

# 航空事故調査報告書

クイックシルバー式MXL Top-R582L型	超軽量動力機
明治大学所属	JA2300
株式会社ジャネットエアサービス所属	JA007Y
個人所属	JA2565
社団法人静岡県航空協会所属	JA2480
クイックシルバー式GT400SR-R503L型	超軽量動力機
菱和式つばさW1-1-G25B型	超軽量動力機
個人所属	JA2501
クイックシルバー式MX J-R503L型	超軽量動力機
新日本ヘリコプター株式会社所属	JA6715

平成15年1月31日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、クイックシルバー式M X L T o p - R 5 8 2 L型超軽量動力機他9件の航空事故に関し、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附属書にしたがい、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 佐藤 淳 造

新日本ヘリコプター株式会社所属 JA6715

# 航空事故調査報告書

所 属 新日本ヘリコプター株式会社  
型 式 川崎式BK117B-2型(回転翼航空機)  
登録記号 JA6715  
発生日時 平成14年1月10日 13時53分ごろ  
発生場所 三重県安芸郡美里村

平成15年 1 月 15 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

新日本ヘリコプター株式会社所属川崎式BK117B-2型JA6715は、平成14年1月10日(木)、送電線設備の撮影飛行のため、13時53分ごろ、三重県安芸郡美里村の中勢場外離着陸場から離陸するため、ホバリングに移行した直後、右回転が始まって機首方位がホバリング開始時と反対の方向を向いたところから回転速度が速くなり、機首下げ及び右バンクの姿勢で激しく接地し、機体を損傷した。

同機には、機長ほか同乗者3名計4名が搭乗していたが、全員が軽傷を負った。

同機は中破したが、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・鉄道事故調査委員会は、平成14年1月10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。

### 1.2.2 調査の実施時期

平成14年 1月11日及び12日	現場調査及び口述聴取
平成14年 1月16日～18日	機体調査
平成14年 2月5日	口述聴取（補足）
平成14年 3月25日～29日	自動操縦装置構成品の機能調査
平成14年 4月11日～26日	機体運動シミュレーション（注）
平成14年 6月18日	口述聴取（補足）
平成14年 7月1日及び2日	自動操縦装置関連電気配線、ニュートラル・ホルダー及びスタッド・アッシーの調査

（注）機体運動シミュレーションについては、川崎重工業株式会社の協力を得た。

### 1.2.3 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。

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

J A 6 7 1 5 は、平成14年1月10日、中勢場外離着陸場（以下「中勢場外」という。）を離陸して送電線設備の撮影飛行を実施する予定であった。

名古屋空港事務所に通報された同機の飛行計画は、次のとおりであった。

飛行方式：有視界飛行方式、出発飛行場：中勢場外、移動開始時刻：14時00分、巡航速度：030kt、巡航高度：VFR、経路：白山町～亀山、目的飛行場：中勢場外、所要時間：1時間20分、持久時間で表された燃料搭載量：2時間10分、搭乗者数：4名

同機は、新日本ヘリコプター株式会社（以下「同社」という。）の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。

午前9時20分ごろから、同機により2回の撮影飛行が実施され、飛行終了後、飛行間点検が実施されたが、異常は認められなかった。

事故に至るまでの経過は、機長、同乗の整備士及び目撃者によれば、概略次のとおりであった。

(1) 機長

午前中の2回の撮影飛行は別の操縦士のOJT(On the Job Training:実務訓練)を兼ねて実施したので、同操縦士がすべて操縦し、自分は同乗したが操縦はしなかった。

2回の飛行において機体の異常は認められなかった。

3回目の飛行は、整備士が左席に、カメラマン2名が後部座席に搭乗した。西寄りの風であったので、西を向いて離陸し、少し早めに右旋回して東方向へ進出する予定であった。川崎式BK117B-2型(以下「BK117」という。)はツイン・エンジンでパワーに余裕があり、前進速度を獲得すると上昇率がよいので周辺の電線等は気にならなかった。

離陸のため、風に正対して2mぐらいのホバリングに移った。この時はヨーの動きはなかった。そして右に移動しようとした時、右にバンクしてホバターンぐらいの速度で右への回転が始まった。ラダー・ペダルを必要量踏んでいたと思うが、回転が止まらず、90°ぐらい機首が変位したあたりから、回転の速度は急に速くなってきて、このまま放っておくと着陸は望めず、横転に至るのではないかと判断した。

アメリカ製のシングル・エンジンの機体の場合は、スロットル・レバーがグリップ式になっていることが多いので、すぐにオートローション(ホバオート)に入れて接地が可能であるが、BK117はツイン・エンジンでパワー・レバーがオーバーヘッド・パネルについており、パワー・レバーを操作しようと思っても両手は機体の姿勢を保持するのに精一杯の状態になっているのでそれができないため、地面にスキッドを着けてからパワー・レバーを絞る操作が最良と判断してその操作に入った。

何回転してどこに接地したのか分からないが、機体を「グーツ」と接地させてもまだ回った状態が続き、スキッドが折れて自分の座っている方向から地面に入っていく感じがした。

回転中、サイクリック・コントロール・スティック(以下「サイクリック」という。)とコレクティブ・ピッチ・レバー(以下「コレクティブ」という。)の操作は、機体の水平を維持していて、接地後、回転している時も姿勢の水平を維持していたから、その機能は正常に働いていたと思う。

ただし、ラダーに関しては、一杯踏んだけれど完全に止まらない状態が生じていた。

(なお、最初に口述した翌日、機長は、操縦系統の作動に関し、「落ちる直前にサイクリックが重くなって機体のコントロールが思うようにならなかった」、さらに、平成14年2月には、「ホバリング中、サイクリックが突然、

ニュートラル付近で前後左右とも固くなって全く動かなくなった」、また、同年6月には、「操縦するのは久しぶりだったので、忘れるといけなからエンジンをスタートしてすぐニュートラル・ホルダー（以下「ホルダー」という。）を外した。通常、ホルダーを下から手で「ポン」と叩いてサイクリックから外した後、機体フレームのレセプタクルにスタッド・アッシー（以下「スタッド」という。）を押し込んで固定する操作はしない」と口述した。）

本機は自動操縦装置装備機で、通常、離陸時に使う左のラダー量は、ほんの1～2インチぐらい前方に入れればいいぐらいの微妙な感じである。だから、回転が始まった時にラダーの必要量は当然踏んでいると思っていたが、回転がひどくなってきて、当然、それに見合った量だけ、最後は踏み込むようにしてしっかりと踏んでと思うが、全然反応がなく、回転が止まらないので、ドライブ・シャフトが切れたか、テール・ローターがどこかに衝突して無くなってしまったのかと一瞬思った。

アナウンサー・パネルには何の表示も出ていなかった。

機体が停止した後、フューエル・バルブを閉にしてエンジンを停止し、機体からはい出した時、まだ右エンジンからオイルの白煙が上がっていたが、火災ではなくエンジン停止によるものと判断した。E L T（航空機用救命無線機）が作動していたのでオフとした。地上にいた整備士等がすぐに駆けつけて来て3人を機外に出してくれた。

## (2) 同乗の整備士

3回目の飛行は、自分が左操縦席に搭乗して撮影飛行時における整備士の業務のOJTをすることになったので、左操縦席のサイクリックとコレクティブは操縦を阻害することにならないように飛行前に取り外した。取外し作業終了後、操縦系統に引っ掛かりのないことを確認した。

機長の離陸の合図があったので、離陸する前にコーション・パネル、計器等をすべて確認したが異常はなかった。

離陸時間を時計で確認し、書類に記入している最中にふわっと、もう上がっているなという感覚があった。記入し終えたら計器等に異常がないか、再度見る癖があるので、見に行こうかなと思った矢先に、機長の方から「ハイドロ」、又は「ノーコン」とか言われた。最初何を言っているのか分からず、一瞬、間が空いたが、ハイドロ計器に目が行った時にはもう既に急激な右旋回に入っていた。

急激な加速度を伴うような右旋回で、そのままあっという間に目の前のガラスがぐっと迫ってきた。顔に傷を受け、鼻血が大分出ていたなので、計器を見ることや、何かを止めることは全然思い浮かばなかった。

機長は必死になってフューエル・バルブ・スイッチを切っていたが、パワー・レバーはまだフライ（飛行）のポジションだった。しかし、音からすると、既にエンジンは止まっていたようだった。

地上にいた2人の整備士が駆けつけて来た時に初めてこのような状況になったのが分かった。整備士の誰かが「スロットル、スロットル」と言ったので、機長がパワー・レバーをオフにしていた。

### (3) 目撃者

目撃者A（同機のホバリング開始位置の南側約50mで目撃していた同社の操縦士）

同機は、ゆっくり浮き上がり、浮き上がった瞬間ぐらいから、ゆっくり右の方にレベル・ターンを開始しながら、北の方にゆっくり回転していった。

そのまま、さらにレベル・ターンして自分の位置から見て北にある訓練用送電線ぐらいの高さまで上昇しながら約180°回転した。

約180°回転したあたりで、ちょっと回転が止まったかどうか良くは分からなかったが、今度は、バンクが入った状態でゆっくりしたレートで旋回を開始した。そして、少しノーズ・ダウンが起こるとともにバンクが加速度的に深くなり、それに伴って高度も加速度的に低下し、自分が立っている方を向いた。その時は、ノーズ・ダウン、右バンク15°～20°ぐらいの降下旋回の形でメイン・ローターの回転面、ヘリコプターの上面、背中部分をはっきり視認することができた。

その姿勢でさらに高度を落として、360°回転したぐらいの瞬間、砂塵が上がって破片が飛び散った。

メイン・ローター・ブレードの破片が大きく舞い上がり、次に機体は右バンクをとっていたので右前方を地面に押し付けるような感じで、キャビンの前の部分がくしゃくしゃと壊れたような感じで、また、機体が地面にめり込むような感じで地面と衝突していった。

その後、スキッド・チューブを地面に擦りながら破片と砂塵を舞い上げながら、衝突した地点を中心にさらに90°ぐらいくるっと回った。機体が最終的に止まると、メイン・ローター・ブレードが上から垂れ下がったような状態で停止した。

すぐに機体に駆け寄ったが、近くにいた2名が先に着いていてキャビンと後部座席のドアを開けて中の人を助け出そうとしていた。自分が機体に近づこうとしている時、機長がエンジンのパワー・レバーを絞るのが見え、機体のところまで行った時には、もうエンジンは止まっていた。

その後、計器をちらっと見た時にはコーション・ランプが一杯点灯してい

たのを確認している。その時、誰かの「電源切れ」というような声がしたので、エンジン停止と電源オフの操作はもう済んだと思い、後部座席の方に行って搭乗者の救出を手伝った。

