

2003-5

# 航空事故調査報告書

全日本空輸株式会社所属 JA104A

三菱重工業株式会社所属 製造番号1001

平成15年9月26日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、全日本空輸株式会社所属JA104A他 1 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 佐藤 淳 造

三菱重工業株式会社所属

製造番号 1 0 0 1

[略号]                    本報告書で用いる略号は、次のとおりである。

A F C S	: Automatic Flight Control System
C F R P	: Carbon Fiber Reinforced Plastic
C V R	: Cockpit Voice Recorder
D A T	: Digital Audio Tape
D F D R	: Digital Flight Data Recorder
F A D E C	: Full Authority Digital Engine Control
G A G	: Ground Air Ground
G F R P	: Glass Fiber Reinforced Plastic
I A S	: Indicated Air Speed
M / R	: Main Rotor
M G B	: Main Gear Box
M R B	: Main Rotor Blade
O E I	: One Engine Inoperative
P I O	: Pilot Induced Oscillation
S E M	: Scanning Electron Microscope
S / N	: Serial Number
T D S	: Tail Drive Shaft
T G B	: Tail Gear Box
T R B	: Tail Rotor Blade
T / R	: Tail Rotor
V F R	: Visual Flight Rule

[余 白]

## [目次]

1	航空事故調査の経過	1
1.1	航空事故の概要	1
1.2	航空事故調査の概要	1
1.2.1	調査組織	1
1.2.2	専門委員の任命	2
1.2.3	調査の実施時期	2
1.2.4	原因関係者からの意見聴取	2
1.2.5	経過報告及び公表	2
1.2.6	航空局への通知	2
2	認定した事実	3
2.1	飛行の経過	3
2.1.1	同乗者等の公述	3
2.1.2	墜落現場付近にいた目撃者の口述	5
2.2	人の死亡、行方不明及び負傷	6
2.3	航空機の損壊に関する情報	6
2.3.1	損壊の程度	6
2.3.2	航空機各部の損壊の状況	6
2.4	航空機以外の物件の損壊に関する情報	7
2.5	航空機乗組員等に関する情報	7
2.6	航空機に関する情報	8
2.6.1	航空機	8
2.6.2	エンジン	8
2.6.3	重量及び重心位置	9
2.6.4	燃料及び潤滑油	9
2.7	気象に関する情報	9
2.7.1	天気概況等	9
2.7.2	空港及び飛行場の航空気象の観測値	9
2.7.3	消防署の観測値	10
2.8	F A D E C装置及びD A T記録装置のデータに関する情報	10
2.9	事故現場及び残がいに関する情報	11
2.9.1	事故現場の状況	11
2.9.2	損壊の細部状況	11
2.10	医学に関する情報	12

2.1.1	火災及び消防に関する情報	12
2.1.2	人の生存、死亡又は負傷に係りのある捜索、救難及び避難等に関する情報	12
2.1.3	事実を認定するための試験及び研究	13
2.13.1	TRBが飛散したと推定される直前から墜落するまでの飛行経過の概要	13
2.13.2	MH2000型S/N1001(同機)の概要	14
2.13.2.1	機体構造	14
2.13.2.2	操縦系統	15
2.13.2.3	作動油圧系統	16
2.13.2.4	着陸装置	17
2.13.2.5	座席及び計測機器架台	17
2.13.3	同機の特性等	17
2.13.3.1	サイクリック振動	17
2.13.3.2	同社が開発試験時に行ったオートローテーション着陸の実績	17
2.13.3.3	同機の飛行規程に記述されていたT/Rの故障時の対応	18
2.13.3.4	同社が事故後にT/Rの故障を模擬して行った飛行特性に関する試験飛行の結果	19
2.13.4	エンジン及びFADEC装置の調査	20
2.13.5	後方サーボ取付けスタッド・ボルトの調査	20
2.13.6	TRBの調査	20
2.13.6.1	TRBの破断の状態	20
2.13.6.2	TRBストラップの破断に関する調査	21
2.13.6.3	同社がMH2000型の開発時に実施した実証試験	23
2.13.6.4	同社が事故後に実施したTRBの繰返し荷重試験	23
2.13.6.5	最初に破断したと推定されるNo.10TRBの履歴	24
2.13.6.6	TRBの整備点検	25
2.13.7	TGBの破損及びTDSの破断に関する調査	26
2.13.8	墜落時の荷重の調査	27
2.13.9	同機の作動油圧系統の調査	27
2.13.10	ラダー・トリム・システムの調査	27
2.13.11	サイクリック振動の調査	28
2.1.4	その他必要な事項	28
2.14.1	同機の試験飛行の許可	28
2.14.1.1	試験飛行の許可の背景	28
2.14.1.2	試験飛行の許可の取得	29
2.14.1.3	試験飛行時の許可条件	29

2.14.1.4	同機の飛行経路の調査	29
2.14.2	同社の安全管理体制	29
3	事実を認定した理由	30
3.1	解析	30
3.1.1	機長の資格等	30
3.1.2	航空機の耐空証明	30
3.1.3	事故当時の気象	30
3.1.4	飛行経路及び飛行空域	31
3.1.5	事故時の機体の状態	31
3.1.6	T R Bストラップの破断原因	33
3.1.6.1	試験条件の設定が十分でなかったこと	33
3.1.6.2	点検間隔及び点検方法が適切でなかったこと	34
3.1.7	T R Bの破断から墜落に至るまでの同機の状況	35
3.1.8	T R B破断後の機長の状況認識等	37
3.1.9	T R B破断後の機長の対応	37
3.1.10	同機の試験飛行に対し同社がとった安全対策	39
4	原因	39
5	所見	40
5.1	航空機の開発における安全性の立証	40
5.2	試験専用機の整備点検	40
5.3	試験飛行における搭乗員の安全確保のための処置	40
5.4	試験飛行における飛行経路及び飛行空域の厳守	41
6	参考事項	41
6.1	新型T R Bの型式設計変更の承認	41
6.2	T / R故障時の手順に係る飛行規程の改訂	41
付図1	試験飛行空域図	42
付図2	推定飛行経路図 - 1	43
付図3	推定飛行経路図 - 2	44
付図4	三菱式MH2000型 三面図	45
付図5	D A T記録装置のデータ(その1)	46
付図5	D A T記録装置のデータ(その2)	47
付図5	D A T記録装置のデータ(その3)	48
付図6	T R B及びハブ	49
付図7	スワッシュプレート及びサーボ取付位置	50

写真 1	事故機	51
写真 2	ダクト・ファン及びTGB	52
写真 3	破断したTRB取付ラグ部	53
別添 1	TRBストラップ破断の推定経過について	54

# 航空事故調査報告書

所 属 三菱重工業株式会社  
型 式 三菱式MH2000型（回転翼航空機）  
製造番号 1001  
発生日時 平成12年11月27日 14時40分ごろ  
発生場所 三重県鈴鹿市柳町

平成15年9月10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

三菱重工業株式会社所属三菱式MH2000型製造番号1001（無線局呼出符号JQ6003）は、平成12年11月27日（月）試験飛行のため、機長、同乗操縦士及び計測員等4名の計6名が搭乗して14時21分ごろ名古屋空港を離陸した。

その後同機は、試験飛行空域付近で試験飛行中、テール・ローター・ブレードが飛散して操縦が困難となり、14時40分ごろ三重県鈴鹿市柳町の水田に不時着しようとして墜落した。

同機が墜落した際、機長は死亡し、同乗者5名全員が重傷を負った。

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12年11月27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。なお、人事異動に伴い平成14年1月4日、新たに1名の航空事故調査官を指名した。更に、平成15年4月1日の人事異動に伴い、既に指名していた航空事故調査官を主管調査官に指名変更し、新たに1名の航空事故調査官を指名した。

#### 1.2.2 専門委員の任命

本事故に関し、専門的事項の調査のため、次の専門委員が任命された。

##### (1) 複合材に係る専門的事項の調査

航空宇宙技術研究所 先進複合材評価技術開発センター  
センター長

工学博士 石川 隆司

##### (2) 機体構造に係る専門的事項の調査

航空宇宙技術研究所 構造研究部  
疲労強度研究室長

工学博士 下河 利行

##### (3) ヘリコプターの空気力学に係る専門的事項の調査

航空宇宙技術研究所 飛行システム総合研究グループ  
ヘリコプター飛行安全研究グループ・リーダー

工学博士 奥野 善則

#### 1.2.3 調査の実施時期

平成12年11月27日～30日

現場調査及び口述聴取

平成12年11月30日～平成13年1月30日

機体の全般調査

平成12年12月8日～14日

エンジン等機能調査及び機体の詳細調査

平成13年1月～9月

テール・ローター・ブレード及び座席の詳細調査

平成13年10月～平成14年11月

事故原因の総合的解析

#### 1.2.4 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。

#### 1.2.5 経過報告及び公表

平成13年12月7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い、公表した。

#### 1.2.6 航空局への通知

平成13年4月2日航空局に対して、事実調査で得られた情報の提供として、破損したテール・ローター・ブレードに疲労の兆候があった事実を通知した。

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

三菱式MH2000型(以下「MH2000型」という。)製造番号1001(以下「同機」という。)は、平成12年11月27日、機長、同乗操縦士及び計測員等4名の計6名が搭乗して、三菱重工業株式会社(以下「同社」という。)小牧南工場に隣接する名古屋空港から離陸し、試験飛行空域で試験飛行の後、名古屋空港へ戻る予定であった。

この飛行は、同社が、三菱式MH2000A型(以下「MH2000A型」という。)のメイン・ローター(以下「M/R」という。)の回転数(以下「Nr」という。)100%Nrを106%Nrで運用できるようにするために必要となるデータを取得するため、同機を使用して行った試験飛行であった。

名古屋空港事務所へ通報された同機の飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：有視界飛行方式、出発飛行場：名古屋空港、出発予定時刻：14時00分、巡航速度：100kt、巡航高度：VFR、経路：弥富、目的飛行場：名古屋空港、所要時間：2時間00分、飛行目的：試験飛行、持久時間で表された燃料搭載量：4時間30分、搭乗する総人数：6名 備考：離陸前に20分間のホバリング実施

(付図1参照)

2.1.1 同乗操縦士、同乗計測員A、同乗計測員B、同乗計測員C及び同乗整備員の口述を総合すると、事故に至るまでの飛行の経過は、概略次のとおりであった。

事故当日、13時15分から、機長が主催する約20分間の飛行前ブリーフィングが同乗者全員に対して行われ、同社の技術者2名がこれに参加した。ブリーフィングの内容は、MH2000型試験運営要領に沿ったものであり、同機のフライト・リリース・シートによる機体の整備状況の確認、当日の試験方案「ET-3449」(試験飛行の具体的計画内容を示したもの。以下「試験方案」という。)による飛行要領、制限内容及び計測要領等についての周知と確認であった。機長からは、気象条件を考慮して飛行経路を決定すること及び当日の試験飛行は、平成12年11月9日に実施した1回目の106%Nr時における水平飛行時の連

続最大出力での最大水平速度（以下「Vh」という。）試験に引き続いて残りの項目を試験するためのもので、飛行高度5,000ftで計測する予定である旨の説明があった。なお、飛行空域については、当日のブリーフィングでは特に説明はなかった。

同機は、名古屋空港において上記試験方案で計画されていたホバリングによる100%Nr時及び106%Nr時のデータ計測を約20分間実施した後、14時21分ごろ名古屋空港を滑走路34から離陸し、高度をとりながら弥富を経由して試験飛行空域へ向かいつつ、飛行性能試験を実施した。

同機には機長が右席に着座して操縦し、同乗操縦士が左席に着座して機長を補佐していた。同乗計測員等はそれぞれの席に着座し、計測等の配置についていた。伊勢湾上の試験飛行空域の東寄り(知多半島沿い)は雲が多かったため、西寄りの四日市から津方向にかけての海岸線沿いを飛行し、計測時の飛行高度を4,000ftに変更して、データを計測することにした。

最初の計測項目である100%Nr時のVhの計測を終了し、次の計測項目である106%Nr時のVhの計測を14時35分ごろから開始した。

四日市方向へ向かって飛行し、106%Nrに設定してトルクを増加しているとき、機体上方又は後方から突然「ドン」又は「バスッ」という異常音が発生して、同時に「バンバン」という感じで機体の激しい上下振動が発生した。この激しい上下振動は、3Hz（1秒に3回）ぐらいの揺れで、大波が1秒周期でくるような強弱のある揺れであった。このとき、トルクは約97%、指示対気速度（以下「IAS」という。）は約130ktに達していた。アナウンシエーター・パネルの左舷作動油注意灯（以下「[SERVO L HYD]注意灯」という。）が点灯していたが、左舷作動油圧計は正常値の3,000psiを示していた。

同乗操縦士は過去に、同機で試験飛行のために高速飛行中、サイクリック・スティック（以下「サイクリック」という。）を後方へ素早くわずかに引いたとき、機体の激しい上下振動に襲われ、約10秒間続いた経験があり、そのとき、コレクティブ・スティック（以下「コレクティブ」という。）から手を離すことにより振動を収束させることができたことから、コレクティブ・バウンス（Collective bounce）の類であると考えていた。（以下本報告書ではサイクリックを後方へ素早くわずかに引いたとき、又は前後方向に素早く往復運動させたとき等に発生する同機固有の機体の激しい上下振動を「サイクリック振動」という。）同乗操縦士は、このサイクリック振動は、「ドン」又は「バスッ」という異常音が生じたことから機長がとっさにサイクリックを後方へ操作したのを発端として、PIOに入ったのではないかと思った。同乗操縦士は機長がコレクティブを握っていたのを見て、コレクティブから手を離すように助言した。サイクリック振動は約20秒間にわ

たつて継続した後に収束した。

サイクリック振動が収束した直後にNrは100%に戻された。同乗計測員等が機体内外の異常の有無を点検するため、窓越しに機体外部を観察したところ、水平安定板に翼端板が付いていることは窓から見て確認することができたが、垂直安定板やダクテッド・ファン部（以下「テール部」という。）は胴体による死角の位置にあるので、窓越しに見ても見ることはできなかつた。また、「ドン」又は「バスッ」という異常音に続いてサイクリック振動が発生したので、機長をはじめ同乗者たちは何が起こったのかよく分からなかつた。

同乗操縦士によると、サイクリック振動が収束した後、機長が「テールが効いてない感じですね」と言いながら左旋回して名古屋空港へ戻ろうとしたが、機体のコントロールが自由にならない様子で、左旋回を継続することができなかつたようだった。

機長が、しばらくしてまた、「テールだね」と言っていたので、同乗者たちはテール部に不具合が発生したのであろうと思ったが、それ以外のことは分からなかつた。

同乗操縦士は、飛行高度と飛行速度が徐々に減少していくのは、機体のコントロールが自由にならないためだと思った。また、高圧線鉄塔が目の前に見えたころから、右旋回が小回りになってきて、ロール角（機体の前後軸回りの角度）やピッチ角（機体の左右軸回りの角度）は何度か分からないが、右回転の傾向が加速してひどい回転となり、接地直前には外の風景が流れるように感じた。

同乗操縦士は、不時着接地の際、パワーが入ったままでコレクティブを使うと、更に回転が激しくなると考え、周りは家もなく田んぼばかりなので「どこでもよいから降りて」という感じで、接地の直前に機長に「パワー絞るよ。アイドルにするよ」と言いながらエンジン出力をアイドルにした。

