。

2.14.2(8)に記述した航空隊関係者の口述では、同機の左右エンジンの燃料消費率に大きな差はなく、左右燃料タンクの燃料油量指示に大きな差が生じることはなかったとのことであるが、これは残燃料に余裕がある状態でのことと推定され、また、燃料が左右均等に消費されることは考え難いことから、燃料枯渇はなかったと推定されるものの残燃料が少ない状態であった事故時には、左右どちらかの燃料タンクが空になっていた可能性が考えられる。

### 3.5.3 飛行計画について

2.1.1に記述したように、同機の飛行計画は機長が通報したものと推定される。通報内容は、同機の飛行計画として航空隊が以前から用いていた内容と同じで、搭載燃料462kgに対し、持久時間で表された燃料搭載量は2時間20分、飛行時間は2時間としており、20分の予備燃料を見込んでいた。

このことから、機長は、ふじ2号機から同機に乗り換えた際、全備重量の制限から搭乗人員を2名減らすことで従前と同じ内容の飛行計画で飛行が可能であると思いを込めていたものと考えられる。

しかしながら、燃料消費は全備重量や飛行速度等で変化し、事故時の飛行では、離陸重量は最大全備重量を超えて、飛行速度も110～120ktの高速で飛行していたと考えられることから、燃料消費量は従前の飛行計画立案時に想定していた値に比べ大きくなっていったものと考えられ(2.15.3(3)に記述したように約140ktまでであれば燃料消費率の増加に比べ飛行速度の増加が大きく航続距離は増加するが、飛行速度が大きくなると燃料消費率は大きくなり航続時間は短くなる)、事故時に燃料枯渇はなかったと推定されるものの、推定される残燃料(燃料消費率233kg/hの場合約20kg、FLIGHT MANUAL記載値の場合約11kg)で静岡飛行場まで(約14nm)の飛行はできなかった可能性が考えられる。

これらのことから、通報された飛行計画は内容に無理があったと考えられる。

## 3.6 両エンジンの運転状況について

### 3.6.1 両エンジン出力停止前の状況

#### (1) 両燃料バルブ及びクロスフィード・バルブの状況

2.9.5に記述したように、残がいから回収された各バルブはいずれも開の状態であり、この位置は、2.15.1(3)に記述したように、墜落の衝撃で移動したものではなく、墜落前に機長の操作で設定されたものと考えられる。

これらのことから両エンジン出力停止直前には、機長はクロスフィード・バルブを経由して燃料を供給しようとしたこと、又はしていたことが考えられ、2.15.1(4)に記述したように機長が当該バルブを操作した時には、左右燃料タンクの残燃料量に左右差が生じていた可能性、片方の燃料タンクが空になっていた可能性又は片方のエンジンが停止していた可能性が考えられる。

#### (2) パワー・レバーの状況

2.9.4に記述したように、左右のパワー・レバーはいずれもハンドルが破断してクレビスのみが残っており、左のクレビスはオフ位置、右のクレビスはオフを越えた位置にあったが、ハンドルが破断した状態のクレビスのみの

パワー・レバーはエンジンとつながったケーブルからの力を含め、外力によって容易に動く状態になることから、墜落の衝撃でハンドルが破断し、クレビスのみとなったパワー・レバーがそれぞれの位置に移動したものと推定される。

一方、パワー・レバーのハンドルを挟んでいる部分（プレートとセパレーター）にあった打痕（左はフライトとアイドルとの間のアイドル寄りの位置、右はほぼフライト位置）は、墜落の衝撃でハンドルが破断したときに付いたと考えられることから、墜落直前のパワー・レバーの位置は、左はアイドル寄りの位置、右はほぼフライト位置にあったと考えられる。

飛行中、両エンジンが正常運転していれば、パワー・レバーはフライト位置にあり、上述したように、この位置は不用意に移動しないようになっていることから、左のパワー・レバーがアイドル寄りの位置にあったことは機長の操作によって動かされたものと考えられる。

これらのことから、左舷エンジンが先に停止し、このため機長が左のパワー・レバーをアイドル付近に移動し、その後、右舷エンジンが出力停止した可能性が考えられる。

### 3.6.2 両エンジンの出力停止について

2.13.1に記述したエンジン分解調査の結果から、墜落時には両エンジンともに出力を発生しておらず、左舷エンジンは停止状態、右舷エンジンはガスゼネレーターが低速で回転していた状態であったものと推定される。

両エンジンが出力を停止するような原因について、2.13.1に記述したようにエンジン自身にその原因を見いだすことはできなかったが、3.6.1に記述した両エンジン出力停止前の状況、3.5に記述したように残燃料が少なかったこと、及び2.13.1に記述したように左舷エンジンのFCUには燃料がなく右舷エンジンのFCUには燃料が残っていたことから、次の事由が考えられるが、これらについて明らかにすることはできなかった。

- (1) 左舷エンジンは、残燃料が少なかったこと及びFCUに燃料がなかったことから、燃料切れで停止した可能性が考えられる。（しかしながら、このエンジンは火災の影響を受けており、燃料切れでFCU内の燃料がなくなったか火災でなくなったかについて明らかにすることはできなかった。）

3.6.1(2)に記述したこと及び墜落時に右舷エンジンのガスゼネレーターが低速で回転していた状態であったと推定されることから、左舷エンジンが停止したときに、右舷エンジンは正常運転していたものと考えられる。

また、3.9.1及び3.9.2に後述するように燃料が少なくなっていることに気

付いていなかった可能性が考えられること並びに同機のエンジンや機体に機械的な不具合はなかったと考えられることから、左舷エンジンの停止は機長にとって予期しないで生じた可能性が考えられる。

- (2) 右舷エンジンは、ガスゼネレーターが低速で回転していたこと、及びFCUには燃料が残っていたことから、墜落時には停止する途中であったものと考えられる。

右舷エンジンが出力停止したときに左舷エンジンは既に停止していたものと考えられ、右舷エンジンのパワー・レバーがほぼフライト位置にあったことやクロスフィールド・バルブが開であったことから、左舷エンジン停止に伴う処置において、燃料系統のバルブやポンプ、パワー・レバーの誤操作やこれら操作装置の左右を取り違えた操作等の不適切な処置に起因して右舷エンジンが出力停止した可能性が考えられる。

これらのことから、右舷エンジンの出力停止も機長の意図に反して生じた可能性が考えられる。

- (3) (1)及び(2)に記述した可能性以外にも、不調となったエンジンの停止又は回復等の対応処置において、機体姿勢を維持するための急激な操縦装置の操作（コレクティブ・レバーの急激な上げ下げ、サイクリック・スティックの急激な操作等）を行ったことで機長の意図に反してもう片方のエンジンも出力停止した可能性が考えられる。

### 3.7 トルクメーターの指示について

2.9.4及び2.13.4に記述したようにトルクメーターの指示は若干のトルクが左右のエンジンに残っていたことを指示しており、その指示はトルクメーターが受けた（電気）信号を正しく表示していたものと推定されるが、2.13.1に記述したように同機のエンジンは墜落時には出力（トルク）を出していなかったものと推定される。