目撃者B（同機のホバリング開始位置の南西側約10mで目撃していた同社の整備士）

同機が3回目の飛行のため、通常どおりエンジン・スタートした後、機体の外回りの点検をしてから、同機は12時方向に離陸するので、機体の左前方約10mに位置した。

機長から離陸する旨の合図が来たので、離陸オーケーの合図を送ると、同機は離陸し、すぐホバリングした。その時、ダウン・ウォッシュのため一瞬目をそらしてしまい、また、同機を見た時、回転する感じで右方向に移動していった。

ずーっと回転して行って180°ぐらい回ってから回転が急激になり、農薬散布で行うターンのような感じであった。そして、右を下にしてノーズを下げて地面に向かい、メイン・ローター・ブレードが砕け散った。

機体に駆け寄ると、その時点では、排気管から白煙が出ていたので、まだ燃料が出ていると判断し、操縦席を見ると機長がパワー・レバーを握っているように見えたので「カット・オフ」と言うと、機長はカット・オフした。そうすると白煙はおさまった。また、電源が入っていたので、それは自分が切ったと思う。

そのうち、機長は自力で脱出してきたが、整備士は手助けして脱出させた。後部座席の2名も脱出してきた。

電力会社の社員が救急車を要請してくれ、到着した救急車により搭乗者を病院へ搬送した。

事故発生地点は、中勢場外の北東約45mの中部電力株式会社津電力センター中勢変電所内の空き地で、事故発生時刻は、13時53分ごろであった。

（付図1、2及び写真1、2参照）

## 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

機長ほか同乗者3名が軽傷を負った。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

中 破

### 2.3.2 航空機各部の損壊の状況

胴体	破損
インプット・シャフト	破断
メイン・ローター・ブレード	破断及び破損
尾部	破損
着陸装置	破断

### 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報 損壊なし

### 2.5 航空機乗組員等に関する情報

機長 男性 45歳

事業用操縦士技能証明書（回転翼航空機）

第7895号  
昭和54年10月3日

限定事項 陸上多発タービン機

川崎式BK117型

平成8年4月8日

陸上単発ピストン機

昭和54年10月3日

陸上単発タービン機

昭和57年12月7日

富士ベル式204-B型

平成5年5月21日

富士ベル式214型

平成10年4月20日

操縦教育証明（回転翼航空機）

第A307895号  
平成13年5月16日

第1種航空身体検査証明書

第11493156号

有効期限

平成14年8月18日

総飛行時間

7,262時間16分

最近30日間の飛行時間

1時間25分

同型式機による飛行時間

592時間00分

最近30日間の飛行時間

1時間25分

### 2.6 航空機に関する情報

#### 2.6.1 航空機

型式

川崎式BK117B-2型

製造番号

第1088号

製造年月日

平成5年8月17日

耐空証明書

第東-13-133号

有効期限	平成14年5月24日
総飛行時間	2,498時間26分
定期点検(300時間、平成13年12月22日実施)後の飛行時間 (付図3参照)	1時間25分

## 2.6.2 エンジン

型 式	ライカミング式 L T S 101-750B-1型	ライカミング式 L T S 101-750B-1型
製造番号	第LE-48144BEF号	第LE-48145BEF号
製造年月日	平成5年11月15日	平成5年11月18日
総使用時間	2,131時間45分	2,219時間34分
定期点検(300時間、平成13年12月22日 実施)後の使用時間	1時間25分	1時間25分

## 2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,996kg、重心位置は前後方向が4,528mm、横方向が右10mmと推算され、いずれも許容範囲(最大全備重量3,350kg、事故当時の重量に対応する重心範囲、前後方向：4,382～4,550mm、横方向：左右80mm)内にあったものと推定される。

## 2.7 気象に関する情報

2.7.1 津地方气象台が平成14年1月10日11時に発表した府県天気概況は、次のとおりであった。

日本付近は冬型の気圧配置が緩み、移動性高気圧に覆われています。

このため、東海地方は岐阜県山間部で雪の降っているところがありますが、その他の地方では、概ね晴れています。

三重県の今日は、移動性高気圧に覆われ晴れますが、気圧の谷が接近するため、夕方から曇りとなるでしょう。

2.7.2 中勢場外の東約11kmに位置する津地方气象台津地域気象観測所の事故関連時間帯の気象観測値は、次のとおりであった。

	風向	風速(m/s)	気温( )	日照時間(h)	降水量(mm)
12時00分	西	6	11.7	1.0	0
13時00分	西北西	6	11.7	1.0	0

14時00分 西北西 6 11.7 1.0 0

2.7.3 機長によれば、中勢場外の事故当時の気象は、次のとおりであった。

天気 快晴、風向 西寄り、風速 10kt弱、視程 10km以上

## 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、三重県安芸郡美里村の中部電力株式会社津電力センター中勢変電所内の空き地で、中勢場外の北東約45mの位置であった。同変電所は、周囲は山に囲まれており、小高い山を削った平地に設置されていた。

中勢場外は、同変電所の中央付近に設けられており、長さ19m、幅16m、進入経路が北西方向から、進出経路が東方向へと設定されている。

着陸帯の北西側には、高さ約8mの電柱が多数あり、さらに、変電所のすぐ西外側を高圧送電線が南北に走っている。着陸帯南側約30mには高さ約10mの管理棟、そして管理棟の上に高さ約50mの無線用鉄塔がある。

同機は、機首が磁方位約345°を向き、胴体右前方下面が接地し、右に傾いて停止していた。機体付近の地面には、メイン・ローター・ブレードによる打痕があり、メイン・ローター・ブレードの破片が機体の東側に飛散していた。

4本のメイン・ローター・ブレードのうち1本が根元で破断し、機体の左斜め後方約7mに落下していた。

(付図1及び写真1、2参照)

### 2.8.2 損壊の細部状況

同機の損傷状況は、次のとおりであり、いずれも接地した際に生じたものと認められる。

#### (1) 胴体

胴体前方下面外板が前方クロス・チューブ付近までつぶれていた。

右操縦席下部が押しつぶされ、右操縦席のラダー・ペダル付近の床面が機体後上方に押し上げられるとともに、右席のラダー・ペダルのロッドが折損し、また、左右席のラダー・ペダルの動きを連結するロッドが湾曲していた。

右操縦席右前方の機体フレームが押し上げられていた。

ホルダー（地上においてサイクリックを固定するためのバー）を運用時に機体フレームに固定しておくためのスタッドが脱落していた。

#### (2) インプット・シャフト

エンジンからメイン・トランスミッションへのインプット・シャフトが2本とも破断していた。

(3) メイン・ローター・ブレード

4本のブレードのうちの1本が取付部で破断、分離し、もう1本が取付部付近で破断寸前であった。すべてのブレードが中央から先端にかけ、ブレード・スキンが破断し、ブレード・コアが飛散、欠損していた。

ローターティンク・コントロール・ロッド（ブレードのピッチを変えるためのロッド）4本すべてが破断していた。

ロール・コントロールのロッドがミキシング・レバーの下部で破断し、ミキシング・レバーが変形していた。

(4) 尾部

テール・ブームが、胴体との接合部で右斜め下方に垂れ下がっていた。

(5) 着陸装置

右スキッドが前方及び後方クロス・チューブの接続部付近で破断していた。

また、前後のクロス・チューブはアーチが伸びきり、前方クロス・チューブは胴体右側面付近で破断していた。

(写真1、3、4参照)

## 2.9 事実を認定するための試験及び研究

### 2.9.1 BK117の操縦システムの概要

(1) メイン・ローター・コントロール

サイクリック・コントロール

サイクリック・コントロールには、油圧装置が装備されており、サイクリックの動きはロッド等を介して油圧装置に伝達される。油圧装置により増幅された動きは、さらにロッド等によってスワッシュ・プレートを動かす。

同機には、自動操縦装置が装備されており、油圧装置へのインプット・ロッドが自動操縦装置のコントロール信号で伸び縮みする電気式アクチュエーターになっている。

コレクティブ・コントロール

コレクティブ・コントロールも、サイクリック・コントロールと同様に油圧装置で増幅されたコレクティブの動きをロッド等を介して、スワッシュ・プレートに伝達する。ただし、自動操縦装置はコレクティブ・コントロールに関与していない。

(2) テール・ローター・コントロール

テール・ローター・コントロールには、ラダー・ペダル操作及び自動操縦装置からの電気信号で作動する油圧式アクチュエーターと、自動操縦装置の電気信号のみで作動する電気式アクチュエーターとが一体直列となった電気 - 油圧式アクチュエーターが装備されている。

自動操縦装置からの電気信号がなくなるか、若しくは電気 - 油圧式アクチュエーターが固着した場合は、人力によるラダー・ペダルの直接的な動きによって方向の制御が可能である。

(3) 油圧系統

メイン・トランスミッション前方の客室天井上部にサイクリック・コントロール及びコレクティブ・コントロールの油圧装置が装備され、操縦士の操縦入力を増幅している。

この油圧装置には、2系統の油圧が使用されているが、通常、油圧系統の油圧（1,500 psi）で作動している。もし、油圧系統の圧力が低下（約半分）あるいはコントロール・スプールの引っ掛かり（ジャミング）が生ずると自動的に油圧系統（1,500 psi）に切り替わる。

なお、テール・ローターの油圧式アクチュエーターは、油圧系統の油圧のみで作動している。サイクリック等の油圧装置が油圧系統の圧力の低下等で油圧系統に切り替わると、テール・ローターの油圧式アクチュエーターへの圧力は遮断されるようになっているため、テール・ローター・ブレードのピッチ角変更は、人力によるラダー・ペダルの直接的な動きのみで行うこととなる。

(4) 自動操縦装置

自動操縦装置は、2台のFCC（Flight Control Computer）と飛行諸元（速度、高度、ピッチ、バンク、機首方位等）のセンサー及びFCCからの出力信号により作動するアクチュエーター等の周辺装備品から構成される。

自動操縦装置がONで、かつSASモードがONの時、このアクチュエーターの作動量は、サイクリック及びラダー・ペダルの全ストロークのそれぞれ約8～9%であるので、アクチュエーターに固着又は暴走が生じた場合でも、操縦士の人力による操作によってオーバーライドすることが可能である。

自動操縦装置による飛行には、次の3つのモードがある。

SAS（Stability Augmentation System）モード

SASモードでは、FCCの信号によりメイン・ローター・コントロール及びテール・ローター・コントロールのアクチュエーターを伸び縮みさせ、機体姿勢を安定させる。この時のアクチュエーターの動きは、サイク