同乗操縦士によると、機長による機体の操縦が十分にできなかつたため、機体は自然に墜落現場の方へ行ってしまったという感じだった。

また、同乗計測員によると、接地後もM/Rが垂れ下がったまま回っていたので、動けなかつた機長及び同乗操縦士に代わって同乗整備員がエンジンを停止し、燃料及び電源を遮断する処置をした。

2.1.2 墜落現場付近にいた目撃者の口述を総合すると、飛行の経過は概略次のとおりであった。

同機は、墜落現場の北東の方向から、かなりの低高度で「ふらふらっ」と飛んで来た。機首は右に回っていた。墜落現場上空では、高さ約40mぐらいの鉄塔と同じぐらいの高度でゆっくり右に1回りし、その後また2回か3回くるくると

小さく回った。

そのときは機首を右に向け、20°から30°くらい機首を下げた状態だった。約5mぐらいの高度でいったん浮いたような状態になり、まもなく失速したように「ドスン」と音をたてて、機体右前から田んぼに墜落した。

墜ちたときは、機体は右側にかなり傾いていて、バウンドした感じだった。

墜落現場は、近畿日本鉄道鈴鹿線柳駅南西約200mにある水を抜いた水田（以下「水田」という。）であった。同機がテール・ローター・ブレード（以下「TRB」という。）の不具合発生後、墜落前に同社の三菱小牧南局と社内無線で交信した際に記録されていた時刻、墜落時まで作動していた同機の計測記録装置（以下「DAT記録装置」という。）及び墜落後も作動していたエンジン電子制御装置（以下「FADEC装置」という。）の記録を基に推定した事故発生時刻は、14時40分ごろであった。

（付図1、2、3、4、5及び写真1、2参照）

## 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

機長が死亡し、同乗操縦士及び同乗計測員等4名の計5名全員が重傷を負った。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

大 破

### 2.3.2 航空機各部の損壊の状況

- |          |  |
|----------|--|
| (1) 胴体部  | 機体中央上部（キャビン接続部）のわずかな隙間がV字型に大きく拡大   |
| (2) M/R部 | ブレード 4枚(全数)折損<br>ハブ 損傷<br>M/R後方サーボ・アクチュエーターのサポート・ブラケット・取付けスタッドのボルト（以下「後方サーボ取付けスタッド・ボルト」という。）3本（全数）破断 |
| (3) テール部 | ブレード 10枚（全数）飛散<br>テール・ギアボックス（以下「TGB」という。）破損<br>テール・ローター・ドライブ・シャフト（以下                                 |

- 「TDS」という。) 破断  
ダクト 破損
- (4) 着陸装置 スキッドとクロス・チューブを接続している接合部(以下「サドル」という。)3ヶ所(前部クロス・チューブ左部を除いたすべて)が破断し、後部クロス・チューブが後方に回転
- (5) 計測機器架台 支持部材座屈

#### 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

- (1) 同機のTRBが飛散したとき落下したTRBスリーブにより四日市市塩浜地区の民家の屋根瓦2枚が被害を受けた。
- (2) 同機が墜落したとき漏れた作動油により事故現場の水田の一部が被害を受けた。

#### 2.5 航空機乗組員等に関する情報

- (1) 機長 男性 54歳

事業用操縦士技能証明書(回転翼航空機)

限定事項

陸上単発タービン機

富士ベル式204B型

平成7年3月3日

陸上多発タービン機

アエロスパシアル式SA365型

平成8年6月26日

三菱式MH2000型

平成10年9月11日

第1種航空身体検査証明書

有効期限

平成13年3月2日

総飛行時間

6,771時間13分

最近30日間の飛行時間

12時間30分

同型式機による飛行時間

310時間18分

最近30日間の飛行時間

0時間00分

- (2) 同乗操縦士 男性 56歳

事業用操縦士技能証明書(回転翼航空機)

限定事項

陸上単発ピストン機

ベル式47型

昭和53年8月11日

陸上多発タービン機

シコルスキー式 S 7 6 型	平成 5 年 1 0 月 1 4 日
三菱式 M H 2 0 0 0 型	平成 1 0 年 1 月 1 2 日
第 1 種航空身体検査証明書	
有効期限	平成 1 3 年 6 月 2 4 日
総飛行時間	7 , 2 7 2 時間 2 4 分
最近 3 0 日間の飛行時間	2 1 時間 0 6 分
同型式機による飛行時間	4 6 9 時間 2 5 分
最近 3 0 日間の飛行時間	1 時間 0 0 分

## 2.6 航空機に関する情報

### 2.6.1 航空機

型 式	三菱式 M H 2 0 0 0 型 (注)
製造番号	1 0 0 1
製造年月日	平成 8 年 7 月 1 日
耐空証明書	なし
総飛行時間	7 7 4 時間 3 7 分
定時点検 (50時間、100時間点検 (平成12年1月28日実施))後の飛行時間	1 8 時間 5 5 分
(注) 同機は、試験専用機として同社が改修を行っているため厳密には、M H 2 0 0 0 型と異なる。	

### 2.6.2 エンジン

#### (1) 左舷エンジン

型 式	三菱式 M G 5 - 1 1 0 型
製造番号	0 1 0 3
製造年月日	平成 1 0 年 7 月 9 日
総使用時間	5 8 8 時間 1 3 分
前回オーバー・ホール後の使用時間	2 4 8 時間 4 2 分
定時点検後の使用時間	1 8 時間 5 5 分

#### (2) 右舷エンジン

型 式	三菱式 M G 5 - 1 1 0 型
製造番号	0 1 0 2
製造年月日	平成 1 0 年 7 月 7 日
総使用時間	6 7 5 時間 0 4 分
前回オーバー・ホール後の使用時間	2 4 8 時間 4 2 分

### 2.6.3 重量及び重心位置

墜落時の同機の重量は、4,301kg、重心位置は4,963mmと推算され、許容範囲内にあった。

### 2.6.4 燃料及び潤滑油

航空燃料はジェットA-1、潤滑油はEXXON 2380であった。

## 2.7 気象に関する情報

### 2.7.1 天気概況等

平成12年11月27日、津地方気象台11時発表の天気概況は、次のとおりであった。

日本海沿岸には前線があって、ゆっくり南下しています。一方、大陸には高気圧があって東に張り出し、日本付近は次第に冬型の気圧配置が強まる見込みです。

このため、東海地方は概ね晴れですが、飛騨地方では、曇りで雨の降っている所があります。

三重県の今日は、高気圧に覆われ概ね晴れますが、日本海から前線が南下するため時々雲が広がり、北中部では雨の降る所もあるでしょう。

### 2.7.2 空港及び飛行場の航空気象の観測値

(1) 事故現場の南南東約38kmに位置する明野飛行場の気象観測値は、次のとおりであった。

14時00分 風向 280°、風速 11kt、視程 10km以上、  
1/8～2/8積雲、2,500ft、  
3/8～4/8高積雲、10,000ft、  
気温 18、露点温度 10

(2) 事故現場の北東約52kmに位置する名古屋空港の気象観測値は、次のとおりであった。

14時30分 風向 310°、風速 7kt、視程 10km、  
1/8～2/8積雲、2,000ft、  
3/8～4/8層積雲、5,000ft、  
5/8～7/8高積雲、8,000ft、  
気温 16、露点温度 9

### 2.7.3 消防署の観測値

- (1) 事故現場の西北西約 1.6 km に位置する鈴鹿市消防署の気象観測値は、次のとおりであった。

14時00分 天候 晴、気温 19、湿度 75%、雨量 0mm、  
雲量 4/10

- (2) 事故現場の北東約 1.7 km に位置する鈴鹿市消防署東分署の気象観測値は、次のとおりであった。

14時40分 風向 北北西、最大風速 6.2 m/s、気圧 1,011 hPa、  
気温 19.1

### 2.8 F A D E C 装置及び D A T 記録装置のデータに関する情報

同機に搭載されていた 2 基のエンジンは、それぞれのエンジンに対応した F A D E C 装置により制御されており、これらの F A D E C 装置はエンジンの状態を自動的に記録する機能を有していた。

F A D E C 装置には、エンジンの作動状況や接地時の時刻等の解析に必要な情報が正常に記録されていた。

また、試験飛行時のデータの記録用に搭載されていた D A T 記録装置には、約 60 項目のデータが記録されており、同機が墜落する直前の電波高度計で約 40 ft の高度までのデータが正常に記録されていたが、一部のデータは、更に墜落直後まで記録されていた。

D A T 記録装置に記録されていたデータのうち、主要な項目は次のとおりであった。

- (1) 対気速度及び対地速度（縦、横、上下）
- (2) 気圧高度及び電波高度
- (3) 操縦装置（サイクリック、コレクティブ、ラダー・ペダル。ラダー・ペダルを以下「ラダー」という。）の変位及び操舵力
- (4) ピッチ、ロール、ヨーの姿勢角及び変化率（ピッチ角を以下「ピッチ」、ロール角を以下「ロール」、機体の上下軸回りの角度を示すヨー角を以下「ヨー」という。）
- (5) 外気温度
- (6) N r
- (7) 左右エンジンの潤滑油温度、トルク、温度及び回転数等
- (8) 機体重心位置加速度及びメイン・ギア・ボックス（以下「M G B」という。）の加速度（上下、左右、前後）
- (9) 対空通信及び機内通話等

( 付図 5 参照 )

## 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

墜落現場一帯は水田であり、同機は、右スキッド前部を水田の畦道にかけ、機体をほぼ水平状態にしてかく座していた。

地面には、メイン・ローター・ブレード(以下「MRB」という。)により叩かれた痕跡があり、すべてのMRBはブレード付け根付近で折れ曲がり、一部のMRBは先端付近も折れ曲がっていた。また、水平安定板の翼端に付いている左右翼端板の下端が地面に当たった痕跡があり、右翼端板は、水平安定板への取付部から分離していた。

なお、胴体下の地面には、作動油と認められる油が漏れた痕跡があった。

( 付図 3 及び写真 1、2 参照 )

### 2.9.2 損壊の細部状況

主要部分の損壊状況は、次のとおりであり、(4)のテール部の損壊を除き、いずれも墜落時に地面との衝突により生じたものと認められた。

(1) 胴体は、キャビン後部隔壁と後部胴体構造の間のわずかな隙間がV字型に大きく開いていた。着陸装置の前部クロス・チューブが取付けられている床面下のキール・ビーム部が破壊して操縦席付近の床面中央部が盛り上がり、山形になっていた。また、胴体下面には、着陸装置が破断して地面に直接接地したことによる損傷があった。

(2) エンジン部は、損傷が見当たらなかった。

(3) M/R部は、MRBが4枚ともすべて折れ曲がり、ハブの部分にも損傷があった。また、MGBに取付けてある後方サーボ取付けスタッド・ボルトが、3本とも破断していた。

(4) テール部は、TRBが10枚ともすべて喪失しており、ダクト内面が全周にわたって削りとられていた。

TGBは、取付部ラグ付近でケースが割れ、TGBが下方に垂れ下がっていた。

TDSは、TGB前方(テール・ブーム後端)付近で破断していた。

(5) 着陸装置は、4ヶ所のサドルのうち、左前部の1ヶ所を除く3ヶ所のサドルが破断していた。左右のスキッド及び前後のクロス・チューブには目立った損傷や変形はなかった。前部クロス・チューブは、胴体への固定部からやや左側へ抜け出した状態で、後部クロス・チューブは後ろ上方に回転していた。

(6) 座席は、損傷して衝撃吸収構造部のほとんどが底着きし、大きな衝撃荷重がかかったことを示していた。特に操縦席は激しく損傷し、床が変形して左右の座席とも外側に大きく傾いていた。

(7) キャビンの天井部が落ち込み、キャビン内の床と天井間に装着されていた計測機器架台の支持部材は折れ曲がっていた。

(写真 1、2、3 参照)

## 2.10 医学に関する情報

機長が死亡した状況及び同乗者が負傷した状況は、次のとおりである。

なお、解剖結果報告書によれば、機長の遺体からは、アルコール及び一酸化炭素は検出されなかった。また、機長の死因は、前胸部打撲に基づく心臓及び大動脈破裂であった。

(1) 機長 男性 54歳 (右操縦席に着座)

病院に収容後死亡 頭頂部打撲擦過傷、前胸部打撲に基づく心臓及び大動脈破裂、その他

(2) 同乗操縦士 男性 56歳 (左操縦席に着座)

重傷 腰椎骨折、その他

(3) 同乗計測員 A 男性 39歳 (右後席に着座)

重傷 腰椎骨折

(4) 同乗計測員 B 男性 33歳 (左中席に着座)

重傷 胸椎骨折、右足骨折

(5) 同乗計測員 C 男性 33歳 (左後席に着座)

重傷 腰椎骨折、右足骨折

(6) 同乗整備員 男性 53歳 (右中席に着座)

重傷 腰椎骨折

## 2.11 火災及び消防に関する情報

同機からの燃料の流出はなく、火災は発生しなかった。

## 2.12 人の生存、死亡又は負傷に関係のある捜索、救難及び避難等に関する情報

鈴鹿市消防本部は、14時42分ごろ、事故を目撃した付近の住民から事故の通報を受け、救急救助出動指令を発出して、指揮車1台、救助工作車1台、タンク車1台及び救急車2台を出動させた。また、鈴鹿市消防署東分署及び同署南分署からは、救急車各1台計2台を出動させた。

救急活動は、14時55分ごろから開始され、15時14分ごろには、塔乗者全員

を救急車で近隣の病院に収容し、17時19分ごろに終了した。

## 2.13 事実を認定するための試験及び研究

2.13.1 TRBが飛散したと推定される直前から墜落するまでの飛行経過は、DAT記録装置、FADC装置及び機内通話の記録並びに同乗者の口述によれば、概略次のとおりであった。

(1) TRBが飛散したと推定される直前の状態(14時36分06秒ごろまで)

同機は、試験方案に基づき、106%Nr時におけるVhのデータを取得するため、飛行高度を4,000ftに維持し、水平直線飛行をしながら100%Nrによる計測を行った後、106%Nrとして、トルクを100%に増加中であった。このため、飛行速度はVhに増速中であり、IASは約130ktに達していた。

(2) サイクリック振動が発生したときから収束するまでの間の状態(14時36分06秒ごろから同27秒ごろまでの約20秒間)

異常音を伴う衝撃をきっかけとしたサイクリック振動が始まった場所は、四日市市塩浜地区の上空であった。

サイクリック振動が発生した直後から[SERVO L HYD]注意灯が常時点灯し、右舷作動油注意灯(以下「[SERVO R HYD]注意灯」という。)は消灯していた。左右の作動油圧は墜落時まで正常値の約3,000psiを維持していた。

14時36分27秒ごろ、それまで続いていたサイクリック振動は、同乗縦士が機長にコレクティブから手を離すように助言したところから収束し、概ね106%付近で増減していたNrもこのころから低下し、同36分40秒ごろには概ね100%で安定した。

サイクリック振動が収束したのは、振動の発生から約20秒後で、飛行高度は約3,500ft、IASは約105ktであった。

(3) サイクリック振動が収束してから墜落するまでの状態(14時36分27秒ごろから14時39分40秒ごろまで)