このことについて、トルクメーターの信号は、エンジン伝達トルク（パワー・タービンに生じた回転力）を減速ギア（ハスバ歯車）に生じる軸方向の力に釣り合う油圧に変換することで取り出しており、墜落時の衝撃でトルクメーターの受感系統に油圧が形成されたか又は電気信号変換部に電気信号が発生したことで若干のトルクを指示した可能性が考えられる。

### 3.8 墜落時の火災発生について

2.12.2に記述したように、墜落から約3分後の写真には薄い煙が見えるものの火炎は見え、約4分後の写真には火炎が発生していた。

同機のバッテリーは脱落していたことから、バッテリーによる電氣的な発火はなか

ったものと推定される。

熱源として、墜落直後のエンジン余熱又は墜落の衝撃による火花等で漏れた燃料の一部が燃えて小さな火種を作っており、その後、漏れた燃料が気化し、この火種から引火し、胴体全体を包む大きな火災に発展したものと考えられる。

### 3.9 墜落に至るまでの同機の飛行状況

#### 3.9.1 離陸から清水区までの飛行

3.5.1 に記述したように同機は全行程を速度110～120kt で飛行していたものと考えられ、また、3.5.2 に記述したように同機が清水区上空に達したとき、燃料油量計はゼロ付近を指示していたものと推定される。

2.1.1に記述したように、機長は、ふじ2号機から同機に乗り換える際に、同機の重量を最大全備重量以下にしようとして搭乗者を7名から5名に減員していること、及び同機の飛行計画を通報していることから、同機の重量及び使用可能燃料量(462kg)について認識していたものと考えられる。

2.1.3(1)に記述したように離陸から清水区までの飛行経路は概ね飛行計画どおりであったと考えられること、及び飛行計画の燃料搭載量は2時間20分としていることから、機長は、燃料が少なくなっていることに気が付かず飛行計画どおりに飛行していた可能性が考えられる。

その後、2.15.4及び3.5.2に記述したように同機が清水区上空に到達したときにはFUEL LOW注意灯がすでに点灯していた可能性が考えられるが、事故発生約3分前の交信状況が通常と変わっていないこと、及び予防着陸を行っていないことから、機長はFUEL LOW注意灯の点灯にも気付かず飛行していた可能性が考えられる。

#### 3.9.2 清水区に入ってからからの飛行

同機は、事故現場手前約7～8kmから事故現場までの市街地上空を通常では飛行しない低高度、経路で飛行したものと考えられる。2.1.3(1)及び(2)で記述したように、清水区付近からは概ね1,000ft以下の高度で、さらに、事故現場手前約1,200～500mまでの間は高度約300ftで飛行していたものと推定される。これらは通常では飛行しない最低安全高度\*9以下の低高度であったものと推定される。また、事故現場手前約3.5km付近からの飛行経路は蛇行していたものと推定される。

2.14.2(7)に記述した航空隊の口述にあるように、低高度飛行を必要とする事件

---

\*9 最低安全高度とは、航空法第81条に基づき、離陸又は着陸を行う場合を除いて、地上又は水上の人又は物件の安全及び航空機の安全を考慮して、この高度以下の高度で飛行してはならないとして定められた最低の飛行高度をいい、同施行規則第174条において、その内容が詳細に定められている。

や事故はなかったこと及び1ヶ所にとどまるような飛行をしていなかったことから、地上に何らかの異常を発見したための飛行ではなかったものと考えられる。

同機は、3.5.2 に記述したように清水区上空に到達した時には既に燃料が残り少ない状態であったことから、予防着陸をすべき状況であったと考えられ、また、残燃料が少ない時の通常の運用を考えれば、高度を上げ、飛行場に直線で向かうものと考えられるが、これに反した低高度、蛇行飛行をしていたものと推定されることから、この時点においても、機長は、残燃料が少なくなっていることや FUEL LOW 注意灯が点灯していることに気付かず飛行していた可能性が考えられる。燃料が少なかったことに気付いていなかったとしても、清水区の上空で異常と考えられる飛行（低空飛行や蛇行飛行）を行った理由について、明らかにすることはできなかった。

同機のエンジンや機体に機械的な不具合が発生していた可能性については、次のことから事故現場手前約500m付近まではなかったものと考えられる。

- (1) 飛行経路周辺の多くの目撃情報からは、飛行高度が低いことを除き、異常な音や異常な飛行状態に関するものはなかったこと
- (2) 事故現場手前約500m付近までは、高度は低いものの水平で飛行をしており、高度が維持できない飛行状態ではなかったこと
- (3) 事故現場手前約1kmからの飛行経路には小中学校が多数あり、それらは休日で校庭は空いており、その他にも安全に不時着できる場所は多くあったことから、不具合が発生していれば、不時着していたと考えられること
- (4) 静浜飛行場までの飛行に支障がある不具合が発生していれば、近くに静岡ヘリポートや三保場外離着陸場があり、予防着陸をしていたと考えられること
- (5) 事故現場手前約500m付近までに不具合が発生していれば、航空隊又は静浜飛行場管制所に通報していたと考えられること

片エンジンが停止していたと仮定した場合でも、同機のエンジンは、事故時の予想される重量で片エンジン上昇ができる性能を有しており、片エンジンでの水平飛行は十分に可能な性能を有していたものと考えられる。

これらのこと及び3.6.2 に記述したことから、同機は、事故現場手前約500m付近までに左舷エンジンが停止し（蛇行飛行中に停止した可能性も考えられる）、それを通報する間もなく、事故現場手前約500m付近で右舷エンジンも出力停止した可能性が考えられる。

### 3.9.3 事故現場手前約500m付近から事故現場までの飛行

- (1) 両エンジンが出力を停止したと推定される事故現場手前約500m付近か

らの目撃情報による推定経路及び経過時間と同機の設計・製造会社で行った飛行シミュレーションにおける両エンジン出力停止後のMRの動的挙動とを比較した。

その結果、目撃情報による両エンジンが出力停止してから部品を脱落させながら墜落するまでの約8秒間で、MRの回転が低下してフラッピングやリード・ラグが許容可動範囲を超える状態となるのは、飛行シミュレーションの結果では両エンジンが出力停止した後、コレクティブ・レバーを引き上げた場合であった。コレクティブ・レバーを引き上げる操作以外では、両エンジンが出力停止してから墜落するまでの約8秒以内でフラッピングやリード・ラグが許容可動範囲を超えることはなかった。

このこと及び3.4に記述したようにMRの駆動系統や制御系統に異常はなかったと考えられることから、同機は、両エンジンが出力停止した後にコレクティブ・レバーを引き上げる誤った操作を行ったことでMRの回転を急速に低下させた可能性が考えられる。

(付図2、3参照)