リック及びラダー・ペダルにフィードバックされない。

このモードは、地上及び飛行中において自動操縦装置がONで、かつ、SASモードがONのときは、いつでも作動している。

なお、SASモードがONの時、いつでもビープ・トリム・スイッチによるサイクリックのトリムが可能であり、サイクリックのトリム位置は、ビープ・トリム・スイッチを希望の方向（前後左右）に動かすことにより、電動トリム・モーターが動き、その方向に変化する。

A T T (Attitude) モード

a A T Tのみのモード

このモードは、飛行中のみ使用することができ、選定時の姿勢を保持する。

b 自動飛行経路コントロール・モード

このモードには、高度保持、速度保持、上昇下降率保持、磁方位保持、NAV機能、ILS機能がある。

## 2.9.2 操縦系統の調査

操縦系統の機械的連結、油圧系統及び自動操縦装置構成部品について調査を実施した。調査結果は、次のとおりであった。

### (1) 機械的連結

サイクリック・コントロール

サイクリックから、油圧装置を経てスワッシュ・プレートまでの間については、スワッシュ・プレートに連結されるロール系統のミキシング・レバー・アセンブリ手前のコントロール・ロッドが接地時の衝撃により破断・分離していたことを除き、すべて正常に連結されていた。

コレクティブ・コントロール

コレクティブから油圧装置を経てスワッシュ・プレートまで、すべて正常に連結されていた。ただし、スワッシュ・プレートの動きを伝達してメイン・ローター・ブレードの迎え角を変化させるローターティング・コントロール・ロッドが、接地時の衝撃により破断・分離していた。

テール・ローター・コントロール

接地時の衝撃により右側ラダー・ペダル付近の床が後方斜めに押し上げられていたため、ラダー・ペダル直後のロッドが上方に湾曲していたが、テール・ローター・ブレードまでのロッド及びベルクランクは正常に連結されていた。

以上の結果、操縦系統の機械的連結に異常はなかったものと認められる。

## (2) 油圧系統

事故機の油圧系統に油圧テスト・スタンドからの圧力を加え、サイクリック及びコレクティブをその作動範囲一杯に動かしたところ、油圧装置がスムーズに動き、それらに連結される各リンク及びロッド等がサイクリック及びコレクティブの動きに応じて引っ掛かりなく動いた。

通常、作動している油圧系統の油圧が低下したとき、油圧系統に切り替わる機能は正常であった。

また、油圧装置のオイル・フィルター及び作動油を調査したところ、システムの切替え機能の不具合及び操縦系統の引っ掛かりの原因となるような金属片等は発見されなかった。

なお、電気 - 油圧式アクチュエーターの機能試験の結果は合格であった。

これらの結果、油圧系統に異常はなかったものと認められる。

## (3) 自動操縦装置構成部品等の機能試験

本事故に関し、機長は、同機がホバリングに移った直後、右にバンクしてホバターンぐらいの速度で右への回転が始まった、すなわち、右に移動しようとした時、意図しない右回転に入っていった旨を口述している。この機体運動に関して、自動操縦装置の機能若しくは電気的特性、又はそれら装備品の相互関係の関与の可能性の有無を確認するため、自動操縦装置構成部品の機能試験を実施した。

また、ビープ・トリム・スイッチの異常及び自動操縦装置に係る電気配線の異常も、ホバリング時の右回転の発生に関与する可能性として考えられることから、それらについても調査した。

なお、FCC (No. 1 及びNo. 2) は、事故直前まで何らの不具合報告もなかったことから、事故当時は正常であったものと推定し、今回の機能試験の対象とはしなかった。

調査の結果は、次のとおりであった。

事故当時使用していた自動操縦装置のSASモードに関しては、ジャイロ・ホライゾンのコネクタに緩みがあって電源が入らないことにより信号がFCCに行かないこと、及びリレー回路の基板が割れ、電気の接続コネクタが抜けていて電源が入らないことにより、ビープ・トリム・スイッチが作動しない状態となっていた。これらの不具合については、事故当日、同機の最初の飛行前点検で、自動操縦装置のセルフ・テストを通常どおり行い、故障表示のないことを確認していることから、事故の衝撃により発生したものと推定された。

また、ビープ・トリム・スイッチの異常、及び自動操縦装置に係る電

気配線の異常がないことを確認した。

これらの結果、自動操縦系統に異常は認められなかった。

### 2.9.3 操縦系統以外の調査

2.9.2に記述したように、操縦系統を調査した結果、機長が口述した「サイクリックがニュートラル付近で前後左右とも固くなって全く動かなくなった」ことの原因となるような操縦系統の機能不良は認められなかった。

したがって、操縦系統以外でサイクリックがニュートラル付近で全く動かなくなったことに関与する可能性が考えられる事柄として、事故後の機体調査において、ホルダーのスタッドが脱落していることが確認されたことに関し、調査を実施した。調査の結果に基づく解析については、3.1.5に記述する。

#### 2.9.3.1 ホルダー及びスタッドの概要

- (1) BK - 117はフェザリング・ヒンジ（メイン・ローター・ブレードの迎え角を変更するためのヒンジ）以外のヒンジがなく、フラッピング方向、ドラッグ方向のモーメントがローター・マストに掛かる。

地上においてメイン・ローターが回転中、サイクリックを動かすとその量に比例してマストへのモーメントが増減する。ホルダーは、地上での意図しないサイクリックの動きによってマストに大きなモーメントが掛からないようサイクリックをニュートラルの位置でロックするためのものである。

マストに大きなモーメントが不用意に掛かると、機体が倒れることもあり得るので、ホルダーによりサイクリックをロックすることとしている。

ホルダーは、右操縦席右側の機体フレームに取り付けられていて、取付部のヒンジ回りに約90°下げられ、ホルダー先端側の穴にサイクリックの湾曲部の頂上にある突起をはめ込んでサイクリックを固定する。

- (2) ホルダーは、サイクリックのロック位置から外されるとスプリングによって取付部のヒンジ回りに約90°跳ね上がり、機体フレームにほぼ平行な位置で止まる。

通常の運用時、ホルダーは、この位置でほぼ動かないので操縦を阻害することはないと考えられるが、さらにホルダーを機体フレームに固定するため、ホルダーにスタッドが取り付けられている。機体フレームにはレセプタクルが取り付けられていて、スタッドを手動でレセプタクルに押し込むことによりホルダーは機体フレームに固定される。

スタッドには、レセプタクルにスタッドをロックするための細い円筒の

部品（写真8 参照）が、レセプタクルに押し込まれる外側の円筒の部分（写真8 参照）の中心を突き通して組み込まれており、その先端は外側の円筒より飛び出ている。

なお、スタッドは、レセプタクルに押し込まれる外側の円筒の部品を5本の爪のあるロック・ワッシャーによって固定することによりホルダーに取り付けられている。

（写真5、6、7、8参照）

### 2.9.3.2 スタッドのホルダーからの脱落等に関する調査

#### (1) 飛行前の状況

事故当日、事故直前の飛行で同機を操縦した操縦士によると、運航時、ホルダーをスタッドによりレセプタクルに固定し、飛行終了後、スタッドを押してレセプタクルから外し、ホルダーでサイクリックをロックしたとのことであった。

このことから、スタッドは、同機の事故時の飛行前まではホルダーに装着されていたものと推定される。

#### (2) 回収されたスタッド等の状況

事故後の機体調査において、スタッドが脱落していることが確認されていたが、その後、前部胴体の破片等の中からホルダーに装着されていたものと認められるスタッドが回収された。

同機のスタッドを固定していたロック・ワッシャーは脱落し、回収されなかった。

顕微鏡により、スタッドがロック・ワッシャーによって固定される外側の円筒の周囲を観察したところ、スタッドがホルダーから外れる際に生じたと考えられる、ロック・ワッシャーの5本ある爪のうち隣り合う2本の爪による擦過痕が残っていた。他の3本の爪によるものは、明確ではなかった。これは、スタッドの外側の円筒部分が片側から荷重を受けたことによるものと考えられる。

#### (3) レセプタクルの痕跡

顕微鏡により、レセプタクルの受け口周辺を観察したところ、三日月形の痕跡が一個認められた。その形状、サイズはスタッドをロックするための細い円筒部品の先端部とほぼ同一であり、スタッドの先端が当たったことによって生じたものと推定された。

また、レセプタクルの受け口には、レセプタクルに収まるスタッドの外側の円筒の部分が当たったものと推定される痕跡があった。

通常の操作では、スタッドの先端や外側の円筒部がレセプタクルの受け口周辺に当たらないように取り付けられている。しかしながら、ホルダーを4～5mmねじれば当てることは可能であった。

(写真9参照)

#### (4) スタッドの脱落試験

機長は、6月の口述で「同機を操縦するのは久しぶりであり、忘れるといけないから、エンジン・スタート後、ホルダーをすぐに外した。通常、ホルダーを下から軽く手で叩いてサイクリックから外した後、機体フレームに固定する操作はしない」と述べている。この場合、ホルダーは手による打撃とスプリングの力によって立ち上がるが、スタッドがレセプタクルに強く当たって脱落するような荷重は掛からないと考えられる。

そこで、サイクリックがホルダーによって固定されていたとした場合、サイクリックをロックしているほぼ水平の位置から、ホルダーを手で上に跳ね上げることによって、スタッドがホルダーから脱落することがあるのかを確認するための試験を実施した。

通常、レセプタクルの受け口周辺にスタッドの先端は当たらないので、スタッド先端が荷重を受けるようにレセプタクルの前面に鋼板を置き、ホルダーをサイクリックの固定位置から手で跳ね上げた。

可能な限り大きな力での跳ね上げを十数回実施した後、ようやくスタッドがホルダーから外れた。また、外れたスタッドのロック・ワッシャーの爪が当たる外側の円筒部には、ロック・ワッシャーの5本すべての爪跡がほぼ同程度に付いていた。

試験の結果から、ホルダーがサイクリックを固定する位置にあるとき、手等による人力で跳ね上げて外しても、スタッドが脱落するような荷重は容易に掛からないものと考えられる。

#### (5) ホルダーの変形

ホルダーは定期的に交換される部品ではなく、同機のホルダー及びスタッドも同機が製造されて以来装着されていたものであった。

ホルダー(材質:アルミニウム6061-T62、長さ:約32cm、厚さ:約2.0mm)がサイクリックを固定している状態で見ると、サイクリックを固定する側が歪んで下がっていた。

同機のホルダーの歪みは、1回の荷重によって生じたとすれば、掛かった荷重は、約30～100kgと推算された。通常の運用では、このような荷重がホルダーに一回で掛かる可能性は低いものと考えられる。

(写真3、4参照)