同乗計測員たちは窓越しに機体後方を観察し、左右の翼端板が水平安定板から分離していないことを確認した。胴体の陰になって死角となるTRBは見ることができなかった。アナウンシエーター・パネルの表示は、[SERVO L HYD]注意灯が点灯しているだけで、その他の警報灯や注意灯は点灯していなかった。また、左舷作動油圧は正常値を示していた。

機体姿勢の維持が困難で、特に左方向への旋回ができないと言っていた機長は、再度左旋回を試みたがやはり左に旋回を継続することはできなかった。この間、操舵の効果を確認するような動きが認められた。

14時37分40秒ごろ、同乗操縦士は社用無線で同社の「三菱小牧南局」へ、把握できた範囲で異常事態の内容を報告し始めたが、不具合の実態が明確でなく、詳細な報告をすることはできなかった。

同機の高度と速度はゆっくり減少していった。機長が、高度維持の操作をしたところから右への偏向傾向が強まっていった。また、異常事態に対応中の機長に対する配慮のため、同乗計測員等は、機長との機内通話を最小限に控えていた。

14時38分40秒ごろ、機首上げ傾向を示していたピッチは、機首下げ傾向になった。ロールは右に深まる傾向を示していた。ヨーは右へ約10°となり、右回転の傾向が更に強くなっていった。

14時39分08秒ごろ、同機の高度は約800ftとなっていた。IASも約50kt以下に低下しつつあり、機内通話の記録によると機長は左旋回できず、右回転の傾向を抑えることができなくなったことから、不時着を考えて田んぼに行こうとしたが、同機の右回転は更に強まっていった。

14時39分30秒ごろ、同機は更に高度と速度を失い、高度は約500ftとなり、左横滑り状態となって、徐々に旋回半径も小さくなり、制御できない急激な右回転に陥って墜落した。

(付図1、2、3、5参照)

## 2.13.2 MH2000型S/N1001(同機)の概要

### 2.13.2.1 機体構造

#### (1) 胴体構造

MH2000型は、設計当初、キャビン部だけを機体から独立させた胴体構造となっていた。

この胴体構造は、アクチュエーターを介してキャビン部を支持することにより、騒音や振動のキャビン部への伝達を軽減して乗り心地の改善を図ろうとしたものであった。

しかし、その設計思想は型式証明のための機体を製造する前に取り止められた。ただし、キャビン内の騒音を軽減する観点から、同機のキャビン後部隔壁と後部胴体構造との間にはわずかな隙間が残され、必要な荷重は下部胴体の主要構造部材により伝達されるようになっていた。その後、量産型として生産されたMH2000A型は、当初からキャビン下部を下部胴体の主要構造部と一体化するだけでなく、キャビン後部隔壁と後部胴体構造との間も一体化したため、同機の胴体構造様式とは異なっていた。

#### (2) ダクテッド・ファン

同機のテール部には、垂直安定板と一体となった10枚のブレードからなるダクテッド・ファン形式のテール・ローター（以下「T/R」という。）があった。

また、TRBは、その先端からブレード翼部、スリーブ及びブッシュ部からなっていた。スリーブの内部を通るストラップの一方は、曲げ及び遠心力を受け持つ強度材としてブレード翼部外皮に接着される形でブレード翼部先端にまで達し、他方は、遠心力を受けるために繊維を金属ブッシュに対してループ状に巻いて取付部を形成していた。

TRBの主要構造部分には、ガラス繊維複合材（GFRP）のストラップとこれを覆う炭素繊維複合材（CFRP）（以下これらを総称して「複合材」という。）が使用されていた。

また、ブレード翼部の根本部分には、スリーブと呼ばれる金属部分に連結されたピッチ角変更機構があり、ラダーを操作すると、ピッチ・コントロール・ロッドに結合されているスリーブによってTRBはピッチ角が変化する方向へ回転するが、TRBストラップはブッシュ部で固定されているため、ラダー操作を行うと、ブッシュ部と回転するスリーブの間の部分に最大 $\pm 32^\circ$ のねじりが加わる構造になっていた。

このため、同機の複合材製のTRBストラップには、TRBの回転による遠心力及びラダー操作によるねじり等が複合してブッシュ部へ加わる構造になっていた。

（付図6参照）

#### 2.13.2.2 操縦系統

操縦系統は、M/R系統、及びT/R系統から構成され、サイクリック、コレクティブ及びラダーによる操舵は、完全に独立した2系統の油圧供給を受けているサーボ・アクチュエーターにより行っていた。

##### (1) M/R操縦系統

M/R回転面の傾斜方向を制御しているスワッシュ・プレートに傾きを与える3本（前方、側方、後方）のM/Rサーボ・アクチュエーターは、出力部をスワッシュ・プレートに連結され、本体部をサポート・プレートを挟んでMGB上部に埋め込まれた複数のスタッド・ボルトで固定されていた。3本のM/Rサーボ・アクチュエーターのうち、MGB上部に固定された前方及び側方のサーボ・アクチュエーターの本体部は、均等に配置された4本のスタッド・ボルトによってサポート・プレートを挟んでMGB上部に固定されていたが、後方サーボ・アクチュエーターだけは不均等に配置された3本のスタッド・ボルト

によって固定されていた。

(2) T/R 操縦系統

ラダーによる方向の制御（以下「ヨー・コントロール」という。）は、TGB に装備されたサーボ・アクチュエーターを介してTRBのピッチ角を制御することによって行われていた。

(3) ラダー・トリム・システム

ラダー系統の主要な改修は、平成12年3月に行われた。

この改修は、ラダー系統の油圧式ダンパーをスプリング内蔵電磁ブレーキのトリム・アクチュエーターに変更するもので、ラダーを踏み込んだときの操舵力が改修前は一定であったものを、踏込量に比例してスプリングにより増減する構造に変更するものであった。

また、コレクティブ・グリップに配置されたラダー・トリム・リリース・スイッチにより、ラダー・トリム位置を任意に設定できるものであった。

### 2.13.2.3 作動油圧系統

(1) 作動油圧系統の概要

作動油圧系統は、左舷油圧系統及び右舷油圧系統の完全に独立した2つの系統により構成され、油圧約3,000psiの作動油が供給されていた。これらの系統はそれぞれの油圧がデュアル・アクチュエーターとなっている3本のM/Rサーボ・アクチュエーター及び1本のT/Rサーボ・アクチュエーターの作動に用いられており、1つの系統だけでも操舵に必要な油圧をM/Rサーボ・アクチュエーターとT/Rサーボ・アクチュエーターに供給する能力を有していた。

なお、右舷作動油圧系統には、アキュームレーターがあり、その圧力を用いてエンジン始動前の飛行前点検の際に、操縦系統の作動状態を点検できるようになっていた。

(2) 作動油圧系統の警報灯及び注意灯

左舷作動油圧系統及び右舷作動油圧系統には、それぞれ [SERVO L HYD] 注意灯、 [SERVO R HYD] 注意灯、及び [TAIL SERVO OUT] 警報灯等の警報系統が装備されていた。また、右舷作動油圧系統には、 [AUX HYD PRESS LOW] アドバイザリー灯（機器の状態を示す白色の灯火）が装備されていた。

複式の作動油圧計がそれぞれの圧力を表示する仕組みになっており、いずれか片側系統の圧力が1,800psi以下に低下した場合、又はサーボ・アクチュエーター内のコントロール・バルブがジャム（何らかの原因で拘束すること。）した場合には、不具合が発生した系統の [SERVO L HYD] 注意灯又は [SERVO

R HYD]注意灯が点灯する仕組みになっていた。

また、T/Rのサーボ・アクチュエーターに作動油を供給している右舷作動油圧系統には、テール・サーボ・シャット・オフ・バルブがテール・ブーム内に装備されており、T/R系統の作動油配管が破損した場合等にバルブが作動し、T/R系統の作動は不可能でも右舷作動油の流出を防ぎ、M/Rの操縦に影響を与えない仕組みになっていた。

この場合、[TAIL SERVO OUT]警報灯が点灯する仕組みになっていた。

#### 2.13.2.4 着陸装置

着陸装置は、一般に広く使用されているスキッド形式で、機体下面の前後方向に配置された左右2本のスキッドとこれと交差している前後2本のクロス・チューブ及び両スキッドと両クロス・チューブの先端4ヶ所を結合しているサドルで構成されていた。

#### 2.13.2.5 座席及び計測機器架台

同機の座席は、耐空性審査要領に規定されている座席に対する非常着陸状態の動的荷重試験基準に適合していた。また、キャビン中央部の床面と天井の間には、試験専用機として計測機器を配置するために必要な架台が配置され、データ計測のための機器が装備されていた。

### 2.13.3 同機の特性等

#### 2.13.3.1 サイクリック振動

同社における過去に発生した同機のサイクリック振動についての検討によれば、同機のサイクリック振動は、同機がIASが120kt以上の高速試験飛行中で、急降下から引き起こしたり、水平飛行から上昇飛行へ移行するときなどに、操縦士がサイクリックを後方へ素早く引く操作や、前後方向に素早く往復運動させたときに発生し、振動によって影響を受けた操縦士の動きが操縦系統を経て連鎖的に増大するものであった。また、サイクリック振動は、操縦士がコレクティブから手を離すか又はコレクティブを最低位置にし、振動の連鎖を断ち切ることによって収束するものであった。

#### 2.13.3.2 同社が開発試験時に行ったオートローテーション着陸の実績

同社は、平成9年12月25日、MH2000が巡航高度で飛行中、両エンジンが停止したときにオートローテーションにより実際の地面に安全に着陸できることを実証する目的で、同機によるオートローテーション着陸を実施した。

この実証は、同社がMH2000シリーズの開発試験中に行った唯一の両エンジン停止を模擬した巡航高度からのオートローテーション降下に引き続くオートローテーション着陸であった。しかし、このオートローテーション着陸は、T/Rが故障したときにヨー・コントロールが効かない状態下でのオートローテーション着陸を実証する目的で行われたものではなかった。

その試験では、接地時の対地速度約25ktで堅固な地表面に着陸し、地上滑走距離は約120mであった。

また、オートローテーション着陸は高度な技術を要し、危険性も高いことから、接地時に対地速度を残して着陸する滑走着陸でのみ実証され、接地時に対地速度を残さない着陸は、上空に仮想地面を想定した模擬着陸の方法で実証されていた。

一方、T/Rの故障時には、同機の飛行規程でも推奨しているように、オートローテーション降下とこれに引き続くオートローテーション着陸が一般的であるが、ヨー・コントロールを行うことができないT/Rの故障時のオートローテーション着陸は、極めて高度な技術を要し、危険性も高く、この実証は型式証明でも要求されていないことから、開発時に実施されなかった。

#### 2.13.3.3 同機の飛行規程に記述されていたT/Rの故障時の対応

同機に適用される飛行規程第3章「非常操作」の項に記述されているT/R故障時の対応に関する内容は、概略次のとおりであった。

- (1) この章で述べる手順は、一般的な緊急事態における操作方法である。これら以外の特異な緊急事態においては、これらの操作とは異なる場合もあり得る。
- (2) 注意灯は、修正操作を必要とすることがあり得ることを示す灯火である。
- (3) 動力飛行状態でT/Rが故障すると、機首右振り（左横滑り）、胴体ロールが発生する。初期応答は、速度、密度高度、重量、重心及び出力に影響される。
- (4) T/Rコントロールシステムの故障時の対応

過度の挙動及び横滑りが発生するが、水平飛行中は、ダクト・ファン・テールが発生している推力が小さいのでT/Rコントロールシステムの故障によるヨーイングの変化は小さい。直ちにコレクティブを下げ、両[ENG CONT MODE]スイッチを“IDLE”として（オートローテーションに入れ）通常のオートローテーション速度より、やや速めの滑空速度にする。ローター回転速度を80%Nr以下に低下させてはならない。

進入の最終段階で緩やかなフレアーを行い、わずかにフレアーを維持してコレクティブを滑らかに使用し、緩やかな、やや機首上げ気味の着陸を

実施する。本操縦方法は、ほとんどの場合滑走着陸となる。スキッド後部で着陸すると横流れ修正に役立つ。滑走着陸で、接地後横揺れ発生時コレクティブをフル下げにすると揺れが止まる。

対地速度を残さない着陸は、フレアーをより地上に接近してより急速に行う。可能な限り水平に着陸するために、サイクリックのより急速な前方操作が必要である。更に確実に急なコレクティブ使用も必要である。フレアーとコレクティブの急な使用は機首を左に回転させるが、対地速度を残さないで接地する時に生じる機体のわずかな回転は、実際には問題とならない。

(5) T/R 駆動システムの故障時の対応

突然、ヨー軸回りに大きく右回転する。直ちにオートローテーションに入れ、両[ENG CONT MODE]スイッチを“IDLE”としてオートローテーション着陸を行う。その際の注意事項は、ヨーによる転倒を防止するため、接地速度を最小にすることである。

2.13.3.4 同社が事故後に T/R の故障を模擬して行った飛行特性に関する試験飛行の結果

同社は、事故後の平成 14 年 4 月から 8 月の間、TRB 喪失後の飛行と T/R の推力の喪失状態でのオートローテーション着陸について、事故機の飛行経過を模擬した試験飛行を行った。

ただし、この試験飛行は、実機による TRB の喪失後の状態を模擬するには限界があることから、T/R の推力をゼロに近づけるために、ラダーを中立位置から右へ 17% 踏み込んだ位置に固定することにより行われた。このため、TRB による推力を喪失した場合、速度が減少したときに垂直尾翼による直進効果の減少に伴って発生する M/R の回転方向と反対側への横滑りによる影響等は厳密には模擬することができないものであった。

同社が行った試験飛行の結果、概略次のことが同社のテストパイロットの意見として示された。

- (1) T/R の故障時に IAS を約 80 kt に維持する場合には、操縦士の負担は大きくなり、操縦に高度な技術を要するが、T/R の故障時においても水平飛行を継続できる可能性があること
- (2) T/R の故障時に IAS を 70 kt に維持してオートローテーション降下を行う場合には、両エンジン故障時のオートローテーションに比べ降下中の姿勢維持が難しく、操縦に高度な技術を要すること
- (3) T/R の故障時にオートローテーション着陸をすることは、一定の接地速度

を残す場合でも難しく、対地速度を残さないで着陸することは極めて困難であると考えられること

これらの結果より、同社では事故後の平成14年9月27日付けでMH2000A型の飛行規程を改訂し、T/Rの故障時には80ktで飛行を継続し、パワー・オン着陸を行うこととした。

#### 2.13.4 エンジン及びF A D E C装置の調査

##### (1) エンジンの調査

同機に搭載された2基のエンジン本体には損傷は認められなかった。また、それぞれのF A D E C装置には、接地直前にエンジン制御スイッチがアイドル位置へ操作されたこと、機体が接地した後も両エンジンは回転し続けたことなどが記録されていた。

##### (2) F A D E C装置の調査

両エンジンのF A D E C装置の機能及び作動状況について、F A D E C装置の記録の解析を行った結果、いずれのF A D E C装置にも異常は認められなかった。

#### 2.13.5 後方サーボ取付けスタッド・ボルトの調査

M/R操縦系統に直接影響を及ぼす後方サーボ取付けスタッド・ボルトが破断していたことから、飛行中にこれが破断した場合には操縦が困難となることが考えられたため、詳細調査を行った。