- (2) 3.6.2に記述したように両エンジンは墜落時にはほぼ停止していたものと推定され、2.1.3(2)及び(3)に記述した目撃情報から事故現場手前約500m付近で両エンジンは出力停止したものと推定される。その時、同機は、3.9.1及び3.9.2に記述したように高度約300ftを速度110～120ktで飛行していたものと考えられる。この高度及び速度で両エンジンが出力停止したとしても、適切な操縦操作でオートローテーション着陸を行うことはできたものと考えられる。しかしながら、2.9.3(3)、(4)及び(6)に記述したMR等の損壊状況から墜落時にMRは回転していなかったと推定されること、並びに、2.1.3(2)及び(3)に記述した目撃情報から、オートローテーションに入っていなかったものと推定される。

3.4に記述したようにMRの駆動系統や制御系統に異常はなかったと考えられること及び3.9.3(1)に記述したことから、オートローテーション着陸が行われなかったことについては、機長の操縦操作が不適切であった可能性が考えられる。このことについては、低高度であったこと、エンジンが予期しないで停止したこと、又は停止したエンジンの対応をしている間に他のエンジンも機長の意図に反して出力停止したこと等が関与した可能性が考えられるが、これらについて明らかにすることはできなかった。

両エンジンの出力がなくなった後、同機はオートローテーションに入ることなく、MRの回転は急速に低下し、MRブレードに許容可動範囲を超える大きなフラッピングやリード・ラグが発生し、MRヘッドに付いているオイル・リザーバー部

品やリード・ラグ・ダンパー部品が破壊され、脱落したものと考えられる。

この時点で回転が低下したMRブレードはほぼ揚力を失い、同機は落下するだけの状態となったものと考えられる。回転が低下したMRブレードのわずかな揚力又は空気抵抗の左右差が落下する同機の針路を変え、同機は曲線を描きながら落下したものと考えられる。

### 3.10 機長の状態について

#### 3.10.1 乗務編成について

2.14.2(5)に記述したように、航空隊の飛行安全基準では、「乗務は原則として機長の他に機長の業務を代行することができる有資格者を乗務させる。」となっている。これは操縦士が1人より2人の方がより安全であるとして定めているもので、操縦していない者は、通常、見張りや交信等の支援を行うこととしている。航空隊では日頃操縦士2人で飛行していたものと推定されるが、本事故時の操縦士は機長1人で、機長の業務を代行できる有資格者は乗務していなかった。

2.1.1に記述したように、今回の交通渋滞調査の飛行は、当初のふじ2号では機長を含め操縦士は2名であったが、同機に機体を変更したときに離陸重量の制限から、機長の判断で同乗操縦士を降機させたものと推定される。2.14.3に記述したように、この時の判断は、機長であり、運航責任者であり、かつ航空隊の隊長でもあった1人の裁量で行われたものと推定される。

2.14.2(5)に記述した口述にあるように、航空隊では緊急時や保有している全3機が同時に飛行する時には操縦士1人で飛行したこともあり、また、同機の飛行規程で最小搭乗者数は操縦士1名となっていることから、機長1人であっても安全な飛行の継続に支障はない状況であったものと推定される。しかしながら、日頃と異なって1人であったことに加え、次のことから飛行経路長や燃料管理に対する機長の判断や操作が適切に行われなかった可能性が考えられる。

- (1) 当初予定していた飛行計画に浜松方面が追加されたことや、機材がふじ2号機の不具合によりふじ2号機の着陸から同機の離陸までの約30分間で急遽離陸重量が小さい同機に変更されたことが重なったため、機長の心理的負担が増えたと考えられること
- (2) 航続能力が大きいふじ2号機から小さい同機に変更されたことについての機長の意識の切り替えが十分にできないまま、同機で離陸したと考えられること
- (3) 普段の飛行計画で通報している2時間20分（持久時間で表された燃料搭載量）までは飛行可能であるとの思い込みがあったと考えられること



### 3.10.2 異常な飛行について

事故発生約3分前の無線で航空隊に着陸予定の通信を行った後の飛行については、多くの目撃情報があり、これらを総合すると、飛行経路、飛行高度がきわめて不自然で、通常の飛行業務からは考えられない異常な飛行となっている。

機長が異常な飛行をした理由について、次のこと等から明らかにすることはできなかった。

- (1) 2.14.1 に記述したように、機長の健康状態に（少なくとも事故現場手前約500m付近まで）異常はなかったものと推定されること
- (2) 本事故時のように燃料の残りがわずかになったことにより、不時着の不安を覚えた可能性が考えられるが、操縦技量に関しては、2.14.2(1)、(2)及び(4)に記述した航空隊の口述にあるように、通常操作については十分な経験があり、これまでも特異なことを行うようなことはなかったこと
- (3) 2.14.2(7)に記述した航空隊の口述にあるように、当日清水区及びその周辺地域で事件や事故の発生はなかったことから、同機が清水区の上空を1,000ft以下の低高度で飛行する理由はなかったものと考えられること

### 3.10.3 オートローテーションへの移行操作について

機長の精神状態及び体調は、航空隊との交信状況及び交信者の口述から、少なくとも事故発生の約3分前までは異常はなかったものと考えられるが、両エンジンが出力停止した後の機長の操作は、通常では考えられない操作であった可能性が考えられ、その時、機長の体調が急変した可能性が考えられるが、これについて明らかにすることはできなかった。

## 4 原因

本事故は、同機が交通渋滞調査飛行において静浜飛行場に向け残燃料が少ない状態のまま低高度で飛行中、両エンジンが出力停止し、オートローテーションの状態にならず、MR回転数が低下し、操縦不能となったため、墜落したことによるものと推定され、同機は大破、炎上し、搭乗者5名全員が死亡した。

両エンジンが出力停止した原因、及びオートローテーションの状態にならなかった原因について明らかにすることはできなかった。

また、燃料が少ない状態で飛行を継続していたこと、及び低高度で飛行していたことが事故発生に関与していたものと考えられるが、これらの理由について明らかにすることはできなかった。

## 5 所 見

本事故は、交通渋滞調査のための飛行中、両エンジンが出力停止し、オートローテーションの状態になることなく墜落したものと推定される。

両エンジンが出力停止した原因及びオートローテーションの状態にならなかった原因を明らかにすることはできなかったが、次に掲げる要因が重なったことが本事故に関与した可能性が考えられ、これらの関与要因のうちで、いずれか一つでも解消されていれば本事故は発生していなかった可能性が考えられることから、関係者は、これらのことに留意して業務を実施することが望まれる。

### (1) 飛行計画の急な変更で飛行の実施に無理が生じたこと

飛行経路が当初の予定に追加されて長くなったこと、及びふじ2号機から同機に乗り替えたことで飛行経路に対する搭載燃料が十分でなくなった可能性が考えられる。さらに、飛行速度が大きくなったことで、航続距離は増加したものの燃料消費は大きくなり、航続時間は短くなったものと推定される。また、同機は結果的に最大全備重量を超えて離陸したものと推定され、このことも燃料消費が大きくなったことに関与したものと推定される。燃料消費量は全備重量や飛行経路長等で変化することから、関係者は飛行毎に燃料消費量等を精査し、より無理のない飛行計画に変更し飛行する必要がある。