#### (6) 機体フレームの変形

ホルダーが取り付けられている右操縦席右前の機体フレームは、中央付近の部分が直線的な形状となっている。

機体フレームは接地時の衝撃荷重を受けて上部及び下部は変形していたが、ホルダーのスタッド取付部とレセプタクルの間はほとんど歪みがなく、同ホルダーの取付部付近は事故時に変形が少なかったものと考えられる。

#### 2.9.4 機体運動のシミュレーション

同機の機長が、後日の口述で「ホバリング中、サイクリックが突然、ニュートラル付近で前後左右とも固くなって全く動かなくなった」と述べたことから、サイクリックを中立位置で固定した上で、同機がホバリングに移行後、右回転が始まった状況が生じるような比較的単純なラダー・ペダル操縦入力を加えた場合の機体運動について、コンピューターによるシミュレーション解析を実施した。

ただし、本シミュレーションは、簡易なものであり、実機を正確には模擬しておらず、特に操舵限界値付近の操作に対する機体応答や、異常な機体姿勢での速い機体運動等については精度が十分ではなく、また、メイン・ローターの吹き下ろしによるテール・ローターの影響等の空気の流れについては模擬していないが、機体運動の傾向は把握できるものと考えられる。

シミュレーションの結果は、付図4のとおりである。ホバリング直後、左ラダー・ペダルの入力を緩める操作により右機首方位変化が発生するとともに、サイクリックが中立位置に固定されていることで右バンクがとられ、また、機体は右やや前方に移動する。その後の右回転を抑制しようとする左ラダー・ペダルの大きな踏み込み及びコレクティブの操作は、目撃者の証言による機体運動と類似するよう入力させた。

左ラダー・ペダルを踏み込んだ位置で保持していると、ヨー角速度の減少とともに、ヨー軸SASのコマンドが逆に最大まで発生する。このことが、機長に、左ラダー・ペダルを使用した右回転のレートが変化しない(ラダー・ペダルが効かない)と感じさせる可能性がある。また、サイクリックが固定されていることにより右バンクがさらに深くなるため機首方位の変化率を抑制できない可能性がある。

回転後半で右バンクが深くなった状態から、降下率を抑えようとしてコレクティブを急激に上げた場合、右回転速度及び機首下げ姿勢が増加を示している。

以上のとおり、シミュレーションによる機体運動は、目撃者の口述した同機の動きと同様な傾向を示していた。

## 2.9.5 予期せぬ右回転について

機長及び目撃者は、同機は、機首方位がホバリング開始時と反対の方向を向いたところから回転速度が速くなり、修正操作の効果がなく、回転速度のあるまま激しく接地した旨口述している。

機長は、最初の日口述でサイクリックとコレクティブの機能は正常であった旨述べているが、操縦系統が正常であっても、上記のような制御できない右回転に陥ることに関し、同機のようなシングル・ローター・タイプのヘリコプターには、次のような飛行特性があるとされている。

米国連邦航空局のAdvisory Circular (AC No : 90-95、Date : 95.12.26) によれば、テール・ローターの機能喪失 (LTE : Loss of Tail Rotor Effectiveness) について、概略次のように記述されている。

メイン・ローターが上から見て反時計回りに回っているシングル・ローター・ヘリコプターには、高出力で30kt以下の低速時に、程度の差はあれ、予期せぬ右回転が起きる可能性がある。

予期せぬ右回転に影響する要因として、低速飛行時の次の4つの飛行特性が飛行試験及び風洞試験によって確認されている。このような飛行特性が起こることは、相対風の風速及び風向が条件として存在する。これらの相対風の風向領域内で操縦に適切な注意を払わず、右回転に入った場合、適切な是正処置をとらないと、回転速度はさらに大きくなる可能性がある。( )内の角度は機体を上から見て機首から時計回りに測った相対風の風向領域を示している。

### (1) メイン・ローターのディスク・ボルテックスの影響(Main rotor disc vortex interference) (285° ~ 315°)

この領域内の風は、メイン・ローターのディスクの周辺部に生じるボルテックスをテール・ローターに運び、影響を与えることがある。このボルテックスはテール・ローターの迎え角を変化させ、テール・ローターの推力を変化させる。右回転時にテール・ローターがメイン・ローターのディスク・ボルテックスの領域に入ると、テール・ローターの迎え角が増加するので、同一の回転率を維持するためには右ペダルを加えて推力を減らさなければならない。その後、メイン・ローターのボルテックスがテール・ローターを通過すると、テール・ローターの迎え角は減少し、推力が減少して右回転が加速される。

この領域内で運用しているときは、急に左ペダルを踏む必要があることを予期していなければならない。

### (2) 風見安定(Weathercock stability) (120° ~ 240°)

この領域内の風は機体及び垂直尾翼の風見特性により、機首を相対風の

風向に向けようとする。したがって、対応するペダル操作をしないと、相対風の方向によっては機体は右又は左のいずれかの方向に回転する。回転を開始した場合、対応するペダル操作をしないと、相対風がこの領域内にあると回転は同じ方向に加速される。

- (3) テール・ローター・ボルテックス・リング状態(Tail rotor vortex ring state) (  $210^{\circ} \sim 330^{\circ}$  )

この領域内の風は、テール・ローター・ボルテックス・リング状態を発生させ、テール・ローターの推力を変動させる。その結果、回転速度が変わってくる。推力の変動は特定の周期をもたないため、回転の速度の変化が認められたとき、ペダルの負荷が高くなる。

ボルテックス・リング状態ではパイロットの負荷が高くなるため、操縦に専念し、右回転を増大させてはならない。

- (4) 転移揚力の喪失(Loss of translational lift) (全方向)

転移揚力の喪失は、出力の増加を要求し、アンチ・トルクの増加も必要となる。機体が右回転をしているときに、転移揚力が失われると、出力の増加につれて、是正措置がとられないと右回転が加速される。最大出力で、又はその近くの出力での運用時には、出力増加の要求はローター回転数の低下につながる。

この特性は、最大出力で、又はその近くの出力での運用時に最も顕著である。

#### 2.9.6 サイクリックのトリム位置について

- (1) サイクリックをトリムするには、次のように2つの方法がある。

ビープ・トリム・スイッチを操作して電動モーターを動かしてトリムする。

F T R (Force Trim Release) スイッチを押したまま、手動によりサイクリックを動かし、希望するサイクリックの位置でF T Rスイッチを放してセットする。

- (2) 事故後、同機のサイクリックがトリムされていた位置は、ホルダーによって固定される位置から計測して前方へ72mm、右方へ16mmであった。

このトリム位置は、前方側は約100ktの巡航速度付近で使用される位置と推定された。また、離陸時の重心位置は右に寄っていたが、トリム位置もやや右側にあった。

離陸時の重心位置(前後方向4,528mm、横方向:右10mm)からは、これらのトリム位置は、通常、ホバリング、又は低速の飛行中に取られる位置ではなかった。

## 2.10 その他必要な事項

### 2.10.1 同社の川崎式BK117B-2型機航空機運用規則の抜粋

#### 第2章 非常操作手順

##### 2.7.3 油圧系統圧力の過小又は過大

###### 【徴候】

###### ○ 油圧系統圧力が過小

- ・ 油圧系統 又は の油圧指示値が警戒範囲内（黄色弧線）にある。
  - ・ ときにより操縦力の増大
- 略 -

###### 【操作】

近くのヘリポートに着陸

#### 第3章 通常操作手順

##### 3.3.4 機内点検

- 略 -

- \* サイクリック・スティックが自由に操作  
できるか（全作動範囲）

- 点検

- 略 -

- \* サイクリック・スティック

- 中立にしてロック

- 略 -

##### 3.4.2 No.2エンジン始動

- 略 -

- (14) グランド・アイドルRPM - 確認（67～70%N1 RPM）

- 略 -

- (29) サイクリック・スティック - ロックを解除し、中立にトリム

- (30) コレクティブ・ピッチ - ロック解除

- (31) コレクティブ・ピッチ - 調整

レバーの摩擦力

- (32) 油圧系統

注：油圧系統が正常に作動し、その圧力が安定であること（油圧圧力計を監視する）の点検は、サイクリック・スティックを前後左右にわずかに操作し、また、コレクティブ・ピッチ・レバーを上下にわずかに操作することにより行われる。

###### 注 意

- ・ マスト・モーメント限界を超えないこと。

## 2.10.2 機長の最近の飛行の状況

機長は、BK117については、平成13年11月28日、送電線設備の撮影飛行に搭乗して操縦し、また、同年11月29日、30日及び12月1日、訓練飛行に教官として搭乗した。その後は、約2週間、米国においてベル式427型機による緊急操作訓練を受けており、同年12月は2日以降、同型式機による飛行はなかった。

平成14年1月8日、9日及び10日の午前中、同機に搭乗していたが、いずれも操縦はしていなかった。

## 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 中勢場外の東約1.1kmに位置する津地方気象台津地域気象観測所の事故関連時間帯の気象観測値では、風は、風向西北西、風速6m/sであった。

また、機長の口述から、事故当時の事故現場付近の風は、風向西寄り、風速10kt弱であり、ホバリングを開始した方向ではほぼ機体正面からの風を受けていた。このような風は、同機の通常の離陸（ホバリング）に支障とはならなかったものと推定される。

3.1.4 機長のサイクリックの動きに関する最初の口述と、その翌日及びさらに後日述べたものとは内容が変わっていったが、機長がホバリング移行後、「ハイドロ」又は「ノーコン」という声を出していることから、いずれにしても操縦系統に異常があると感じ、そのことを同乗者に伝えたものと推定される。

しかしながら、2.9.2に記述したように、同機のテール・ローター・コントロールを含む操縦系統の機械的な連結、油圧系統の作動及び自動操縦装置の調査の結果、異常が認められなかったことから、操縦系統に固着及び暴走はなく正常であったものと推定される。

3.1.5 2.9.3.2に記述したスタッドのホルダーからの脱落等に関する調査の結果から、次のことが考えられる。

- (1) 事故直前の飛行におけるスタッドの状況から、同機の事故時における飛行の前までは、スタッドはホルダーに装着されていたものと推定される。
- (2) 回収されたスタッドのロック・ワッシャーの爪による擦過痕の状況から、スタッドの円筒部分が片側から荷重を受け、ロック・ワッシャーが損傷してスタッドが脱落したものと推定される。
- (3) レセプタクルの痕跡の状況から、スタッドの先端及び外側の円筒部分はホルダーがねじれた状態でレセプタクルに当たったものと推定される。
- (4) スタッドの脱落試験の結果から、ホルダーがサイクリックを固定する位置にあるとき、手等による人力で跳ね上げて外しても、スタッドが脱落するような荷重は容易には掛からないものと考えられる。
- (5) ホルダーにあった歪みは、通常の使用において生じたことも考えられるが、1回の荷重によって生じたとすれば、掛かった荷重は、約30～100 kgと推算された。通常の運用では、サイクリックを固定している間に、このような荷重がホルダーに1回で掛かる可能性は低いものと考えられる。