その結果、後方サーボ取付けスタッド・ボルトの破断面には顕著なつぶれや打痕がなく、破面解析の結果からも疲労の痕跡がなかったことから、外部から過大な力が働き、一瞬にして破断したものと認められた。また、事故時に同機のT R Bが飛散した後のD A T記録装置に記録されたM/Rの動きと、事故後に同社がT R Bの推力の喪失を模擬して試験飛行を行った際のM/Rの動きを照合したところ、同様の傾向が見られた。

(付図5、7参照)

#### 2.13.6 T R Bの調査

同機による106%NrでのVh計測のための試験飛行中にT R Bが飛散したことが事故に直接関与したものと推定されたことから、T R Bの詳細調査を行った。

##### 2.13.6.1 T R Bの破断の状態

同機のT R Bは10枚すべてが破断して飛散し、墜落後にはハブ外側のブレー

ド翼部は1枚も残っていなかった。

T/Rハブ外周部のブレード・ピッチ・チェンジ・ベアリング・ホール部10ヶ所のうち、No.10TRBが装着されていた部分が、大きく外側にめくられて破損していた。

ダクト内からTRBの一部とともに回収されたNo.10TRBストラップは、ブッシュ部で破断していた。

No.9TRBストラップは、その一部がブッシュと一体となったまま残存していた。

残り8枚のTRBは、そのすべてがハブ外側のブレード翼部のみが破損し、ブッシュ部のストラップはハブと一体のままであった。

また、四日市市塩浜地区で5個、墜落現場で3個計8個のスリーブが回収された。墜落現場で回収された3個のうちの2個は、同機のダクテッド・ファンのダクト部の中から、他の1個は墜落現場の地面から回収された。

No.10TRBに隣接するNo.9TRBのものと推定されるブレード翼部も同機のダクテッド・ファンのダクト部の中から回収された。その前縁には、隣接した前方のNo.10TRBが接触したことによると推定される痕跡があった。

(付図6及び写真3並びに別添1参照)

#### 2.13.6.2 TRBストラップの破断に関する調査

TRB破断の発端となったと推定されるストラップの破断に関し目視、破面解析及び詳細な外観等検査並びに繰り返し荷重試験による調査を行った。調査結果の概要は次の(1)～(3)のとおりである。なお、同機の飛行規程に記述されている飛行前点検の手順では、一日のうち、最初のエンジン始動前の操縦装置の作動点検のため、ラダーを操作して、引っ掛かりや固着がないかを点検することになっていた。このため、同機のTRBストラップには、操縦装置の作動点検の都度、遠心力荷重がかかっていない状態で最大 $\pm 32^\circ$ のねじりが加えられていたことから、次の(3)の繰り返し荷重試験では、このことを考慮した荷重条件を設定している。

- (1) 事故後、同機のダクト部から回収されたNo.9TRB及びNo.10TRBは、TRBのブッシュ部で破断していた。
- (2) 破面解析の結果から、複合材特有の疲労による兆候が認められた。すなわち、No.10TRBストラップの破断の経過を推定するため、他のすべてのTRBストラップの外観調査を進めたところ、No.10TRBストラップの破断の原因と考えられるものとして、No.3TRBストラップのブッシュ部に、繊維束の圧縮によるキンク損傷と樹脂割れが激しくなって層間剥離状に

なった部位が観察された。また、No.3 TRBストラップのブッシュ部の詳細な外観検査並びにSEM（走査型電子顕微鏡）及びファイバースコープ顕微鏡による検査の結果から、TRB回転方向の後側のブッシュ部に、キンク損傷及び層間剥離が認められた。

- (3) 破面解析だけからは、樹脂割れ、層間剥離、キンク損傷の発生及び破断に至る過程までは明確にならないことから、実機で559時間03分（総使用時間）使用していた1枚と457時間00分（総使用時間）使用していた1枚計2枚のTRBを用いて次の繰返し荷重試験を行った。その際、TRBの回転に伴う遠心力等による引張り及びラダー操作によって生じるねじりをかけられるように、TRBを加工した。

試験では、まず、実機で559時間03分（総使用時間）使用していたTRBを使用し、地上での飛行の準備段階から飛行終了までに実機にかかるGAG荷重（1飛行サイクルに相当する負荷の履歴）を模擬して、まず一日のうち最初のエンジン始動前のラダー作動点検に相当するねじり（最大ピッチ変更に対応する $\pm 32^\circ$ ）を加え、続いて飛行中のTRBの回転に伴う遠心力に対応する引張り及び飛行中のラダー操作に対応するねじり等（ $\pm 32^\circ$ ）を同時に加えることとし、このGAGの1サイクルを荷重繰返し数の1回とカウントして、常温で約700回、繰返し荷重を加えた。更にその後、同じ供試体に、エンジンの排気による影響を考慮して、昇温状態の下で500回、繰返し荷重（総繰返し数1,200回）を加えた。

その結果、常温では繰返し数が100回程度までに、断続的な可聴音が観察された。このことから、ストラップとブッシュ及びストラップとスペーサ間の接着剥離が発生し、進展して、後述するフレッキングが発生する要因となることが考えられた。

常温状態で700回繰返した後、昇温状態での繰返し数が200回（総繰返し数900回）に達する前に、ストラップに層間剥離の現象が見られた。

次に、供試体として使用したもう1枚の457時間00分（総使用時間）使用していたTRBは、同じように常温試験での繰返し試験を700回、更に昇温試験を200回繰返し、総繰返し数が900回で試験を終了した。

1枚目と2枚目の供試体について、それぞれ、総繰返し数1,200回及び900回でのファイバースコープ顕微鏡による観察の結果、ブッシュ直近にガラス繊維の一部が破断し繊維を波立たせるフレッキング現象、及びブッシュ部のU字型繊維の束が一部破断するストランド破断を経て、繊維束の圧縮によるキンク損傷に至ることがほぼ認められた。

(付図 6 及び写真 3 並びに別添 1 参照)

#### 2.13.6.3 同社がMH2000型の開発時に実施した実証試験

同社は、MH2000型の開発時に、TRBの回転に伴う遠心力による引張り荷重が大きいことから、疲労強度に対するラダー操作による繰返しの変動ねじり荷重の影響は、引張り荷重の影響に比べ無視できるものと判断していた。

また、同社は、その当時は、飛行中にTRBがエンジンの排気の影響を受けて高温となることは予想していなかったため、その高温により複合材の強度が低下することは疲労試験には反映されなかった。

このため、開発時に型式証明取得にあたって実施したTRBストラップの安全性確認の実証試験では、常温で、比較的多用される高ピッチ条件を模擬してねじり角を21°に固定し、遠心力等による引張りのみの繰返し荷重で実施された。試験の結果、TRBストラップは50,000時間相当の繰返し負荷をかけても破断がなかったことから、スキャター・ファクター(分散係数)として5.0を採用すると、TRBの限界使用時間は10,000時間以上となるが、M/R及びT/R関連部品の限界使用時間を7,000時間と設定していたため、これにあわせてTRBの限界使用時間を7,000時間と設定した。

#### 2.13.6.4 同社が事故後に実施したTRBの繰返し荷重試験

- (1) 同社は事故後に、ストラップ破断の可能性を推定するため、実機に使用されていた同機と同種のTRB1枚(総使用時間約860時間)を使用して繰返し荷重試験を実施した。

この試験では、MH2000型の開発時の試験では実施していなかった、エンジン始動前のラダー作動点検及び飛行中のラダー操作を模擬したねじりを含めたGAG荷重が、複合材の強度低下の原因となると予想される71の昇温環境の下で、TRBに繰返し負荷された。その結果、約900飛行時間相当の繰返し回数(約860+約900=約1,760時間相当)でTRBストラップが破断した。

- (2) 更に、同社は、同機が使用していたものと同じ部品番号の1枚の新品TRBを使用して、TRB破断を強制的に生じさせるため、実機の運航では通常見られないような極限的な条件での繰返し荷重試験を、以下のとおり実施した。

##### 試験条件

温度71 /WETの条件下で、まず、(a)遠心力のない状態で最大ピッチ変更範囲である±32°のねじりを加え、続いて、(b)TRBの回転時における遠心力に運用上発生する可能性のある最大曲げ荷重を引張り荷重に

換算したものを加えた2,240kgの引張り荷重がかかった状態で最大ピッチ変更範囲である $\pm 32^\circ$ のねじりを加え、このGAG荷重サイクル((a)+(b))を1回として、TRBストラップが破断するまで繰返した。

#### 試験結果

試験の結果、TRBストラップは、368回(184飛行時間相当)のGAG繰返し数で破断した。

また、その破断箇所は、同機の最初に破断したと推定されるNo.10TRBストラップの破断箇所とほぼ同じ位置であった。

(付図6及び写真3並びに別添1参照)

#### 2.13.6.5 最初に破断したと推定されるNo.10TRBの履歴

No.10TRBの履歴は下表のとおりであった。

(ただし、機体の総飛行時間とTRBの総使用時間は異なるので経過時間は一致しない。)

時 期	点検・整備又は不具合の内容等	TRBの 総使用時間 (時間:分)
平成9年4月14日	同機のすべてのTRB(10枚)スリーブ・ポッティング部に割れが発生した。	63:40
平成9年9月10日	同機のすべてのTRB(10枚)スリーブのピッチベアリング部からの突き出しが発生した。 (機体から取り外された。)	99:36
平成10年8月18日	TRBスリーブのピッチベアリング部からの突き出しの不具合対策として、ポッティング材の変更を伴う改修が実施された。 (機体に取付けられた。)	99:36
平成10年8月20日	TRBストラップの割れ点検で、ストラップ断面形状が「八の字」状に変形する不具合が発見された。運用中は遠心力がかかって正常な形状となり、その強度には問題がないので処置不要と判断され、そのまま機体に取付けられた。	102:11
平成10年9月1日	TRB先端部の後縁側に割れが発見された。割れは塗装割れであったので処置せずに機体に取付けられた。	124:07
平成10年9月28日	すべてのTRBを取り外して行う機体の200時間点検が行われた。	159:52

	(機体の総飛行時間：593：08)	
平成10年10月9日	T R Bストラップ側面にストラップ繊維方向の長さ15mm及び18mmの割れが発生しているのが発見された。15mm以上の割れの場合は修理することになっていたので、接着剤E A 9 5 6を塗布して24時間以上硬化させる処置を行ない、取付けられた。	184：01
平成10年11月4日	T G Bのオーバーホール時に合わせてブッシュ部を取り外して点検した上で取付けられた。 (機体の総飛行時間：649：13)	215：57
平成12年11月27日	T R Bが飛散した。 (平成10年11月4日に取付けられた後はハブから取り外される機会はなかった。)	341：21

(写真2、3参照)

#### 2.13.6.6 T R Bの整備点検

同社が同機に適用していた整備点検要求スペックによると、同機のT R Bについては、定時点検時に、下表の「点検項目」欄の点検を行うことになっていた。また、下表の「使用時間」の欄は、各使用時間毎に、どの点検が行われるかを印により示している。

##### T R Bの定時点検

点 検 項 目 (整備点検要求スペックから抜粋)		使 用 時 間				備 考
		50 時間	100 時間	150 時間	200 時間	
50 時間 点検	ブレード/ダクトに接触跡はないか。					T R B を機体 のハブ に取付 けたま ま行う 点検
	ブレードのストラップ部に層間剥離、鉤状の割れまたはささくれ状の割れはないか。					
100 時間 点検	接着剥離の兆候(ふくれ)、剥離及び損傷はないか目視点検。					点検
	ストラップ部にクラックがないか目視の可能な範囲で点検する。					
200 時間 点検	T/Rを分解してテール・ローター・ピッチ・ビーム・ラグ部にクラック、摩耗及び腐食はないか目視点検する。					T R B を機体

T/Rを分解してブレード取付ボルト、センターハブ・リテンション・リングを拡大鏡を用いてクラック、摩耗及び腐食はないか点検する。					のハブから取り外して行う点検
T/Rを分解してアブレーション・ストリップの接着はがれ、摩耗、浸食、打ち傷はないかを目視点検する。					
コイン・タップにより、接着はがれがないか、点検する。					

表に示すように、50時間点検では、TRBのストラップ部について層間剥離等の有無を点検することとされており、また、100時間点検では、TRBのストラップ部にクラックがないかを目視可能な範囲で点検することとされていた。

50時間毎及び100時間毎の点検は、いずれもTRBを機体のハブに取付けたままハブキャップを取り外して行う目視点検であり、TRBをハブに装着したままの状態では、ストラップ取付部のブッシュ部は、ストラップを挟んでハブに取付けるセンターハブのフランジ及びリテンション・リングの下に隠れるため、損傷の有無を見ることはできなかった。

一方、200時間毎の点検は、TRBを機体から取り外して分解し、T/Rピッチ・ビーム、ブレード取付けボルト、センターハブ・リテンション・リング等TRBストラップ以外の部分について、クラック、摩耗、腐食などの有無を点検することになっていたが、ブッシュ部を含むTRBストラップは点検項目として、明記されていなかった。

同機のTRBストラップは、平成10年10月9日に日常点検において、No.10 TRBストラップ側面の繊維方向に同社が定めた修理基準値以上の割れが発見された。その際、同社は、No.10 TRBを取り外して修理し、取付けた。その後は、平成12年1月に行われたTRBを機体に装備したままの状態で行う100時間点検が行われていた。

(付図6参照)

#### 2.13.7 TGBの破損及びTDSの破断に関する調査

TGBが破損すると、TRBの破損の直接原因となる可能性が考えられるので、TGBの破断面を解析して疲労破壊の可能性を調査した。

その結果、疲労による破壊の痕跡は認められなかった。

また、TDSがTGB前方(テール・ブーム後端)付近で破断しており、サポー

ト・チューブ取付けスクリューの先端には、接触した痕跡があった。

さらに、MGBに取付けられたセンサーからDAT記録装置に入力されたTRBの振動が、異常音発生から約45秒間継続して検出されたが、そのうち約15秒間は、より高いレベルで検出されていた。また、TDSの振動も約35秒間継続して検出されたが、そのうち約10秒間は、より高いレベルで検出されていた。

(写真2参照)

#### 2.13.8 墜落時の荷重の調査

- (1) 同機の着陸装置の各サドルの破壊破面及び破断方向の調査によると、右前部サドルは下方からの突き上げにより外側へ曲げられて破断し、左右後部のサドルは、外側に突き広げられる方向に破断していた。
- (2) 同機のMGBに取付けられていたGセンサーの記録によると、墜落時の衝撃は13Gであった。
- (3) 墜落直前まで記録されていたDAT記録装置のデータ及び上記損傷の程度から推定される墜落時の垂直速度約60fpsを基に、同社が機体構造の応力解析及び設計時のスキッド特性のデータを用いて行った推算によると、墜落時の衝撃荷重は、下方から上方に向かって約30～60Gであった。

(写真1参照)

#### 2.13.9 同機の作動油圧系統の調査

同機が墜落した水田には漏洩した作動油の痕跡があり、また、機体の左舷作動油圧系統リザーバー内の作動油がほぼ空となっていた。このため、左舷作動油圧系統を調査したところ、墜落時に左舷作動油圧系統の配管が引張られた際に、後方サーボ・アクチュエーターへのホースのカップリング・ナットが緩み、作動油が漏洩した痕跡が認められた。