### (2) 操縦士1人での飛行になったこと

同機の最小搭乗者数は操縦士1名であると定められており、操縦士1人での飛行は可能であるものの、予期しない事態の発生があり得ることから、関係者は、より安全であるとして自主的に定めている飛行安全基準の操縦士2人乗務を可能な限り遵守し、操縦士1人による乗務がやむを得ない場合には、その乗務編成を、乗務編成責任者（個々の飛行に乗務する操縦士を最終的に承認する権限を有する者）1人の裁量のみで行うことなく、関係者は機種変更が伴う連続した飛行を避ける等の判断基準を明確にして行う必要がある。

### (3) 低高度の飛行状態であったこと

同機は、両エンジン出力停止時には数百フィートの低高度で、かつ速度110～120ktの状態であったものと考えられ、これはオートローテーションが可能な領域ではある。しかしながら、オートローテーションの訓練は、通常、高度に余裕を持って実施されており、エンジンの出力低下時に低高度であったことがオートローテーションの状態に入れられなかったことの一要因であった可能性が考えられる。オートローテーション移行操作等への適切な対応を行う場合を考慮して、

機長は飛行高度を努めて高く保持し、着陸までの時間的余裕を持って対応していれば、オートローテーションへの移行操作が比較的容易にできた可能性が考えられる。

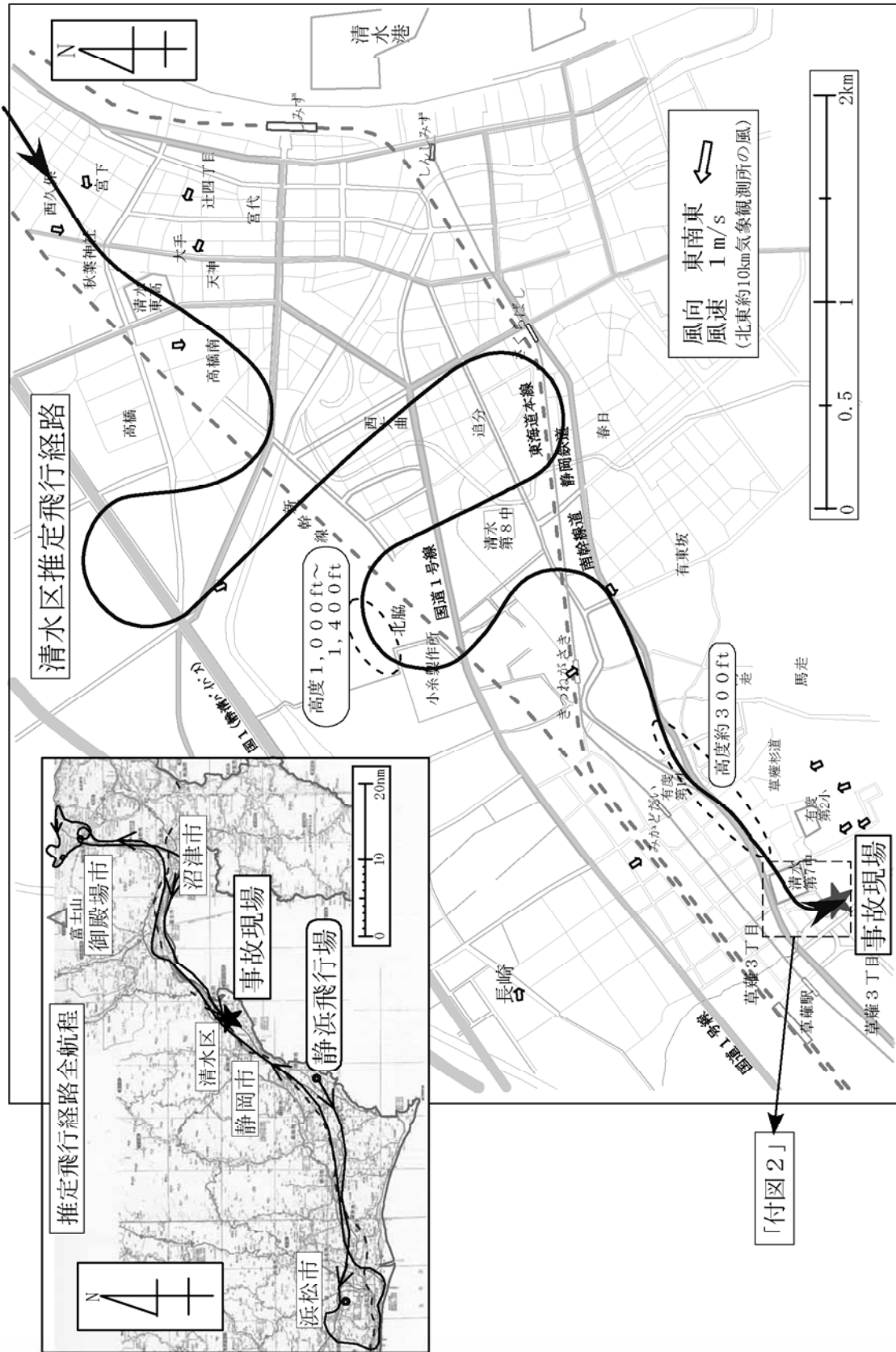
航空法で規定する最低安全高度は、航空の安全を確保するための基本であり、関係者はこれを遵守する必要があった。

## 6 フランス共和国の意見

事故機に搭載されているエンジンの設計・製造国であるフランス共和国の代表から、本報告書に対する意見の提出があった。本報告書に反映しなかった意見について、国際民間航空条約付属書13の6.3項に基づき添付する。

(別添1参照)