以上(1)～(5)から、スタッドを脱落させるような荷重は、ホルダーが歪みが残るほどねじれ、かつ、たわんだ後、レセプタクルに強く当たった時に生じたことが考えられる。

ホルダーのねじれ及びたわみは、ホルダーがサイクリックを固定した状態のまま、同機が激しく接地し、機体フレームが下から押し上げられた際に生じたことが考えられる。その後、ホルダーはサイクリックから外れて、レセプタクルに当たったものと考えられる。

このことから、ホバリング開始時、ホルダーはサイクリックから外されていないなかった可能性が高いと考えられる。

3.1.6 サイクリックの動きについては、機長の最初の日の口述による「その機能は正常に働いていた」、及び後日の口述による「前後左右とも固くなって全く動かなくなった」の2種類がある。

また、3.1.5に記述したように、ホルダーがサイクリックから外されていないなかった可能性が高いと考えられる。一方、機長が口述したように、飛行前にホルダーがサイクリックから外されていた可能性も考えられる。

このことから、同機がホバリングを開始してから、機首下げ及び右バンクの姿勢で激しく接地した過程については、次の(1)又は(2)のいずれかが考えられる。

(1) 機長は、2月、「ホバリング中、サイクリックが突然、ニュートラル付近で前後左右とも固くなって全く動かなくなった」と口述した。この口述及び3.1.5に記述したことから、「エンジンをスタートしてすぐホルダーを外した」という機長の口述とは異なるが、ホルダーがサイクリックから外されていなかった可能性が高いと考えられる。

ホルダーがホバリング開始前にサイクリックから外されていなかったと考えられることについては、機長が失念したことが考えられる。しかしながら、失念の理由については、明らかにすることはできなかった。

なお、機長は、ホバリング移行後、「ハイドロ」等、サイクリックの異常を伝える声を出しているが、このことは、機長がサイクリックの異常は油圧システムの異常によるものと思ったことによるものと考えられ、機長が失念によりホルダーを外さなかったことに気付かなかったことが考えられる。その後、同機の回転が制御できない状況となって強行接地せざるを得ない状況に陥り、接地時にホルダーがサイクリックから外れてしまったと考えられることから、機長は、飛行中、ホルダーが外れていなかったことについて、事故後も気付かなかった可能性が考えられる。

この場合、機体の動きは、機長の口述及び機体運動シミュレーション等から、次のように考えられる。

同機は、ほぼ垂直に浮揚した。ホバリング直後、機首方位が右に変わっていったのは、機長のラダー・ペダル操作によって生じたと考えられる。

このラダー・ペダル操作は、方向保持のための操作量が足りなかったか、又は意図したものであったと考えられるが、同機の動きが意図した進出経路に近かったと考えられることから、機体の当初の動きを厳密に止めようとしなかった可能性が考えられる。

また、機体がわずかに右バンクをしているため、右移動が始まった可能性が考えられる。

機長は、サイクリックが動かないと感じたこと、及び回転が速まったことから、回転を止めようと左ラダー・ペダルを大きく使用したと考えられる。

サイクリックが動かない状態では、右回転が始まると左ラダー・ペダルを踏み込んでいても右回転を抑える効果は余りなく、また、上昇を抑えようとしたコレクティブの下げ操作も回転を抑える効果は十分にはなかったと考えられる。

右バンク、機首下げの姿勢が深まっていったのは、サイクリックが

動かないため、機体の降下率を抑制しようとした機長のコレクティブの上げ操作によって生じたことが考えられる。

なお、同機が右回転していった時、2.9.5に記述したように風の影響を受け、右回転がさらに速まっていったことが考えられる。

- (2) 機長は、最初の日口述で、「回転中、サイクリックとコレクティブの操作は、機体の水平を維持していて、接地後、回転している時も姿勢の水平を維持していたから、その機能は正常に働いていたと思う。ただし、ラダーに関しては、一杯踏んだけれど完全に止まらない状態が生じていた」と述べ、翌日の口述では、「落ちる直前にサイクリックが重くなって機体のコントロールが思うようにいかなかった」と述べている。また、機長は、6月、「操縦するのは久しぶりだったので、忘れるといけなからエンジンをスタートしてすぐホルダーを外した」と口述した。これらの口述から、飛行前にホルダーはサイクリックから外されていた可能性が考えられる。

ただし、2.10.1に記述したように、同社のBK117航空機運用規則には、エンジン始動の操作手順中、エンジン始動を完了した時点（グランド・アイドルRPM - 確認）からサイクリックのロックを解除するまでには10数項目の操作手順があり、機長がエンジンをスタートしてすぐにホルダーを外したということは、この手順とは異なっていた。

しかしながら、サイクリックが外れていたとした場合、機体の動きは次のように考えられる。

同機がホバリング後、徐々に右に進んで右回転をし、徐々に高度も上がっていったことについては、機長が離陸上昇経路を右旋回して東方向へ行こうとしていたことから、右への動きは機長の意図する動きであった可能性が考えられる。この場合、ホバリング時の方向の保持は主としてラダー・ペダルを操作して行い、その後、サイクリック及びラダー・ペダルを操作し、徐々に右に進んでいったものと考えられる。

また、同機のホバリング後の右への動きが機長の意図しないものであったならば、早期にコレクティブを下げることでよりその動きを抑制し、ホバリングを中止して接地することが可能であったものと推定されることから、右への動きは、機長の意図するものであった可能性が考えられる。

その後、機長がラダー・ペダルを一杯踏んでも効き目がなく、同機の右回転が速まり、機体の姿勢の制御が困難となって急激な姿勢変化に陥っていったことについては、次のように考えられる。

同機が低速度で右回転して高度も上がっていった時、周囲の地形等の影響が減少することにより風速が増加していったと推定され、さらに重々量のため高出力、かつ低速度の飛行であったことから、2.9.5に記述したような状態になったことが考えられる。すなわち、最初に機体が左斜めからの風を受けた時、メイン・ローターの渦がテール・ローターに影響を与えたことが考えられ、さらに回転していったテール・ローターの推力が変動し、そのまま回転していった追い風を受けた時、風見安定のため、さらに右回転が助長される影響を受けたことが考えられる。これらのことにより、機体の制御が困難な状態に陥ったことが考えられる。

なお、「落ちる直前にサイクリックが重くなった」という機長の口述については、同機は接地直前には機首下げとなっていたことから、機首を上げようとしてサイクリックを操作範囲の限界まで引いたことによることが考えられる。

ただし、油圧が低下すると操縦力が増大することがあるとのことから、何らかの理由で油圧が一時的に低下した可能性も考えられる。

3.1.7 機長及び目撃者の口述並びに調査の結果から、同機は、離陸するため、ホバリングに移行した直後、右回転が始まって、機長が回転を止めようと操作したものの、機首方位がホバリング開始時と反対の方向を向いたところから回転速度が速まり、機長が接地させようとしたが、機体の姿勢制御が困難になったため、機首下げ及び右バンクの姿勢で回転速度のあるまま激しく接地し、機体を損傷したものと推定される。

3.1.8 2.9.6に記述したように、トリム位置がホバリング、又は低速の飛行中に取られる位置とは異なっていたことについては、次のことが考えられる。

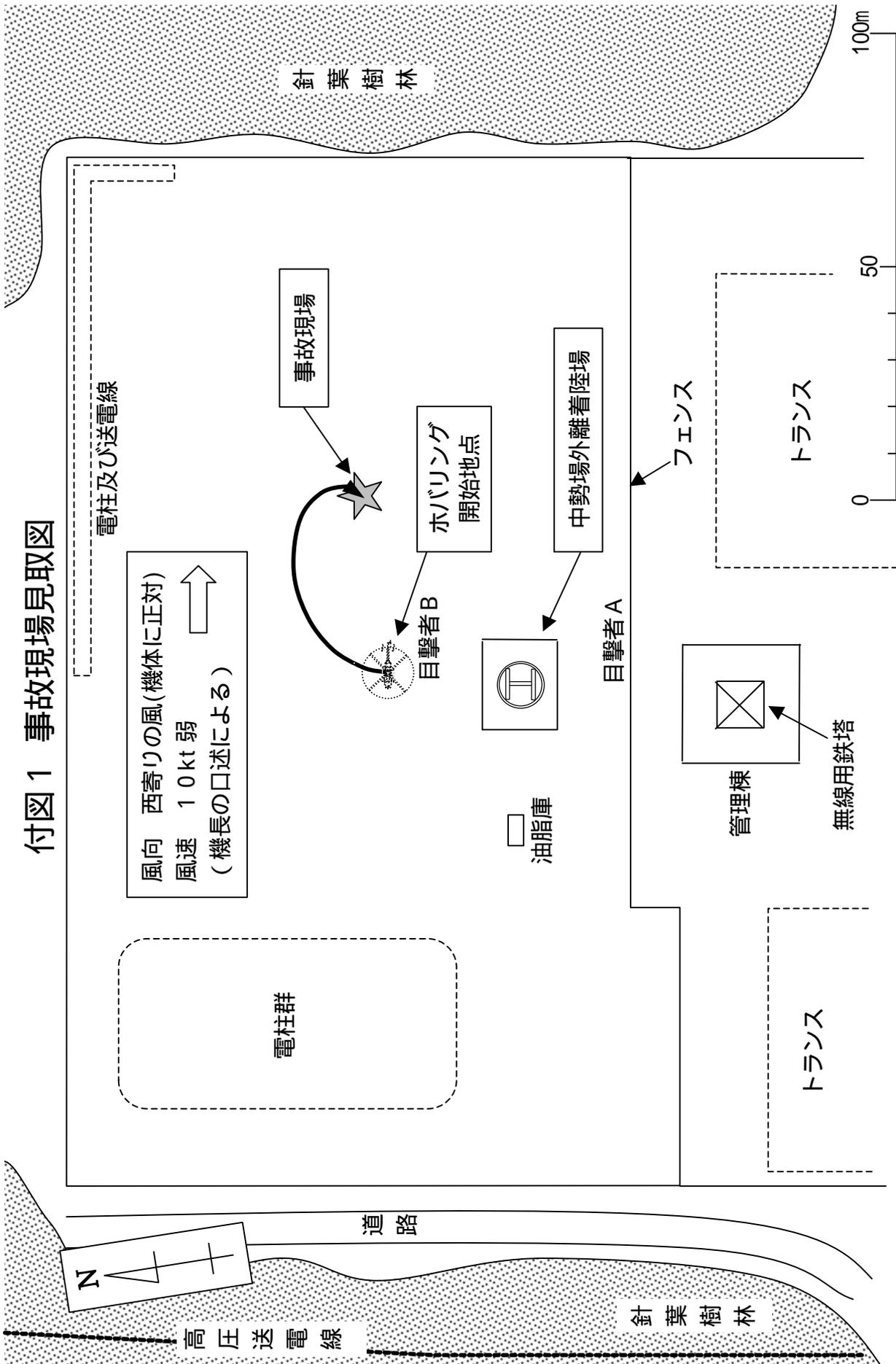
3.1.4に記述したようにトリム・モーターの固着及び暴走はなかったと推定されること、また、操縦士がトリムを操縦しづらい位置に設定することは考えにくいことから、同機が激しく接地した際、ホルダーがサイクリックから外れ、FTRスイッチが押された状態でサイクリックが動かされたか、又はサイクリックが動かされた後、FTRスイッチが押されたことが考えられる。