しかし、作動油圧系統の配管には損傷はなく、異常は認められなかった。

#### 2.13.10 ラダー・トリム・システムの調査

DAT記録装置のデータによると、墜落時のラダー・トリム位置は墜落の約2分前以後は、中央から右へ約30%ラダーを踏み込んだ位置に中立位置が設定されたままであり、トリム位置のリリース操作をした形跡がなく、右回転を止めるための操作と反対のラダー位置にトリムがとられたままであった。

なお、ラダー・トリム・リリース・スイッチの機能には異常は認められなかった。

## 2.13.11 サイクリック振動の調査

### (1) 過去に経験したサイクリック振動

同機は、過去にサイクリック振動を合計7回（平成9年に6回、平成10年に1回）経験しており、それらはいずれも100%Nrでの飛行中であった。

同社は、平成9年1月26日に初めてサイクリック振動が発生した直後に原因を解明し、サイクリック振動の発生と同機の胴体構造の因果関係を把握した。

同社は、振動の規模が小さかったために、特別点検及び機体に対する処置の必要はないと判断した平成9年の2回を除き、いずれの場合も飛行後に特別点検を実施し、異常がないことを確認した上で、同機を試験専用機として引き続き使用していた。

なお、機長は、平成10年11月10日に機長として同機に乗り組んだときにサイクリック振動を経験していた。そのときに同機を操縦していたのは、同乗操縦士であった。

### (2) 事故時のサイクリック振動の大きさ

DAT記録装置のデータによると、事故時にTRBが飛散した直後に発生したサイクリック振動は、それまで経験されていたサイクリック振動と同程度の振幅であったが、持続時間は最も長かった。

(付図5参照)

## 2.14 その他必要な事項

### 2.14.1 同機の試験飛行の許可

#### 2.14.1.1 試験飛行の許可の背景

同機は、同社がMH2000型及びMH2000A型を開発するための試験専用機として使用していた機体であった。

MH2000型は、航空法第12条に基づく型式証明を平成9年6月26日に取得し、その後引き続き同法第13条第1項に基づく当該型式の型式設計変更に係る申請がなされていた。MH2000A型については、平成11年9月24日に行われたMH2000型に係る型式設計変更の承認の中で、派生型としてその設計が承認された。

同機は、試験専用機であり、新型機の開発や型式設計変更に合わせて頻繁に機体の一部を改修し試験に供することとなるため、機体の仕様がMH2000型及びMH2000A型のいずれの型式にも正確には一致しないこと、及びそもそも試験飛行に供することを目的として使用されていた航空機であることから、耐空証明を取得しておらず、飛行に当たっては、その都度、航空法第11条ただし書に基づく試験飛行の許可を受けていた。

#### 2.14.1.2 試験飛行の許可の取得

同社では、MH2000A型のM/R常用回転数を100%Nrから106%Nrへ増加させる型式設計変更を行い、性能向上を図る計画であった。事故時の試験飛行は、このための社内における技術的検討のためのデータを取得しようとするものであった。同機の試験飛行について、同社は、大阪航空局に対し航空法第11条ただし書に基づく試験飛行等の許可の申請を行い、大阪航空局はこれに対し、平成12年9月22日付けで飛行を許可していた。

#### 2.14.1.3 試験飛行時の許可条件

事故時の試験飛行は、平成12年10月1日から同年12月31日までの間、開発研究及び型式設計変更に係る試験飛行として、許可されていた。

同機が試験飛行を申請して許可された試験飛行空域は、中部近畿訓練・試験空域（CK1-1、1-2、1-3）及び伊勢湾上空の空域であった。

また、同機の試験飛行時の許可条件の具体的内容は、概略次のとおりであった。

- (1) 昼間有視界状態に限ること
- (2) 人家の密集地上空は避けること
- (3) 試験飛行使用区域内では人及び物件に対する危険を避け、安全には万全を期すること

なお、同社は、試験飛行空域への進出経路を名古屋空港から庄内川沿いに伊勢湾まで進出し、同経路で帰投することとして申請し、許可を受けていた。

#### 2.14.1.4 同機の飛行経路の調査

同社による同機の飛行経路の調査では、DAT記録装置のデータの解析から、同機は名古屋空港を離陸後ほぼ直線的に弥富付近の上空に至り、更に南西に飛行して性能試験を開始し、四日市市塩浜地区の上空に至ったとされた。

#### 2.14.2 同社の安全管理体制

同社は、試験飛行を実施する業務の特殊性から、同機並びにMH2000型及びMH2000A型による試験飛行の安全を確保するため、あらかじめ「飛行安全管理要領 - MH2000」を定めていた。

また、106%Nrによる試験飛行は、MH2000の運用限界を超える飛行となるため、あらかじめ社内で安全性についての検討が行われており、飛行安全上問題がないとの結論を得ていた。

なお、同社では、同機の試験飛行の都度及び試験項目毎に安全確認を行い、また

機体を地上に固定してローターを回転させる試験の終了後には、点検対象を定めて特別点検を行っていた。同社によると、同機のＴＲＢの点検については、毎飛行前にＴ／Ｒハブ・キャップを取り外して点検を行うことで問題はないとして、整備点検要求スペックには、ＴＲＢを特別点検対象項目としては設定していなかった。

また、試験飛行中に緊急事態に遭遇した場合及び事故が発生した場合の処置については、同機はまず試験を中止して着陸することとしていた。

今回の事故における同社の対応は、次のとおりであった。

(1) 事故発生時の対応

同社は、１４時３８分ごろ、同機からの社内航空無線による異常報告により同機の緊急事態の発生を知り、「飛行安全管理要領 - MH2000」に基づいて、技術面や操縦面の助言者が対応を準備するなど、所要の態勢をとった。

(2) 試験飛行時の救命装備品の搭載状況

同機の試験飛行は海上で行うことが前提であったが、同社は、伊勢湾における飛行では、航空法上の搭載義務に該当しないことから、救命胴衣や救命ボートは必要ないものと判断し、同機にはこれらを搭載していなかった。

また、同機にはヘルメットは搭載されておらず、機長及び同乗者全員が、事故時にヘルメットを着用していなかった。

## 3 事実を認定した理由

### 3.1 解析

#### 3.1.1 機長の資格等

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 航空機の耐空証明

同機は、同社がMH2000型シリーズを開発するための試験専用機として製作した航空機であり、耐空証明は取得していない。

なお、同機の飛行について、同社は大阪航空局から航空法第11条ただし書による試験飛行の許可を取得していた。

#### 3.1.3 事故当時の気象は、本事故の発生には関与していなかったものと推定される。

### 3.1.4 飛行経路及び飛行空域

航空法第11条ただし書による同機に対する試験飛行の許可は、名古屋空港から庄内川沿いの飛行経路で伊勢湾に進出し、主として伊勢湾上空を試験飛行空域とすることとされていた。

事故時の同機は、名古屋空港を離陸後、高度を獲得しながら気象状態を観察し、知多半島沿いの海上空域は雲底が低く、機長は試験飛行の実施が不可能と判断して、試験飛行に必要な雲底高度を確保できる伊勢湾西岸沿いの空域に試験飛行の実施場所を変更したものと推定される。同機は、2.14.1.4で述べたことにより、弥富付近上空を経てほぼ直線的に四日市方向へ飛行しながら試験を開始したものと推定され、許可申請し、許可を受けた進出経路とは異なる経路を飛行し、試験飛行を開始したものと推定される。また、四日市市塩浜地区から同機のTRBスリーブ10個のうち、5個が回収されたことから、同機のTRBスリーブが飛散したときには、同機は許可されていた試験飛行空域を逸脱して試験飛行を行っていたものと推定される。

### 3.1.5 事故時の機体の状態

同機には、TRBが破断するまでは、墜落に関与するような機材の不具合はなかったものと推定される。

#### (1) エンジン及びFADEC装置

同機の2基のエンジン及びFADEC装置は、2.13.4で述べた同機に搭載されていたDAT記録装置のデータ、それぞれのエンジンのFADEC装置の記録及び同乗者の口述から、同機が墜落した直後に同乗整備員によりエンジンが停止されるまで正常に機能していたものと推定される。

#### (2) 胴体部

同機のキャビン後部隔壁と後部胴体構造の間隙がV字型に大きく開いていたこと及びキャビンの天井部が落ち込み、計測機器搭載用架台の支持部材がくの字形に折れ曲がっていたのは、墜落時の衝撃によるものと推定される。さらに、計測機器搭載用架台の支持部が墜落時の衝撃で落ち込んだ天井部を支え、キャビンの同乗者を致命的な負傷から保護した可能性が考えられる。

#### (3) M/R操縦系統

2.13.5で述べたように、後方サーボ取付けスタッド・ボルトは、墜落時の激しい衝撃により破断したものと推定され、M/R操縦系統は、同機が墜落するまで正常であったものと推定される。

また、サイクリック振動収束後、機長が、「マストバンピングだね」と発言し、マストバンピングにより、メイン・マスト周辺に損傷を受けた可能性を

懸念したと考えられることについては、同機のローター・システムの特徴からマストバンピングであった可能性はなかったものと推定される。

(4) TGB及びTDS

2.13.7で述べたように、TGBの破断面を解析した結果、疲労による破壊の痕跡は認められなかったこと、及びMGBに取付けられたセンサーからDAT記録装置に入力されたTRB及びTDSの振動が、一定期間に、より高いレベルで検出されていたのは、最初の1枚のTRBの飛散が始まり、TDSの回転にアンバランスな力が継続して作用したことによるものと推定される。このことから、TRBが破断する際、一部のTRBが喪失した状態で残余のTRBが回転することにより、TGBにアンバランスな遠心力荷重がかかり、TGBのラグ付近が割れ、TGBが垂れ下がったと推定される。また、TGBに接続されているTDSも偏心して垂れ下がり、TDSがサポート・チューブ取付けスクリューの先端に接触し、TDSがスクリューにより急速に削り込まれて、TGB直前で切断されたものと推定される。

(5) T/R操縦系統

T/R操縦系統は、すべてのTRBが飛散し、更に、上記(4)で述べたように、TGB及びTDSが破断していたことから、サイクリック振動の発生直後から同機は、T/Rの機能を完全に喪失したことにより、ヨー・コントロールが効かなくなったものと推定される。

(6) 作動油圧系統及びリザーバー系統

墜落現場で同機の左舷リザーバー内の作動油がほぼ空となり、水田に作動油が流出していたのは、墜落時の衝撃で着陸装置が損傷して傾いたため、MRBが地面を叩いた反動でスワッシュプレートに大きな動きが発生し、2.13.5及び2.13.9で述べたように、スワッシュプレートを支えている3本のM/Rサーボ・アクチュエーターのうち、後方サーボ・アクチュエーターのサーボ取付けスタッド・ボルト3本がすべて破断してサーボ・アクチュエーターが持ち上げられ、左舷作動油圧系統の配管が引張られた際、ホースのカップリング・ナットが緩んで作動油漏れが起きたことによるものと推定される。このこと及び作動油圧系統の配管に損傷はなく異常が認められなかったことから、飛行中における作動油圧系統は正常であったものと推定される。

T/Rサーボ・アクチュエーター内の圧力スイッチを調査した結果、圧力スイッチに加圧しても注意灯が点灯したままであったことから、サイクリック振動が発生した直後にT/Rサーボ・アクチュエーター内の圧力センサーが振動の衝撃により故障し、[SERVO L HYD]注意灯は常時点灯する状態となったものと推定される。

また、[TAIL SERVO OUT]警報灯や[AUX HYD PRESS LOW]アドバイザリー灯が点灯しなかったことから、作動油圧系統及びリザーバー系統は墜落時まで正常に機能し、操縦/油圧系統の故障に陥った可能性はなかったものと推定される。

(付図7参照)

#### (7) 着陸装置

同機の着陸装置が破断したのは、2.13.8(3)に述べたように、墜落時の同機の垂直速度が60fps、衝撃荷重が約30～60Gであったと推定され、着陸装置への衝撃が設計強度を超えていたことによるものと推定される。

### 3.1.6 TRBストラップの破断原因

#### 3.1.6.1 試験条件の設定が十分でなかったこと

No.10TRBは、2.13.6.1及び2.13.6.2に述べた調査の結果から、複合材製ストラップのブッシュ部にねじりと引張りの繰返し荷重が加わり、ブッシュ部が疲労により破断したものと推定される。

また、No.10TRBストラップが破断したのは、次のことが関与したものと推定される。

(1) 同社がMH2000型の開発時、型式証明試験として実施したTRBの限界使用時間を設定するための試験では、地上における飛行前点検時及び飛行中のラダー操作によりTRBストラップにねじりが加わること等の荷重条件や、飛行中のエンジンの排気の影響を受けることによってTRBの温度が上昇すること等の温度環境の条件について、飛行の実態を正しく模擬していなかった。

このため、TRBストラップに複合材特有の疲労が予想よりも早期に進展して、同社が設定した限界使用時間7,000時間よりもはるかに短い341時間21分で破断に至ったこと

(2) 同社が複合材を用いてTRBを設計・製作したのはMH2000型シリーズのTRBが初めての試みであった。同社はMH2000型の設計の段階でねじりや温度環境の条件の変化によって現れる複合材特有の疲労を正しく評価することができず、TRBストラップに複合材特有の疲労が予想よりも早期に進展し、破断に至ることを予想できなかったこと

(3) MH2000型と同様な、複合材製のストラップをねじることによってTRBのピッチ角を変更する構造を採用したダクテッド・ファン形式の複合材製TRBを装備しているアエロスパシアル式365型が、平成4年に韓国の済州島沖で飛行中、TRBが破損する事故を起こしていた。アエロスパシアル社はそ

の後の調査で、ブレードの限界使用時間の見直しを行った結果、飛行前点検でのラダー操作によるねじり荷重が限界使用時間に影響することが判明したため、平成8年に飛行規程を改訂し、それまで実施するよう規定されていた飛行前点検におけるラダー操作を禁止していた。しかし、ねじり荷重が限界使用時間に影響を与えることはMH2000型のTRBの設計には反映されていなかったこと

### 3.1.6.2 点検間隔及び点検方法が適切でなかったこと

- (1) 同社は、TRBストラップの点検を50時間及び100時間点検時の点検対象項目として、MH2000型や量産型であるMH2000A型に適用する検査要項及び同機に適用する整備点検要求スペックに規定していた。

50時間点検及び100時間点検では、TRBを機体に取り付けたまま、目視可能な範囲でTRBストラップを点検することになっていたが、ハブに装着された状態での点検であり、ストラップ取付部のブッシュ部は、ストラップを挟んでハブに取り付けるセンターハブのフランジ及びリテンション・リングの下に隠れるため、損傷の有無を観察することはできなかった。

200時間点検の点検項目では、T/Rピッチ・ビーム、ブレード取付けボルト、センターハブ・リテンション・リング等TRBストラップ以外の部分について、クラック、摩耗などの有無を点検することになっていたが、同社は、TRBの限界使用時間を7,000時間と設定していたことから、TRBストラップは十分な強度を有すると考えていたため、ブッシュ部を含むTRBストラップは点検項目として明記していなかった。

しかし、200時間点検を実施する際には、50時間点検及び100時間点検も同時に行われ、また、取り外されたTRBは目視可能な範囲が広がるため、詳細な点検が可能であったと考えられる。この際に、少なくともブッシュ部外観は観察できたことから、ブッシュ部のストラップの点検が行われるべきであると考えられる。