付図1 推定飛行経路図



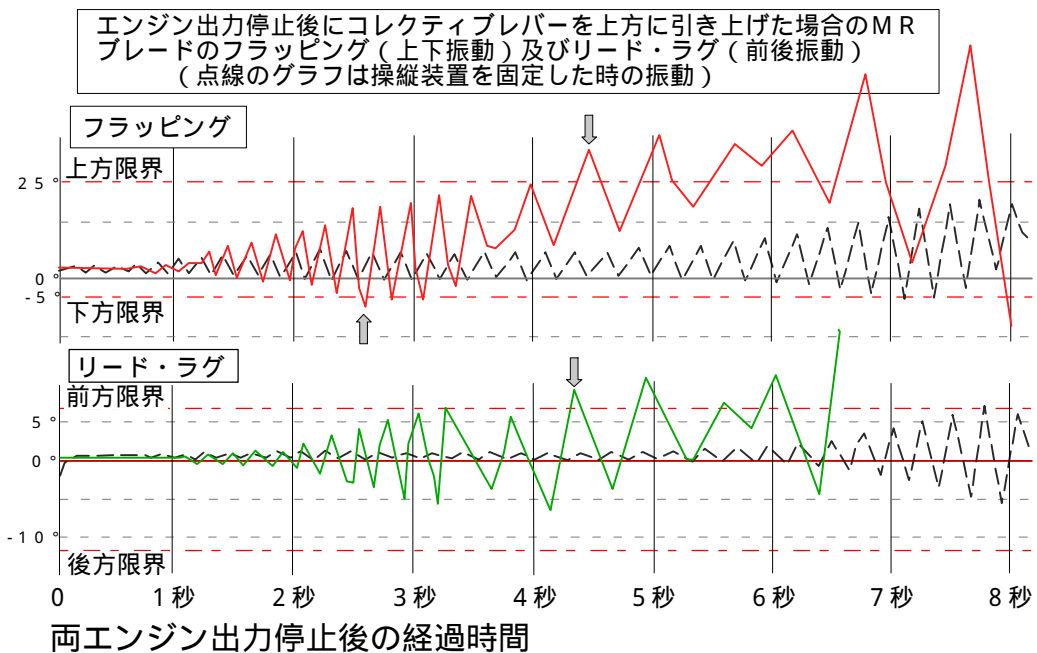
↑は、主な目撃者の位置

## 付図2 推定飛行経路及び部品発見位置



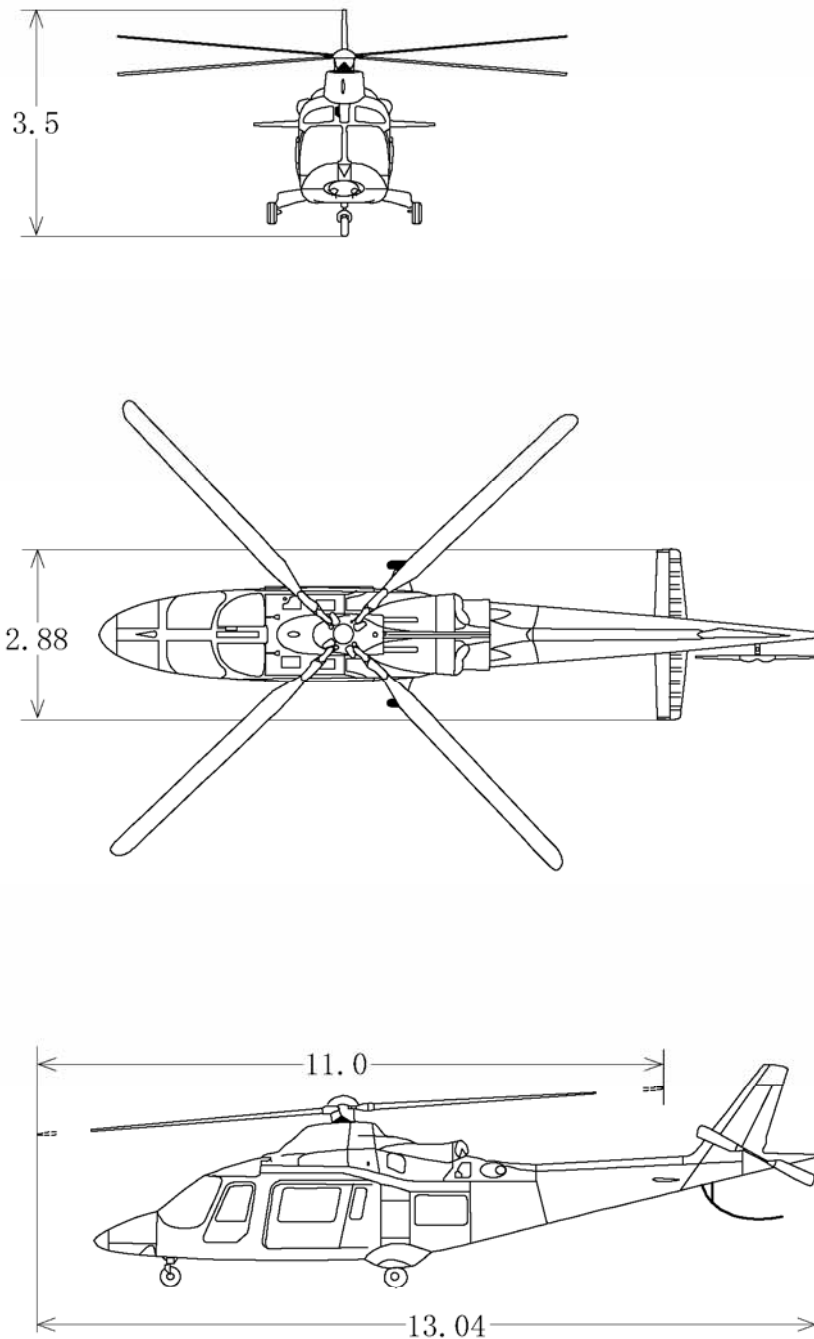
注：推定飛行経路上の秒時は、120ktで1秒間に進む距離

## 付図3 MRのフラッピング及びリード・ラグ

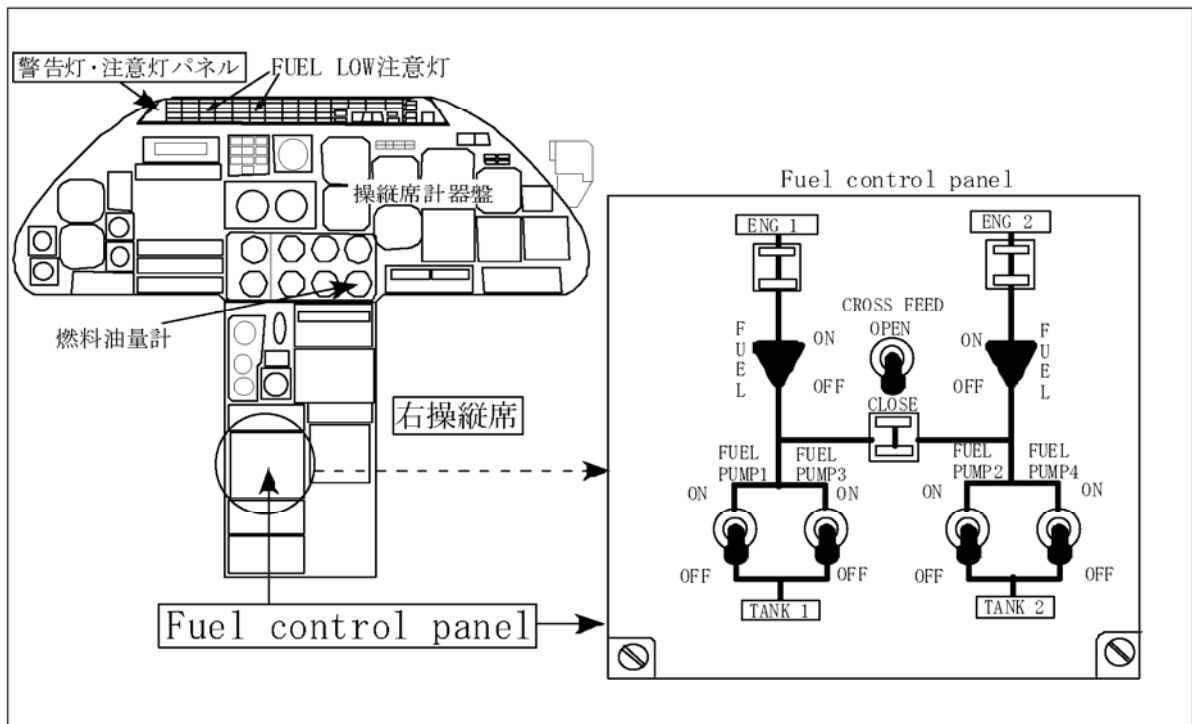