## 4 原因

本事故は、同機が、離陸するため、ホバリングに移行した直後、右回転が始まって機長が回転を止めようとしたものの、機首方位がホバリング開始時と反対の方向を向いたころから回転速度が速くなり、機長が接地させようとしたが、機体の姿勢制御が困難となったため、機首下げ及び右バンクの姿勢で回転速度のあるまま激しく接地し、機体を損傷したことによるものと推定される。

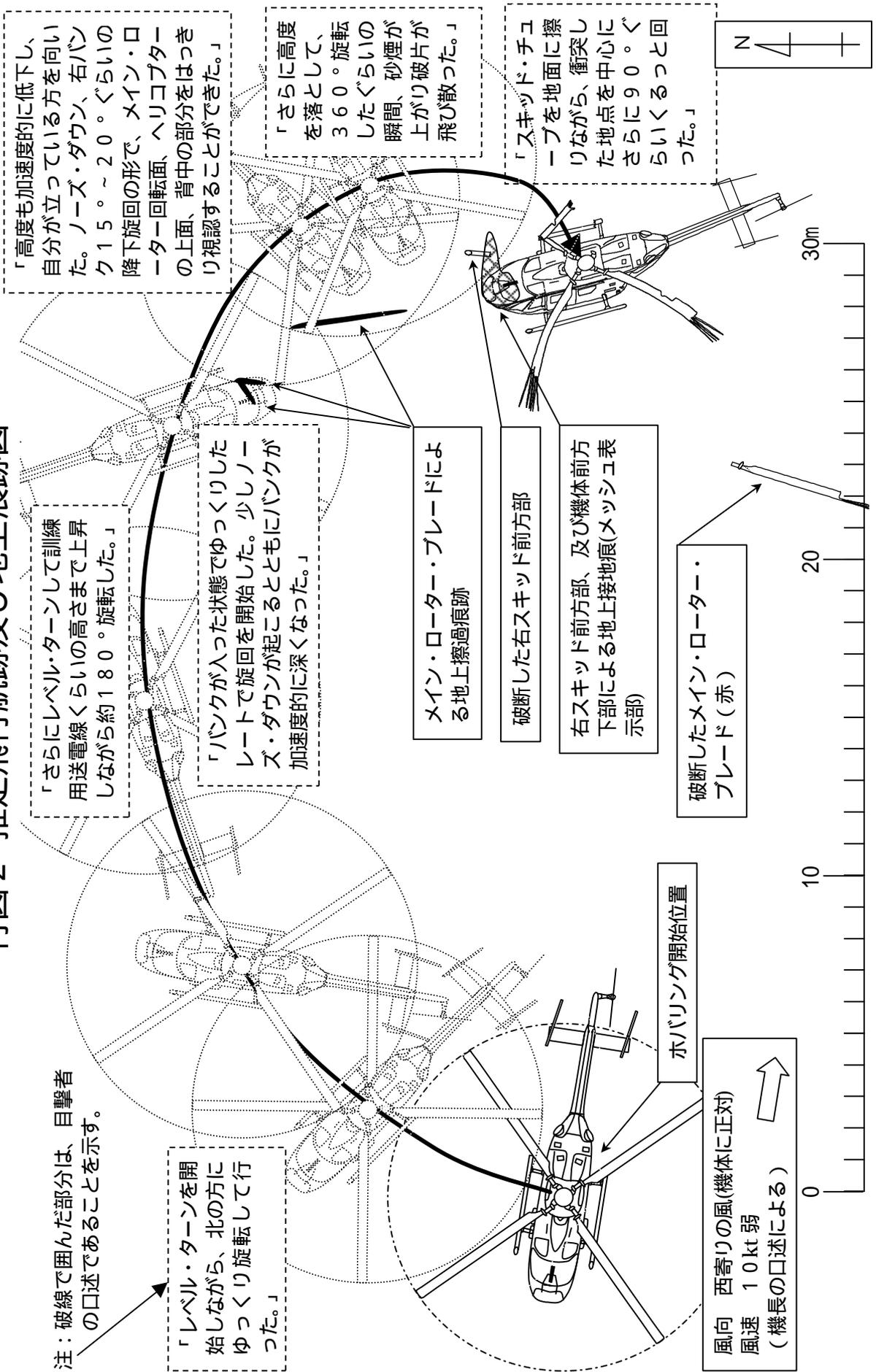
なお、同機がホバリング後、機体の姿勢制御が困難となったことについては、機長が失念により、ホバリング開始前にニュートラル・ホルダーをサイクリック・スティックから外さないまま飛行したことによる可能性が高いと考えられる。

一方、機長の口述どおり、飛行前にニュートラル・ホルダーは外されていたとすれば、テール・ローターがメイン・ローターの渦及び風の影響を受けたことにより、テール・ローターの効果が低下する状況に陥ったこと等による可能性も考えられる。