- (2) 同機に装備され、最初に破断したと推定されるNo.10TRBに対して最後に機体から取り外して行われた点検は、平成10年10月9日にストラップ側面に割れが発見されたため、ストラップを取り外して修理し、同年11月4日に当該TRBを機体に取り付けたときであった。その後、事故が発生するまでのTRBの使用時間は約125時間(暦年で2年以上)経過していたが、200時間点検で行う予定であったTRBを取り外して行う点検は、200時間点検の時期に到達していなかったために行われなかった。この間、TRBの点検は、日常的な飛行前点検や50時間点検及び100時間点検時にハブ・キャップを

取り外して行われていた。

- (3) 量産機は、耐空証明更新検査のための年次点検整備では、200時間点検項目を実施するように規定されていたため、200時間点検の時期がくる前に200時間点検相当の内容の点検が行われる機会があった。

しかし、同機は耐空証明を取得していないため、200時間点検の時期がくるまでは、TRBをハブから取り外してブッシュ部回りのストラップの点検が行われる機会はなかった。

- (4) 同機は、平成12年11月9日に、初回の106%Nrによる性能試験の後に機体の特別点検を実施していたが、その際にも、負荷が集中するブッシュ部の点検は行われていなかった。

また、同機のTRBは106%Nrでの運用を前提として設計製造されたものであったが、試験専用機として106%NrでVhの試験飛行を行うなど、通常の運用限界を超える過酷な条件の下で飛行することが多かったものと推定される。このため、同機は、運用限界の範囲内で飛行する量産型の機体よりも、過酷な使用条件の下で飛行していたと考えられる。

このことから、同機のように過酷な使用条件の下で飛行を行う試験専用機については、整備のための適切な点検項目や点検間隔を特別に検討し、設定すべきであったと考えられる。少なくとも、TRBを取り外して行う点検を、量産機と同じか、又は、それを上回る頻度で行うべきであったと考えられる。

### 3.1.7 TRBの破断から墜落に至るまでの同機の状況

TRBを含む機体の調査、DAT記録装置のデータ、並びに同乗者及び目撃者の口述から、TRBの破断から墜落に至るまでの同機の状況は、次のように推定される。

#### (1) テール部の破壊の経過

同機が、四日市市塩浜地区上空を高度4,000ftで106%NrによるVhの試験飛行中、No.10TRBのストラップがブッシュ部で疲労により破断し、No.10TRBが遠心力によりスリーブごと取付部から外れたものと推定される。2.13.6.1及び2.13.6.2で述べたことから、No.10TRB先端がダクト部内周と接触して、これを破損させながら隣接する後続のNo.9TRBの前縁にも接触し、破壊が連鎖したと推定される。さらに、3.1.5(4)で述べたように、一部のTRBが喪失した状態で残余のTRBが回転することにより、TGBにアンバランスな遠心力荷重がかかり、TGBの取付部ラグ付近でケースが割れ、TGBが垂れ下がったと推定される。これにより、残ったTRBがダクトの内側と接触してTRBの破壊が連鎖して、すべてのTR

Bの破断に至ったものと推定される。

また、3.1.5(4)で述べたように、TGBに接続されているTDSも偏心して下方に垂れ下がり、TDSがサポート・チューブ取付けスクリューの先端に接触し、TDSがスクリューにより急速に削り込まれてTGB直前で切断されたものと推定される。

## (2) TRB破断後の同機のサイクリック振動

TRB破断直後に発生した大きな縦振動は、2.13.3.1に述べたサイクリック振動であり、異常音を伴った機体の異常を感知した機長がコレクティブあるいはサイクリックを操作したのを発端として発生したと推定される。

同機は、過去の飛行中においても同様のサイクリック振動を経験していたが、事故時に発生したサイクリック振動は、過去に経験したサイクリック振動のうち、最も長く続いたものであった。

同機でこれまでに経験されたサイクリック振動は、通常、操縦士がコレクティブから手を離すか又はコレクティブを最低位置にして振動の連鎖を断ち切る対応操作によって約5～10秒間で収束していた。事故時に発生したサイクリック振動が約20秒間継続したのは、機長が振動の連鎖を断ち切るためにコレクティブを下げようとして手を離さなかったか、又は試験のために設定していた106%Nrをもとの100%Nrに戻すためにコレクティブのグリップにある、M/R回転数の切替えスイッチを操作しようとして、異常事態が発生した状況の中で手を離す処置が遅れたことによる可能性が考えられる。

## (3) サイクリック振動の収束から墜落まで

サイクリック振動が収束した後、同機の高度及び速度は徐々に減少していったが、概ね直進飛行が可能な状況で直進降下を続けた。DAT記録装置の記録や同乗者の口述によると、機長は名古屋空港へ戻ろうとして左旋回を試みたが、左旋回を継続することができなかった。

機長は、ラダーを操作してヨー・コントロールができないことを感じたが、機内外を観察した結果、テール部を観察した同乗者からは、T/Rの異常は報告されなかったことから、テール部の異常の状況に確信を持てなかったことが考えられる。

同機は、比較的少ないエンジン・トルクを使用した速度での降下状態となっていたが、速度の減少に伴い、高度が約1,000ftとなったころから、速度とトルクの調和が崩れてM/Rトルクの反作用による右旋回が始まり、旋回半径が小さくなっていった。

その後、同機は、右旋回中に増加する機首下げ傾向を戻すため、サイクリ

ックの引き操作をしたことにより、更に速度が低下して右回転及び機首下げを助長することになり操縦が困難な状態となって墜落に至ったものと推定される。

墜落地点は、T R Bの破断が発生した四日市市塩浜地区の南約5 kmに位置する鈴鹿市内の水田地帯であり、T R Bの破断から墜落までの間、同機は、約3分30秒間飛行していたものと推定される。

(付図5参照)

### 3.1.8 T R B破断後の機長の状況認識等

(1) T R Bの破断に伴って、同機には、次のような異常が発生したと推定される。

最初に機体上方又は後方から異常音があったこと

機首が右方向へ振れたこと

異常音の発生を発端として振動が発生し、過去に経験したことの無いほど長く継続したこと

振動が収束したときには、[SERVO L HYD]注意灯だけが点灯しており、左右の作動油圧計は正常値を指示し、他の計器は異常を示していなかったこと

ラダー操作によりヨー・コントロールが効かないこと、左旋回ができないこと及び左横滑りがあること

(2) 機長は、(1)に述べた異常の発生から、同機の不具合の状況について、ヨー系統に異常が発生し、それに続いてサイクリック振動が発生したと考えたほかに、次のように認識した可能性が考えられる。

振動は、マストバンピングによる可能性があると考え、メイン・マスト周辺に損傷を受けた可能性を懸念したこと

[SERVO L HYD]注意灯の点灯やラダー操舵力に生じた異常を操縦/作動油圧系統の故障の兆候と考えたこと

これらのことから機長は、これらの異常な現象がT/Rの故障だけに起因するものなのか、又はM/R操縦系統や作動油圧系統の故障若しくはその他の故障を伴っているもののかなど、機体に起こった事態を正しく認識することができなかった可能性が考えられる。

3.1.5(3)及び(5)で述べたように、同機のM/R操縦系統及びT/Rの作動油圧系統等には、異常がなかったものと推定される。

(付図5参照)

### 3.1.9 T R B破断後の機長の対応

(1) サイクリック振動発生時

同社が過去に経験したサイクリック振動は、操縦士がコレクティブから手を離すか又はコレクティブを最低位置にする対応操作によって約5～10秒間で収束していた。

記録によると、過去に経験した7回(うち2回は再現飛行)のサイクリック振動はいずれも同種のもので、このうちの1回を、機長は操縦はしていなかったが同乗して経験していたことから、サイクリック振動の発生時には、コレクティブから手を離すか又は最低位置にする処置の重要性を十分に認識していたものと考えられる。

機長が同乗操縦士に助言されるまで手を離さず、サイクリック振動が約20秒間継続したのは、機長が振動の連鎖を断ち切るためにコレクティブを最低位置にしようとして手を離さなかったか又は試験のために設定していた106%Nrを100%Nrに戻すために、コレクティブのグリップにあるスイッチを切り替えようとして、異常事態が発生した状態で手を離す処置が遅れたことによる可能性が考えられる。

## (2) サイクリック振動収束後

機長は、操縦が自由にならない状況の中で機体姿勢を立て直しながら、名古屋空港への帰投を試みたが、左旋回することはできなかったものと推定される。

また、機長は意図通りに操縦することができず、発生した事態の状況把握が困難なまま高度と速度を喪失し、速度とトルクの調和を崩して、制御できない急激な右回転に陥ったものと推定される。

同機に適用されていた飛行規程には、T/Rの故障時には、エンジンをアイドルにしてオートローションに入れることが推奨されていた。

ただし、同機の飛行規程第3章「非常操作」の冒頭には、「この章で述べる手順は、一般的な緊急事態における操作方法である。これら以外の特異な緊急事態においては、これらの操作とは異なる場合もあり得る。」と記述されている。

また、通常の運用では起こり得ない事態に対する非常操作は、操縦士の知識及び飛行経験によって対処されることとなると考えられる。

同機が制御できない急激な右回転に陥って墜落に至ったことについては、機長は、T/R故障時の兆候に加えて操縦/作動油圧システムの故障の兆候など、複合した兆候から、起こった事態の原因を特定できなかった可能性が考えられ、飛行規程で推奨するオートローションには入れなかったか又はこれに入れる時間的余裕がなかったものと推定される。

また一般に、T/R故障時のオートローション着陸は、極めて高度な技術を要し、危険性も高く、実証は要求されていないことから、MH2000型

の開発時においても実証されなかった。

事故当時の飛行規程では、T/Rの機能を喪失した場合には、接地速度を最小にした上で、オートローテーション着陸を行うこととされているが、これは、T/Rの機能喪失といった緊急の事態に遭遇した場合の一般的な緊急事態における操作方法として記述されていたと考えられる。

本事故において、仮に機長が十分な高度又は速度のあるうちにオートローテーションに入れ、オートローテーション着陸を試みていた場合に、安全に着陸できたか又は機体の損傷が軽減されたかどうかについては、本調査においては、明らかにすることはできなかった。

#### 3.1.10 同機の試験飛行に対し同社がとった安全対策

(1) 同機が機体に不具合が発生した旨を同社に報告したとき、同社では、あらかじめ定めた規定に基づいて速やかに緊急事態対応の処置がとられたが、同機が墜落するまでの時間的余裕が少なかったため、同機が遭遇した状態に関する報告の一部を受けるにとどまり、適切な指示や技術的な助言を提案する時間的な余裕はなかったものと推定される。

(2) 事故当日の飛行前に実施されたブリーフィングを含め、同社における同機の試験飛行に対する安全対策は、次の点で不十分であったと考えられる。

飛行前ブリーフィングにおいて、同機が飛行を予定している飛行経路や試験飛行空域が航空法第11条ただし書による許可条件に適合するものかどうかを十分に確認しなかったこと

飛行前ブリーフィングでは、緊急事態に陥ったときの具体的な対応として、「試験中、振動や不安定現象等の異常が発生したら直ちに試験を中止して着陸すること」とされ、原則的には名古屋空港へ帰投することとされていたが、直ちに着陸しなければならない場合に必要となる不時着適地は具体的には選定されていなかったこと

同機には、海上で試験飛行を行う際の緊急時に必要となる救命胴衣や、ヘルメット等は搭載されておらず、また、全員がヘルメットを装着していなかったこと

## 4 原因

本事故は、同機が試験飛行中にNo.10TRBストラップが疲労により破断したこ

とを発端として、10枚のTRBからなるダクト・ファン部の主要な部分を失い、T/Rによるヨー・コントロール機能を喪失して操縦が困難となったため、制御できない急激な右回転に陥って墜落し、機体を大破するとともに、機長及び同乗者が死傷したことによるものと推定される。

No.10 TRBストラップが疲労により破断したことについては、複合材製のTRBの開発に際して、限界使用時間を設定する際の荷重や温度環境の条件選定が適切でなかったため、疲労が予想よりも早く進展したこと、並びに同機は試験専用機であって量産機よりも過酷な使用条件であったが、TRBに対する点検項目の設定及び点検の間隔が適切でなかったこと等のため、疲労の進展に気付かないまま使用されたことが関与したものと推定される。

## 5 所見

### 5.1 航空機の開発における安全性の立証

本事故における複合材を用いたTRBの開発においては、限界使用時間を設定する際の荷重や温度環境の条件が適切でなかったことが、事故の発生に関与したと推定される。

航空機の開発を行う場合には、安全性の立証と装備品等の限界使用時間の設定などを含む適切な整備方法と点検間隔の確立が何よりも重要であることから、同種の先行する不具合事例などについて広く知識や情報を収集するとともに、想定される各種の条件について試験を行うなど、安全性の立証と適切な整備点検方法の確立について徹底を図る必要がある。

### 5.2 試験専用機の整備点検

試験専用機は、耐空証明を受けた量産型の航空機に比べ、運用限界を超える試験飛行に供される機会が多いこと等、その使用形態を考慮すれば、量産型の航空機に必要とされるもの以上に、慎重で十分な整備点検が行われる必要があると考えられる。このため、試験専用機を試験飛行に供する場合には、その整備点検の内容を特別に検討し、適切な整備点検を実施する必要がある。

### 5.3 試験飛行における搭乗員の安全確保のための処置

試験飛行においては、運用限界を超える試験が多く含まれることがあり、また機体構造、システム、装備品等の開発中のものが含まれることから、過酷な飛行条件とな

ることが予想されるため、緊急事態発生時への対応について周到に準備をしておく必要がある。特に、試験飛行の内容や実施方法によっては、不測の事態に陥った場合に搭乗者の安全を確保するために、搭乗者の頭部を保護するヘルメットの着用や、海上を試験飛行空域とする場合の救命胴衣等の搭載が必要になると考えられる。

#### 5.4 試験飛行における飛行経路及び飛行空域の厳守

試験飛行の実施により不測の事態が発生した場合における地上被害をできるだけ回避するためには、許可された飛行経路と飛行空域を厳守して飛行することが必要であり、その徹底を図る必要がある。