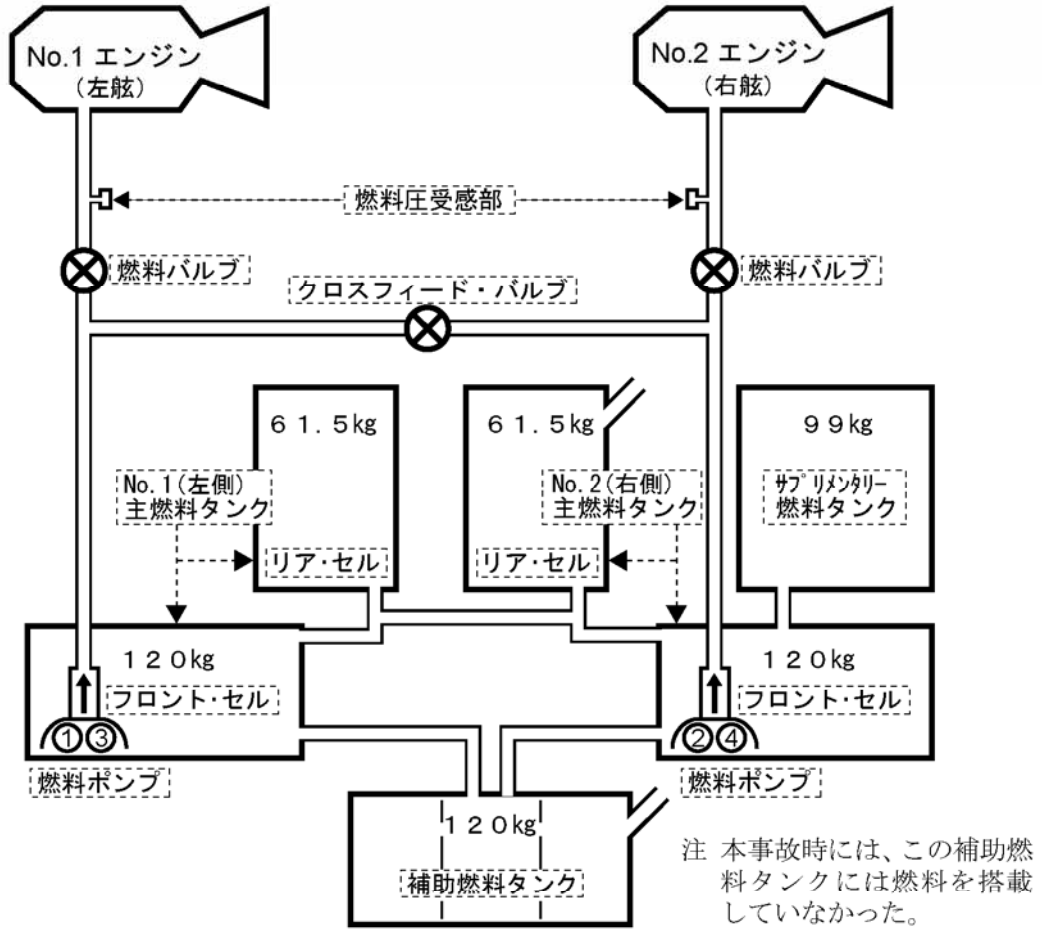


# 付図4 アグスタ式A109K2型三面図

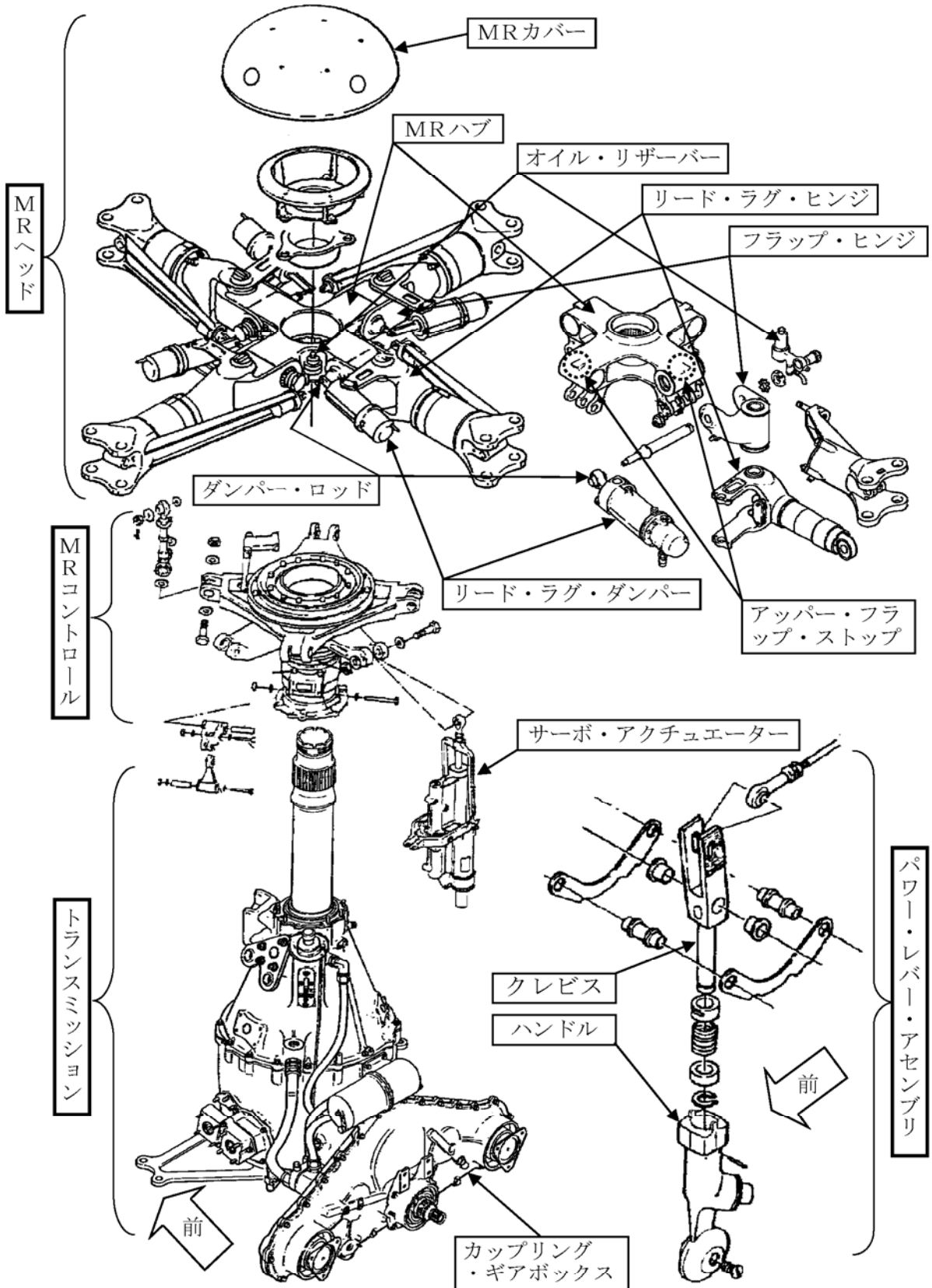
単位：m



付図5 燃料系統図



付図6 トランスミッション、MRコントロール、MRヘッド及びパワー・レバー・アセンブリ





## 写真1 事故現場(1)

(16時30分32秒:エンジン付近から煙が出ているが炎は見えない)