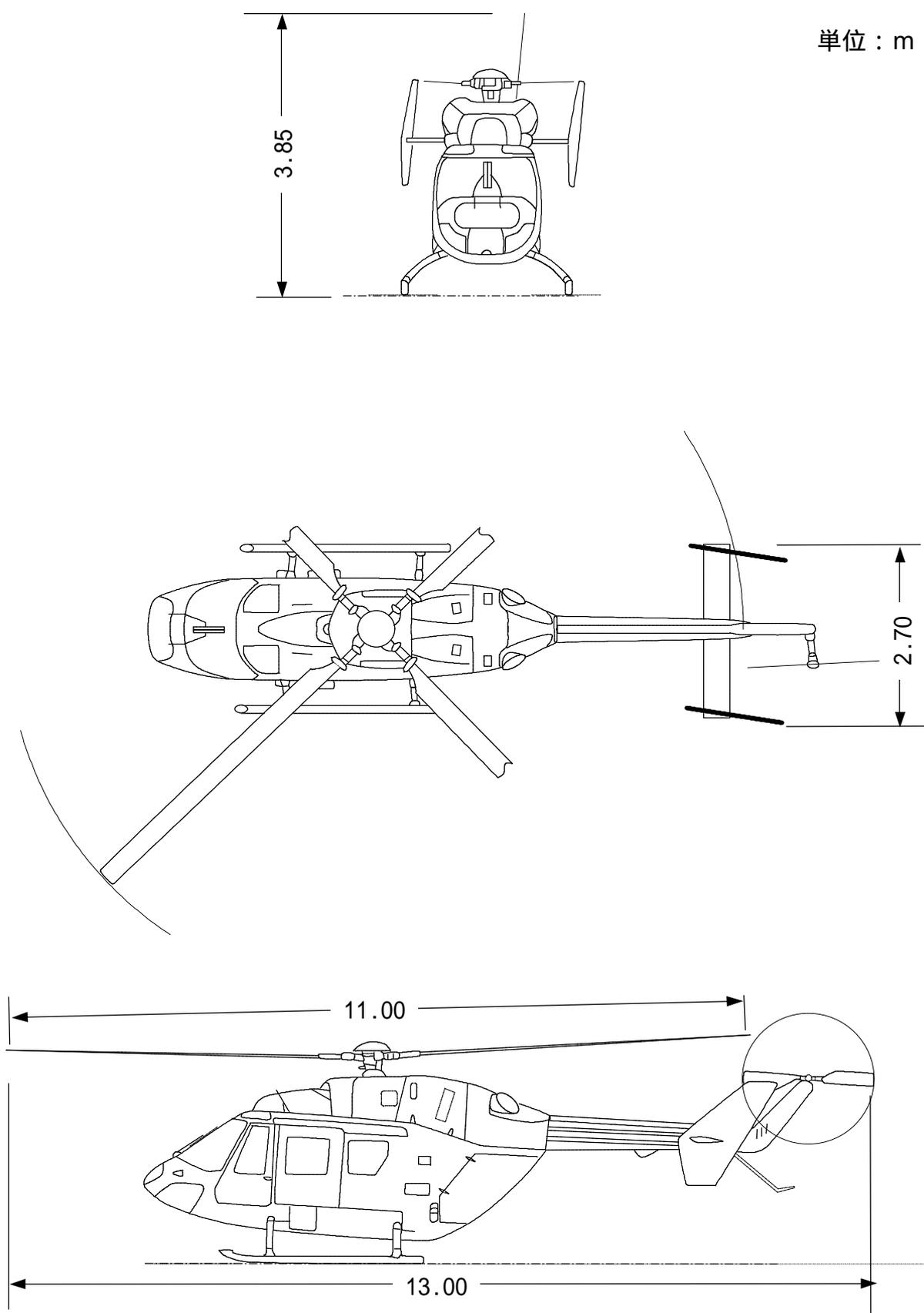


付図1 事故現場見取図

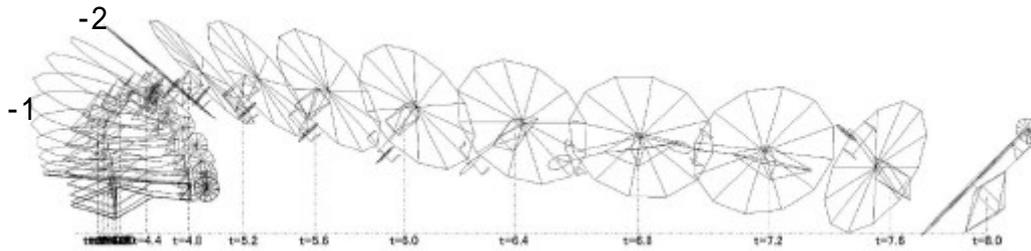
付図2 推定飛行航跡及び地上痕跡図



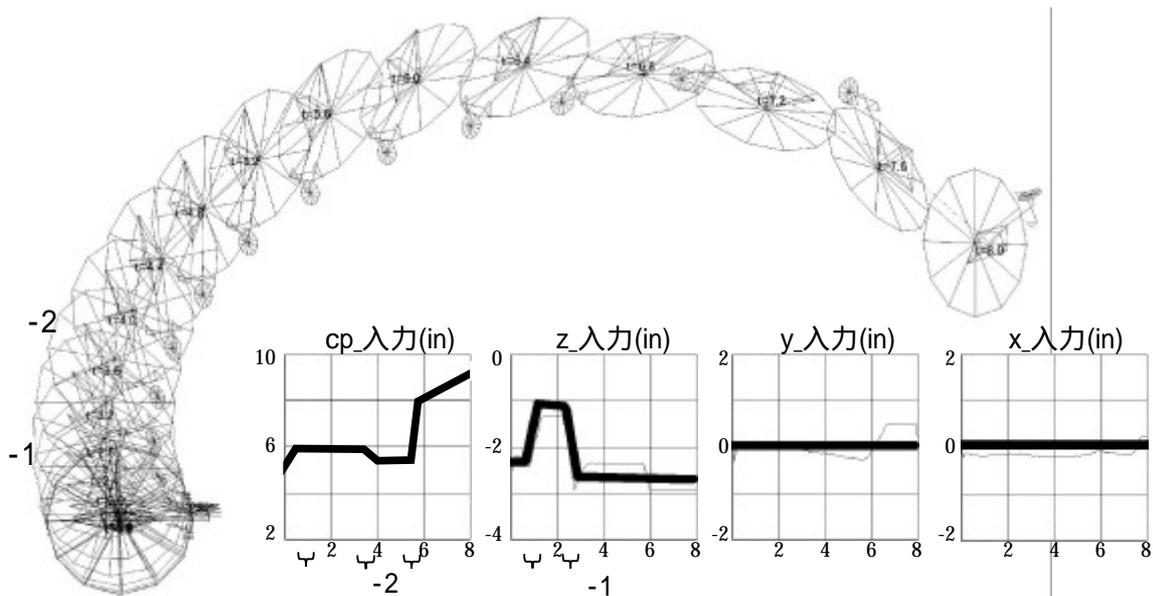
付図3 川崎式BK117B-2型 三面図



## 付図4 機体運動シミュレーション図



付図 4-1：機首を西に向けた状態で離陸させた機体を、南から見た状態。  
(図中の t は経過時間[秒]を示す)



付図 4-2：同機体を、上から見た状態。

グラフは、シミュレーション時の入力信号を表す。

\* cp、y、x 及び z 入力は、パイロット操縦入力に相当する。

( cp はコレクティブ、他は縦、横サイクリック及びペダルで、太線で示す。  
細線には S A S 出力を含んでいる。)

各フェーズにおけるシミュレーション操作の設定

：ホバリング移行時

ラダー・ペダル：当初は、トリムよりやや左。0.8～1.3 秒の間に、緩める操作。

コレクティブ：上昇するために、ホバリング・トリムよりやや上げ。

-1：左ペダルによる旋回の抑制

ラダー・ペダル：右旋回を抑制するため、2.3～2.7 秒の間に、左踏み込み。

-2：コレクティブ下げによる上昇率の抑制

コレクティブ：上昇を抑制するため、3.5～4.0 秒の間に、コレクティブ下げ。

：コレクティブ上げによる降下率の抑制

コレクティブ：降下を抑制するため、5.5～5.8 秒の間に、コレクティブ上げ。

注：シミュレーションに当たっては、次の仮定を前提としている。

- (1) コレクティブ、ラダー・ペダル及び3軸の S A S アクチュエーターは正常に作動する。
- (2) 重量及び重心位置は事故機と同様とする。
- (3) 風の影響は考慮しない(静穏大気条件を仮定する)。
- (4) サイクリックは、離陸開始から不時着までの間、中立位置とする。

写真1 事故機



写真2 中勢場外離着陸場

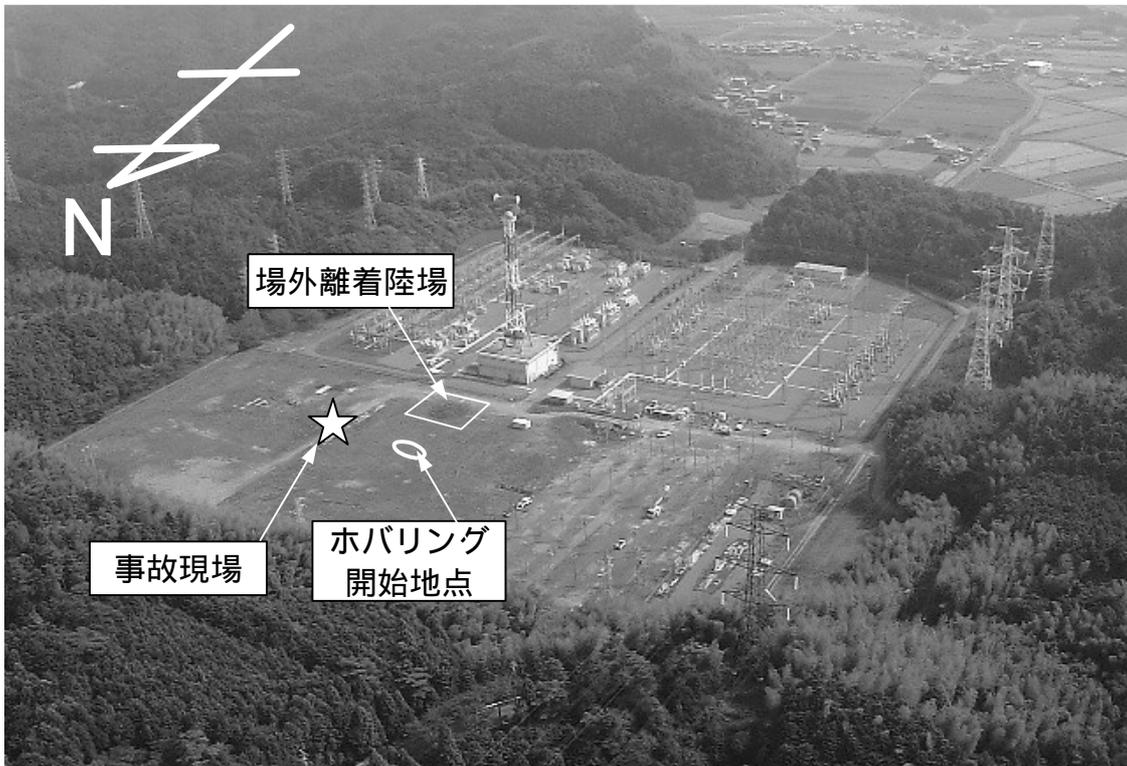


写真3 ニュートラル・ホルダー（事故機）



写真4 ニュートラル・ホルダーの歪み（事故機）

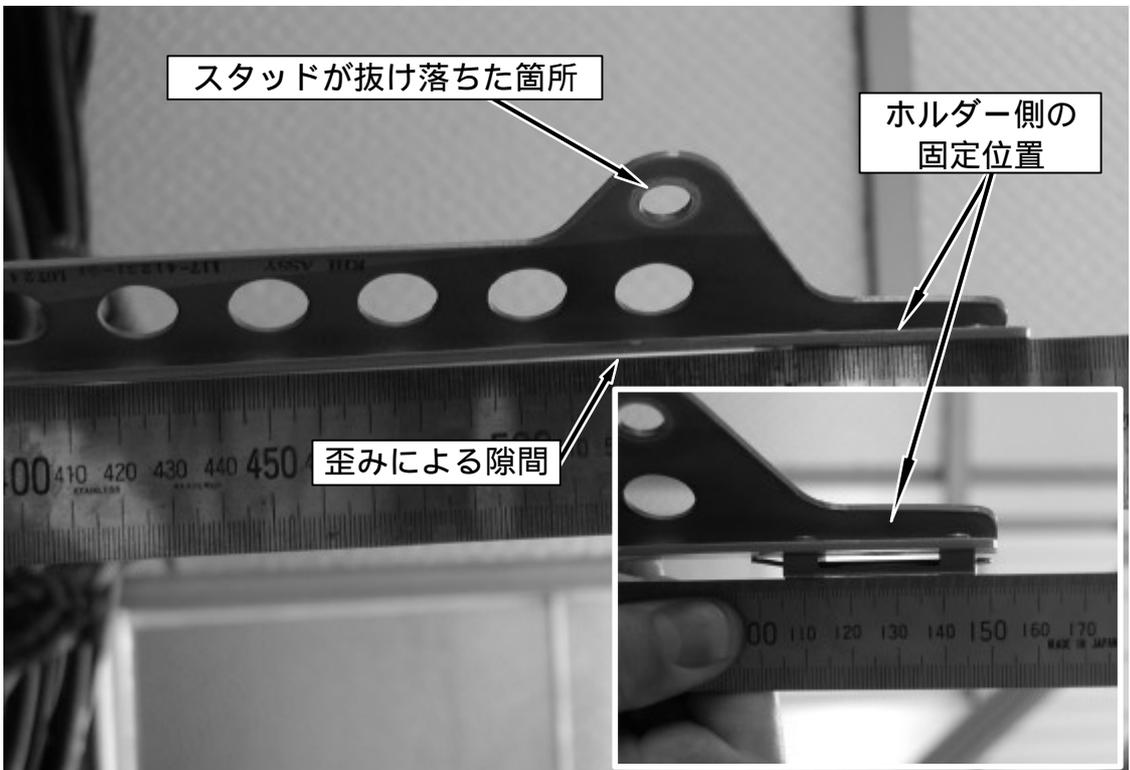


写真5 ニュートラル・ホルダー [サイクリック固定状態]  
(同型式機)