## 6 参考事項

6.1 国土交通省航空局は、同社からの申請に基づき、平成14年5月16日付けで、従来型TRBよりも疲労強度を高めた新型TRBについて型式設計変更の承認を行った。

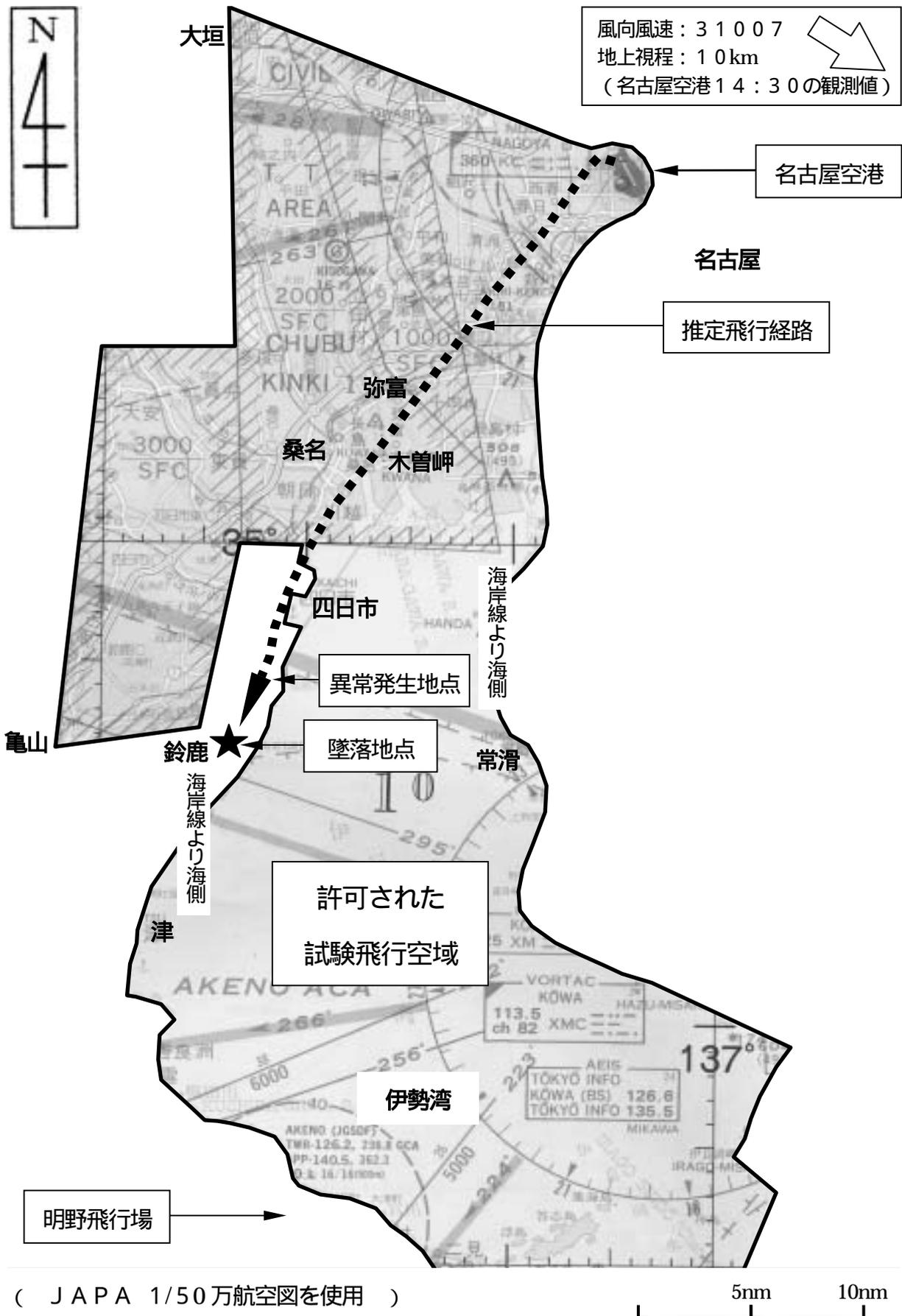
また、同日付けで耐空性改善通報を発行し、MH2000型シリーズについて次回飛行までに新型TRBへの交換を指示した。

新型TRBの主な変更点は、次のとおりである。

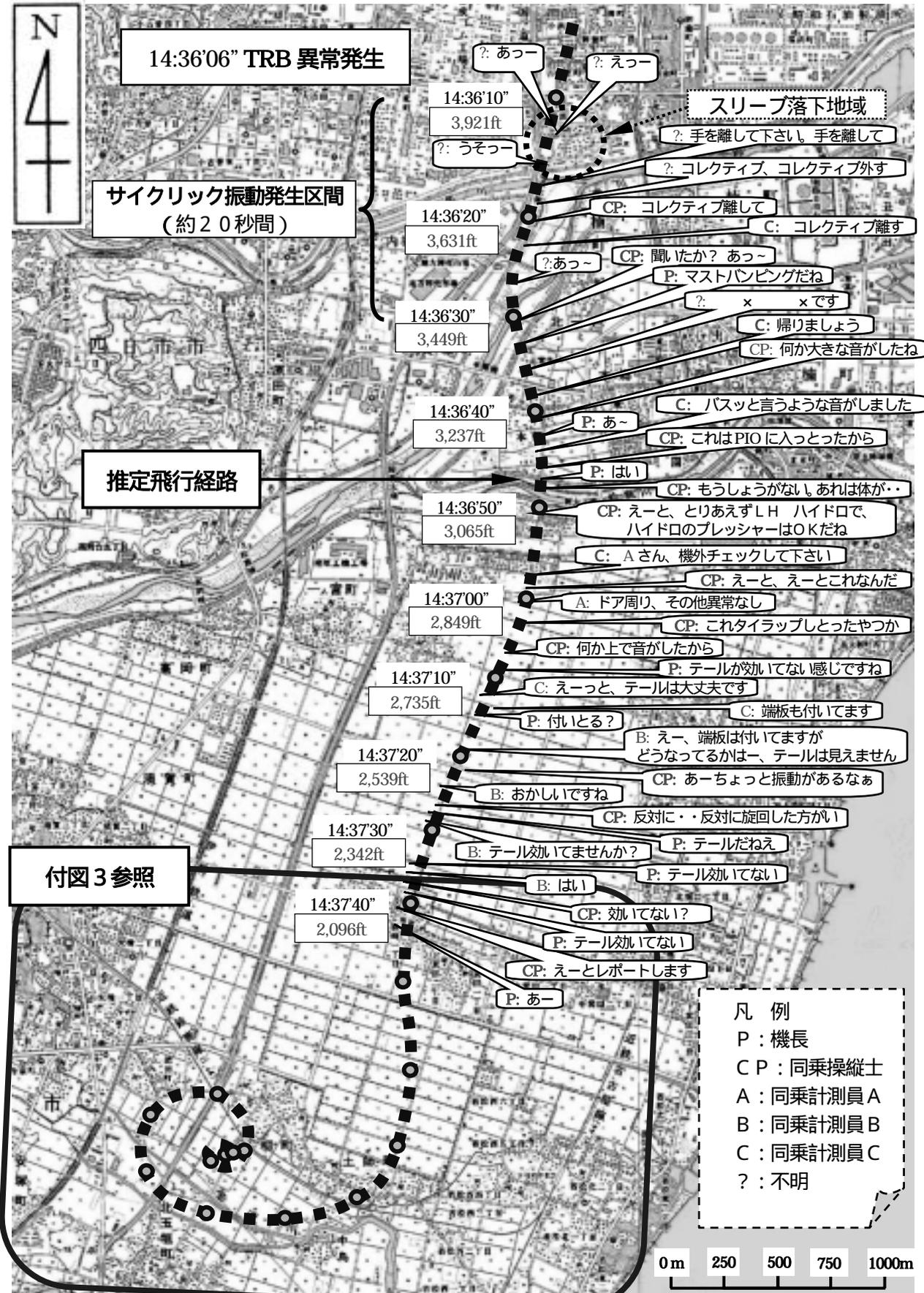
- (1) ストラップの強度と耐熱性を向上させた。
- (2) ブッシュ部の形を円形から、ねじりによる応力集中が起きにくい形状に変えた。
- (3) 限界使用時間を飛行回数で管理することとし、800サイクル(400時間相当)とした。
- (4) TRBを50飛行時間毎に機体から取り外し、TRBストラップを詳細に検査することとした。

6.2 同社は、事故後にT/R故障時の緊急操作要領の見直しを行い、平成14年9月27日付けでMH2000A型の飛行規程を改訂し、T/Rの故障時には、操作手順をより具体化した上で、エンジン出力を使用してパワー・オン着陸を行うように改めた。

付図1 試験飛行空域図

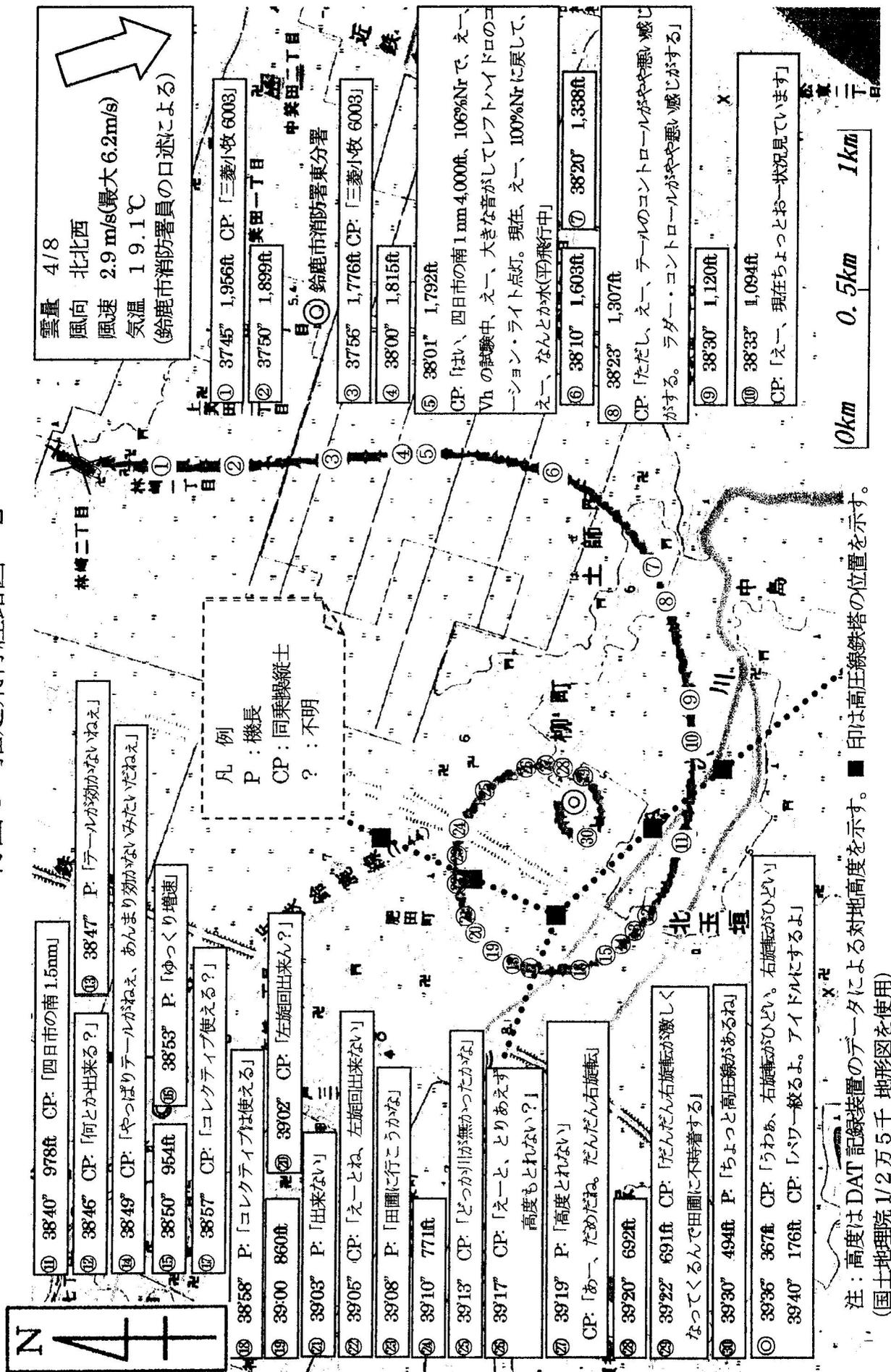


付図2 推定飛行経路図 - 1

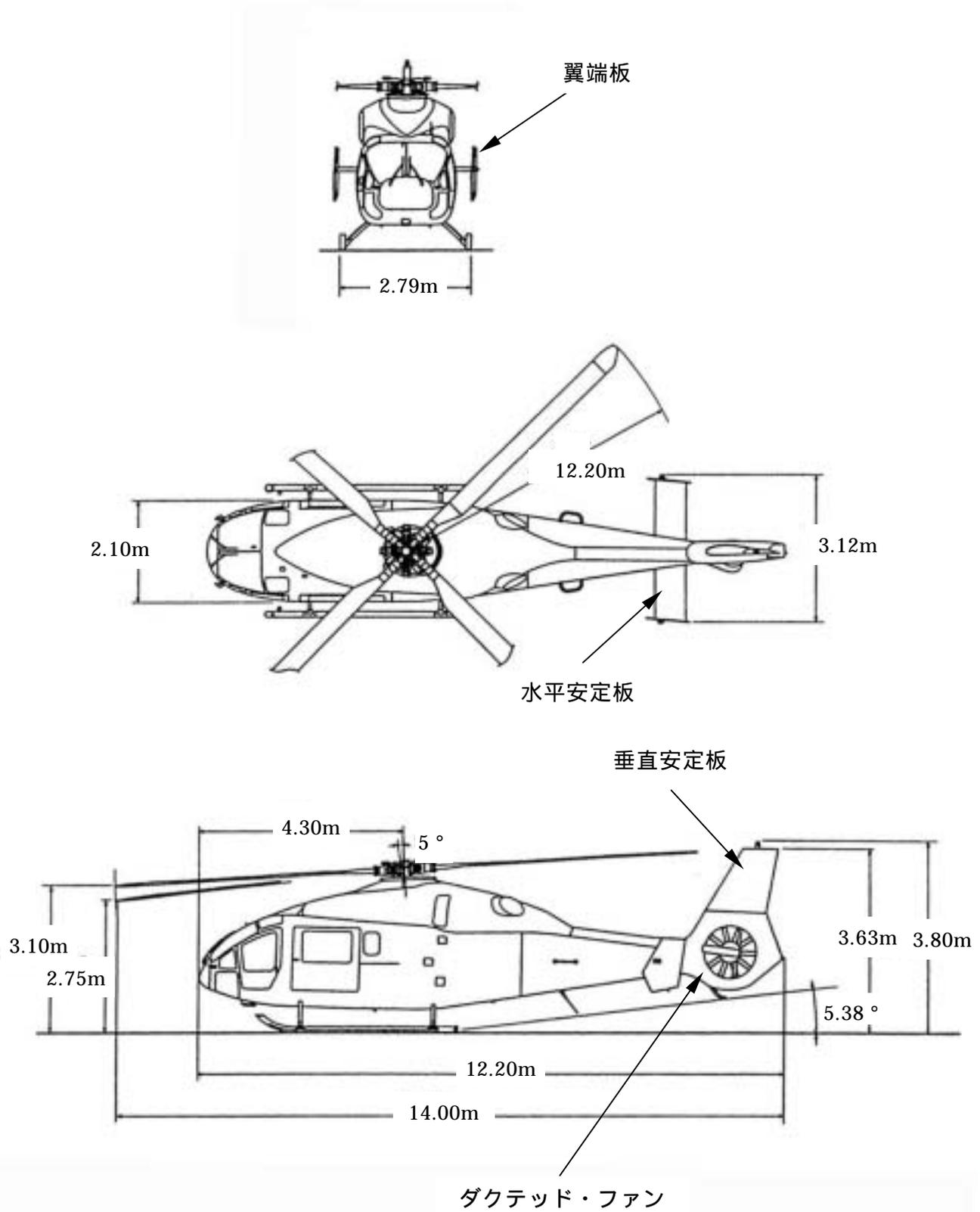


注：高度は飛行高度(気圧高度)を示す。(国土地理院 1/5 万地形図を使用)