## 写真2 事故現場(2)

(16時31分08秒:炎が見える)

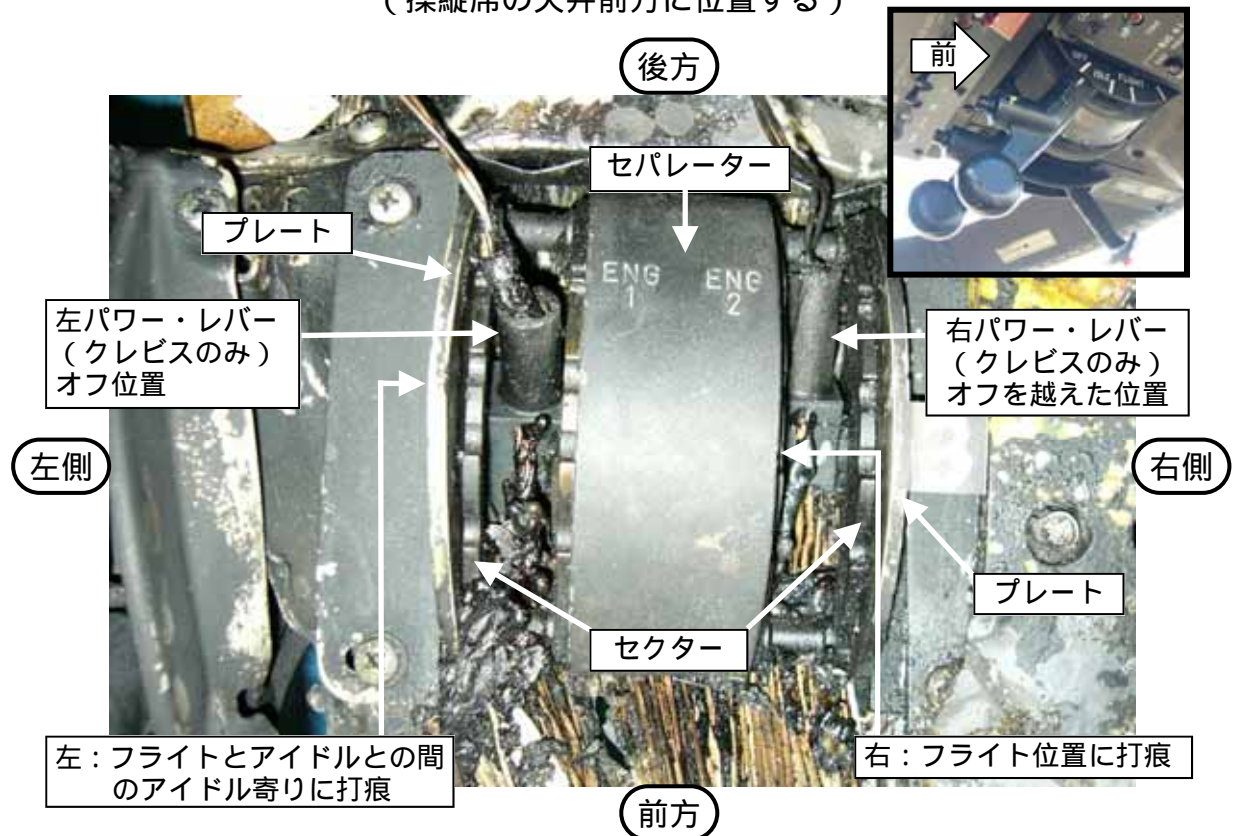


写真3 事故現場(事故翌日)



写真4 パワー・レバー

(操縦席の天井前方に位置する)