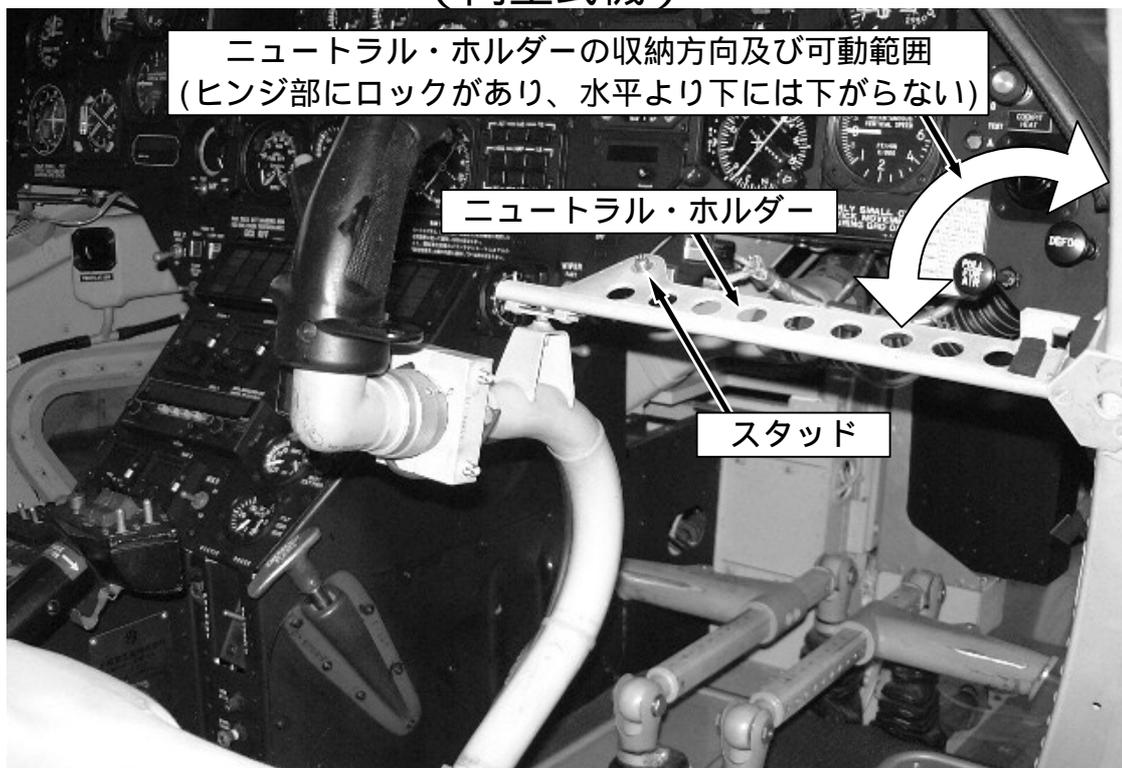


写真6 ニュートラル・ホルダー [使用状況]  
(同型式機)

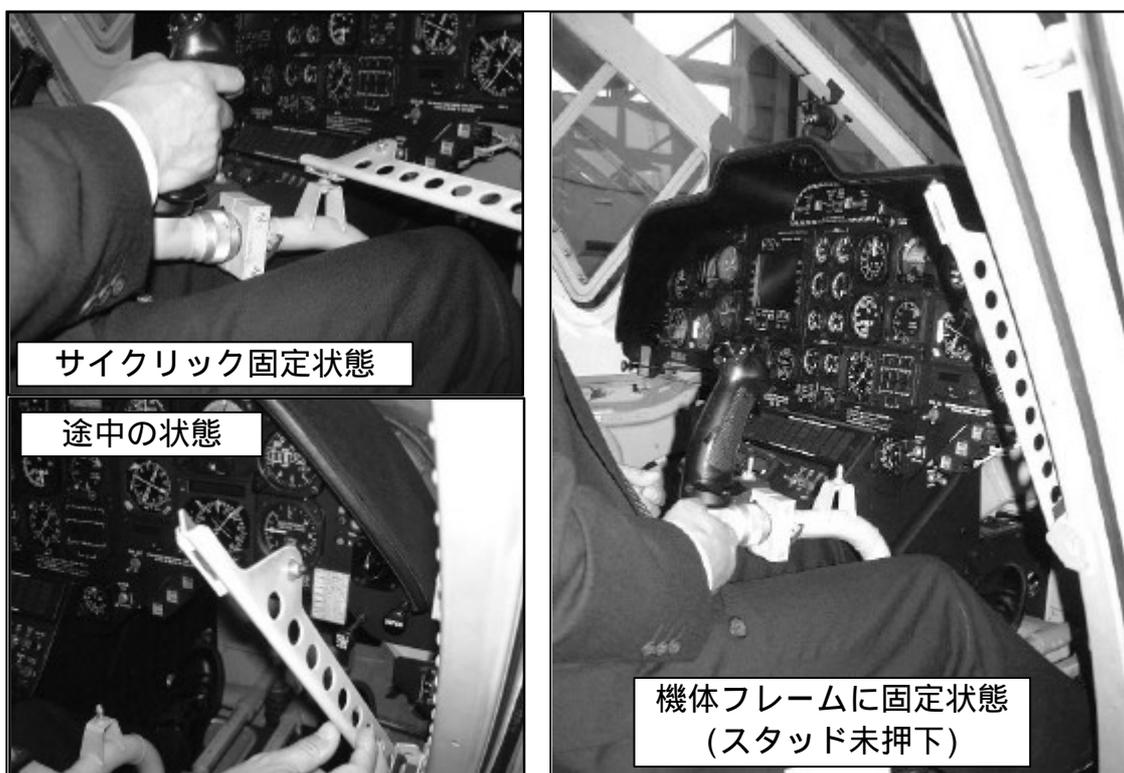


写真7 ニュートラル・ホルダー[機体フレームに固定状態]  
(同型式機)

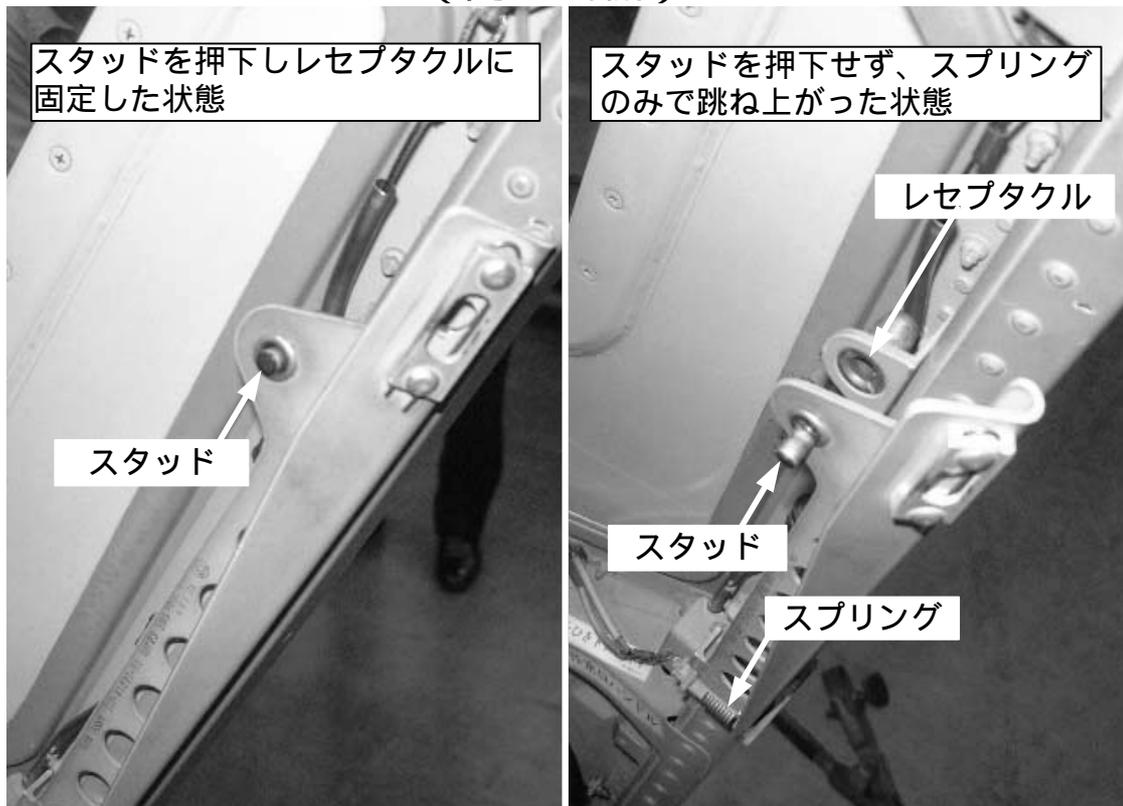
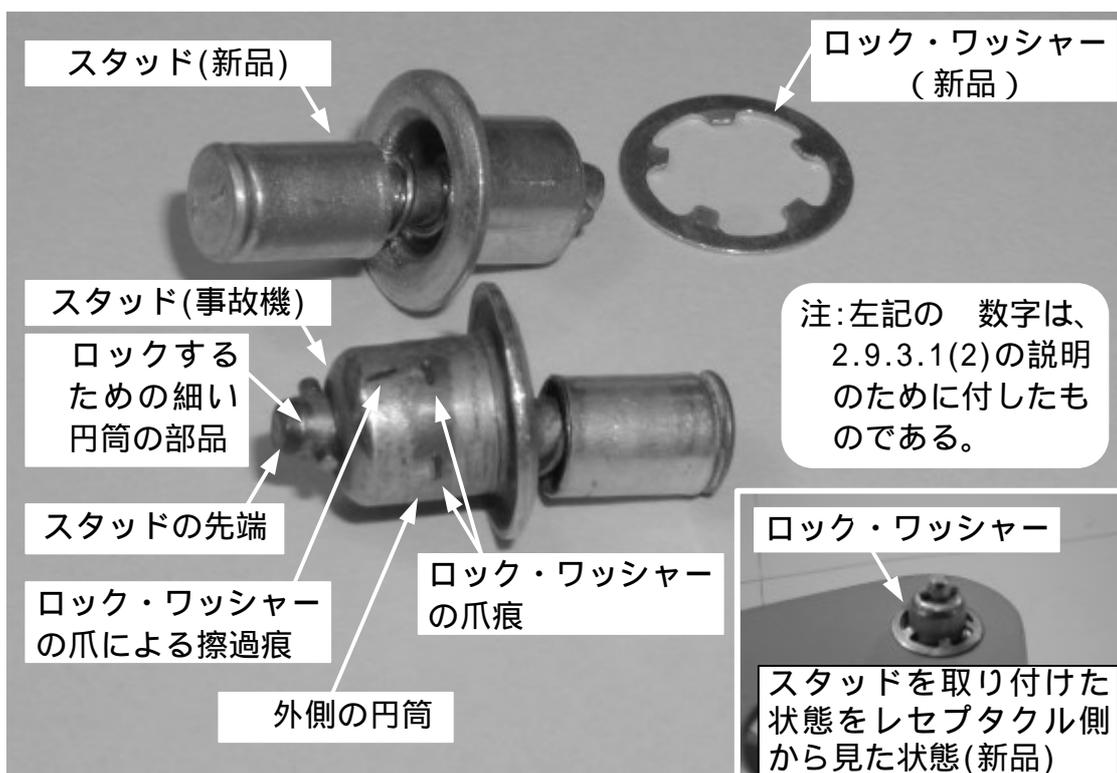


写真8 スタッド



## 写真9 レセプタクルの痕跡