## 写真5 MRヘッド

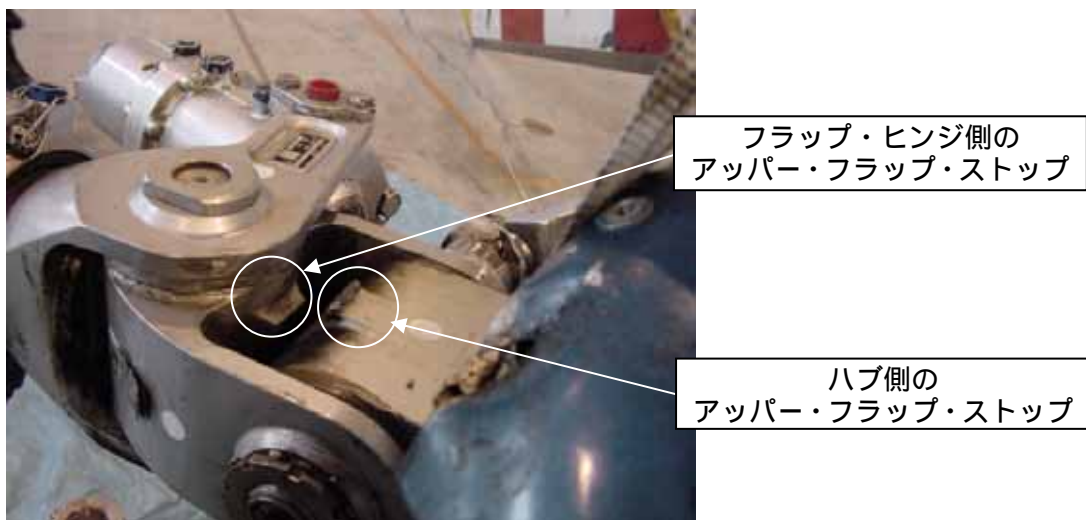
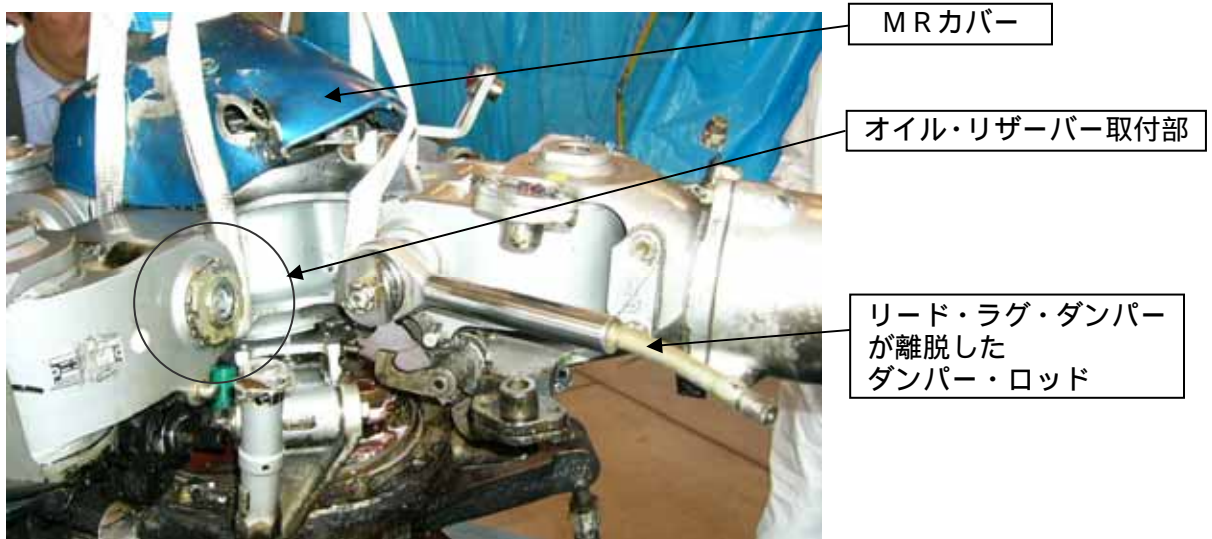
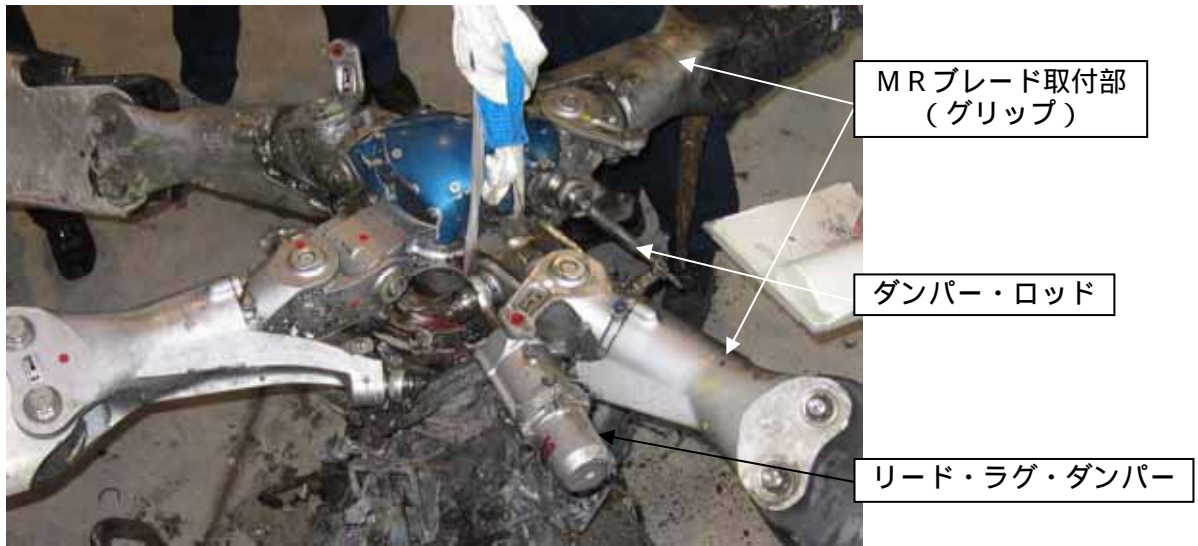
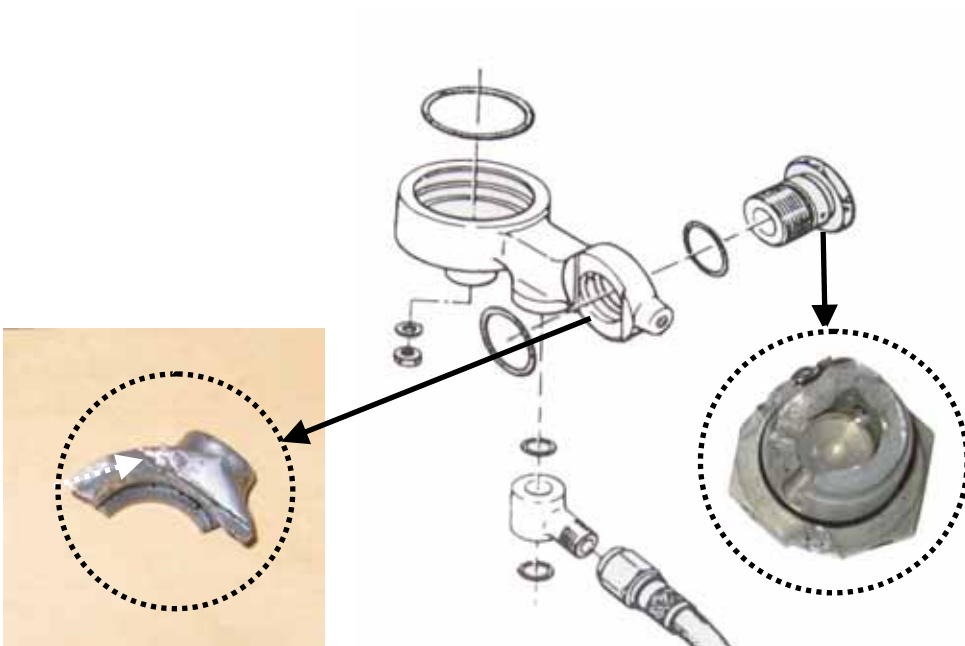


写真6 MRダンパー・ロッド



写真7 オイル・リザーバーの破片



## 別添 1 フランス共和国の意見

**Comments on the draft final report on the accident of the AGUSTA A109K2 registered JA11PC in Shizuoka (Japan) on May 3, 2005.**

Concerning the chapter 4. PROBABLE CAUSE

After detailed examination of the draft final report, we suggest a modification to the proposed text. In the chapter 4, we would wish to put more clearly in evidence comparison or connexion between the small quantity of fuel present into the tank and the loss of power of engines. For that purpose, we propose you the later substitution text:

Instead of :

*“Causes could not be determined why both engines lost power and why the aircraft did not enter autorotation.”*

Change to read :

**It could not be clearly determined why both engines lost power, but no anomalies were confirmed on the engines and their accessories that would have occurred before the crash. Furthermore, the probability of simultaneous in flight shutdown of both engines for technical reasons is very low. The most probable cause seems to be interruption of fuel supply.**

**Causes could not be determined why the aircraft did not enter autorotation.**

## 参 考

本報告書本文中に用いる解析の結果を表す用語の取扱いについて

本報告書の本文中「3 事実を認定した理由」に用いる解析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

断定できる場合

・・・「認められる」

断定できないが、ほぼ間違いない場合

・・・「推定される」

可能性が高い場合

・・・「考えられる」

可能性がある場合

・・・「可能性が考えられる」