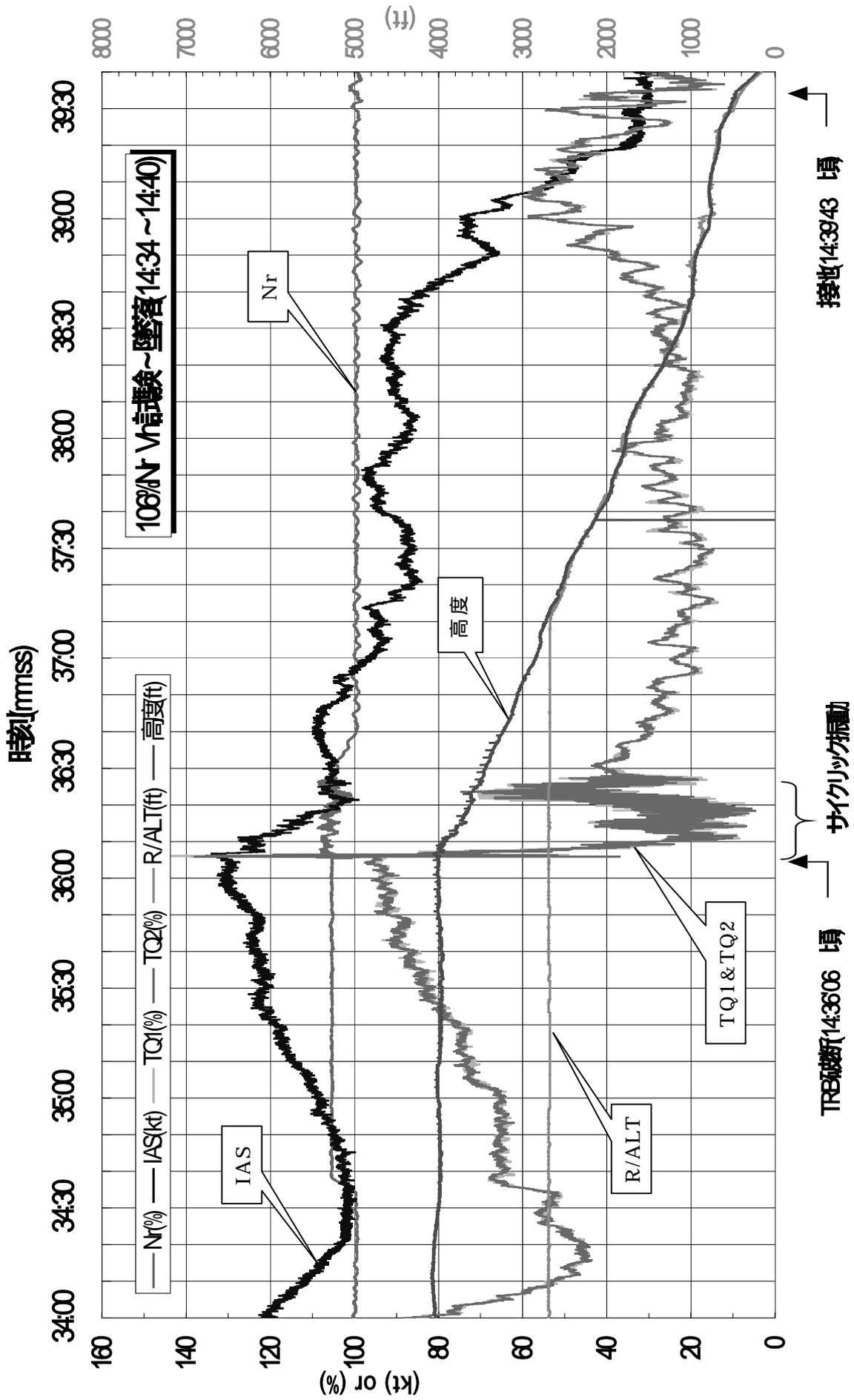
付図3 推定飛行経路図-2



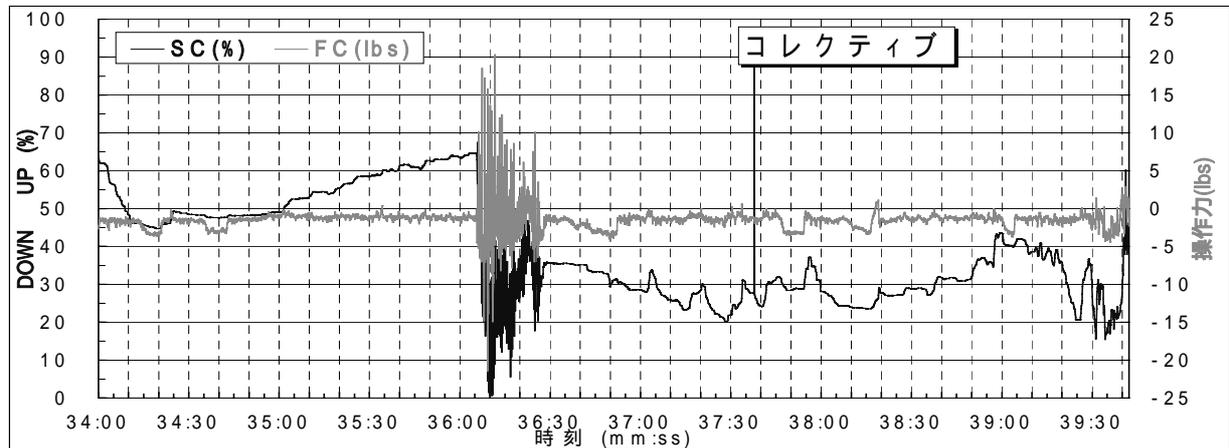
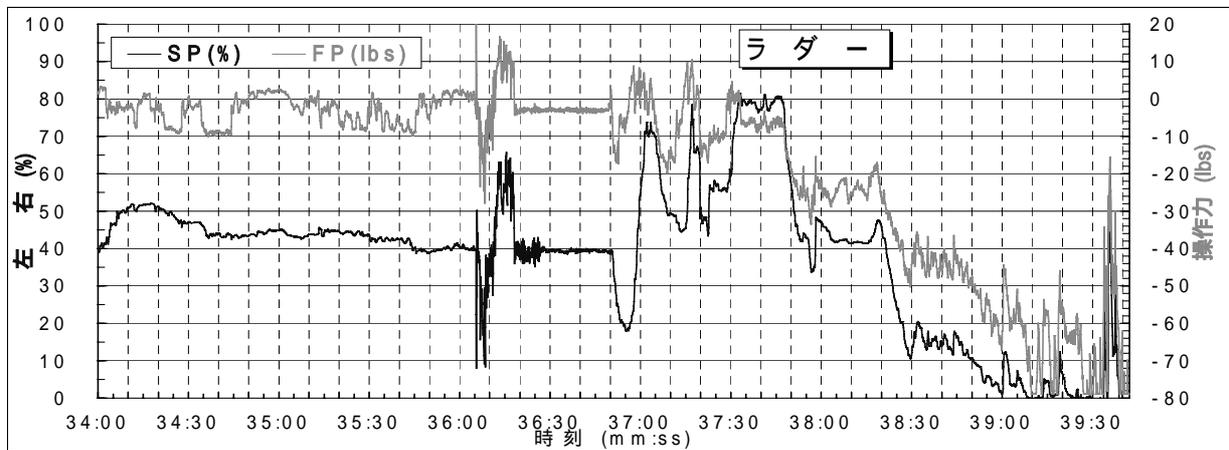
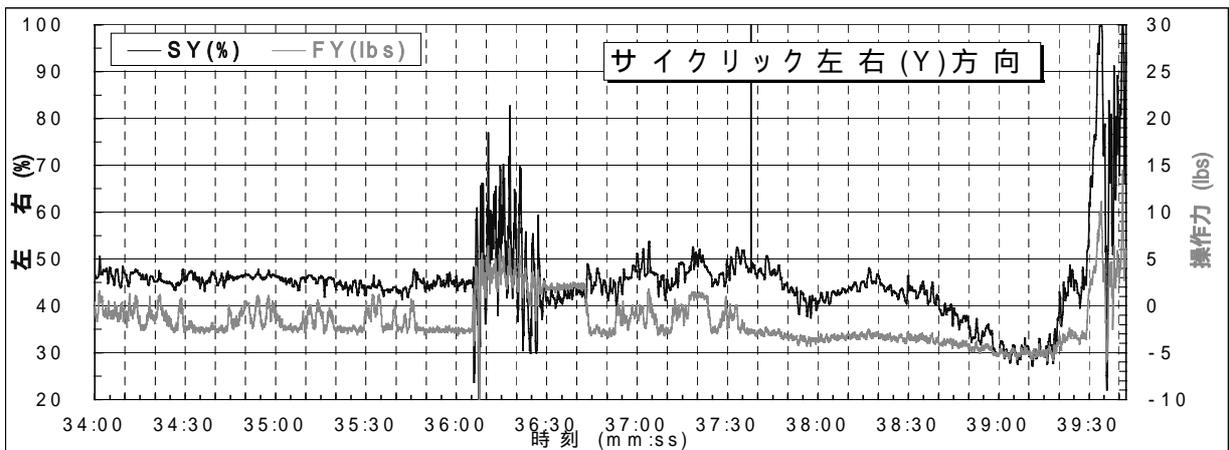
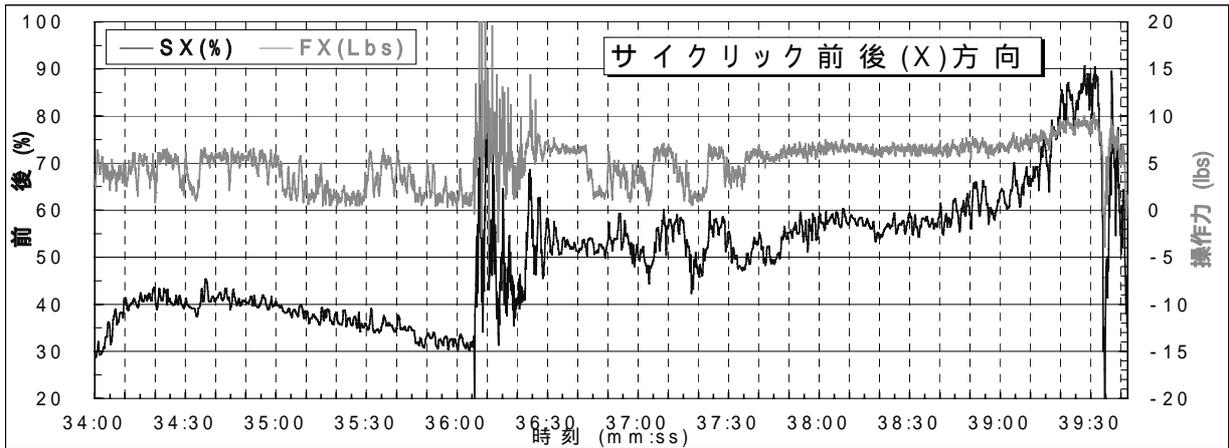
付図4 三菱式MH2000型 三面図



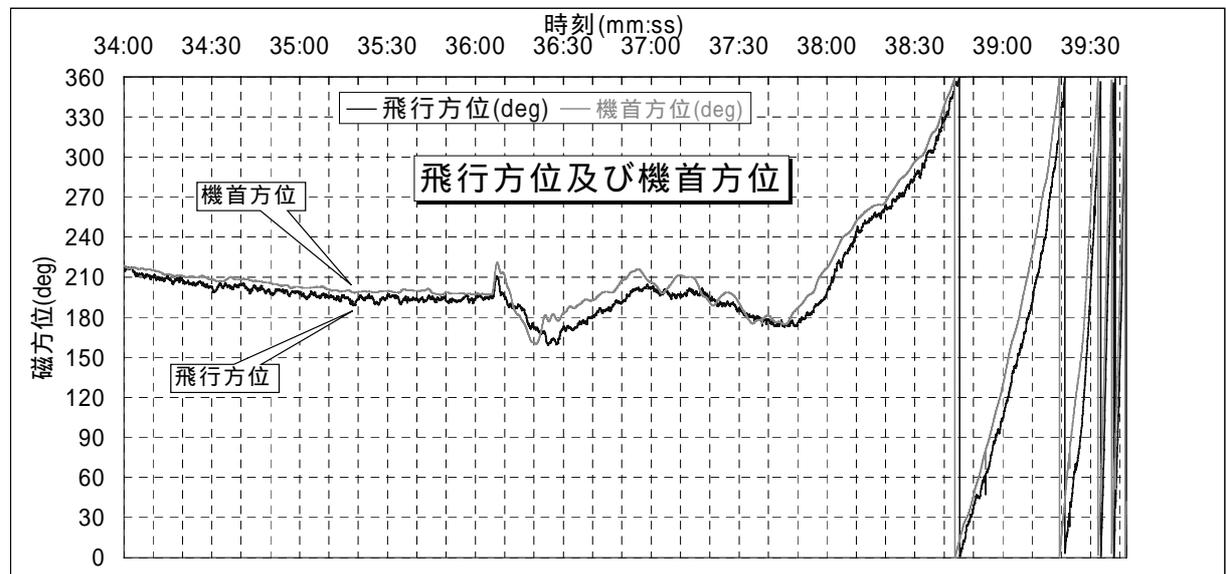
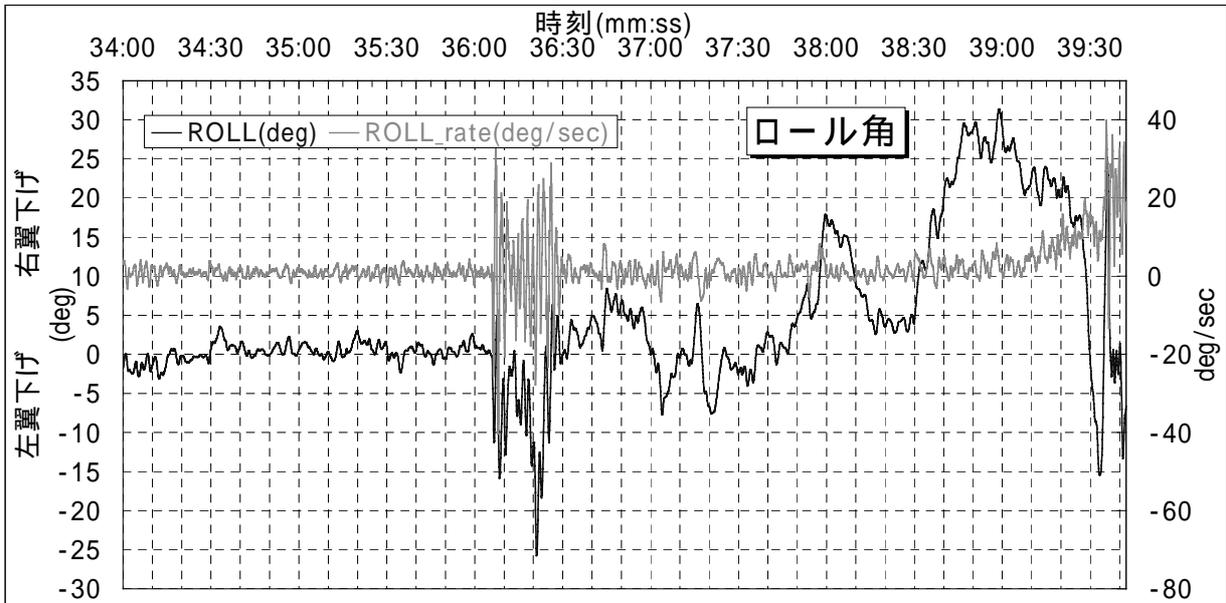
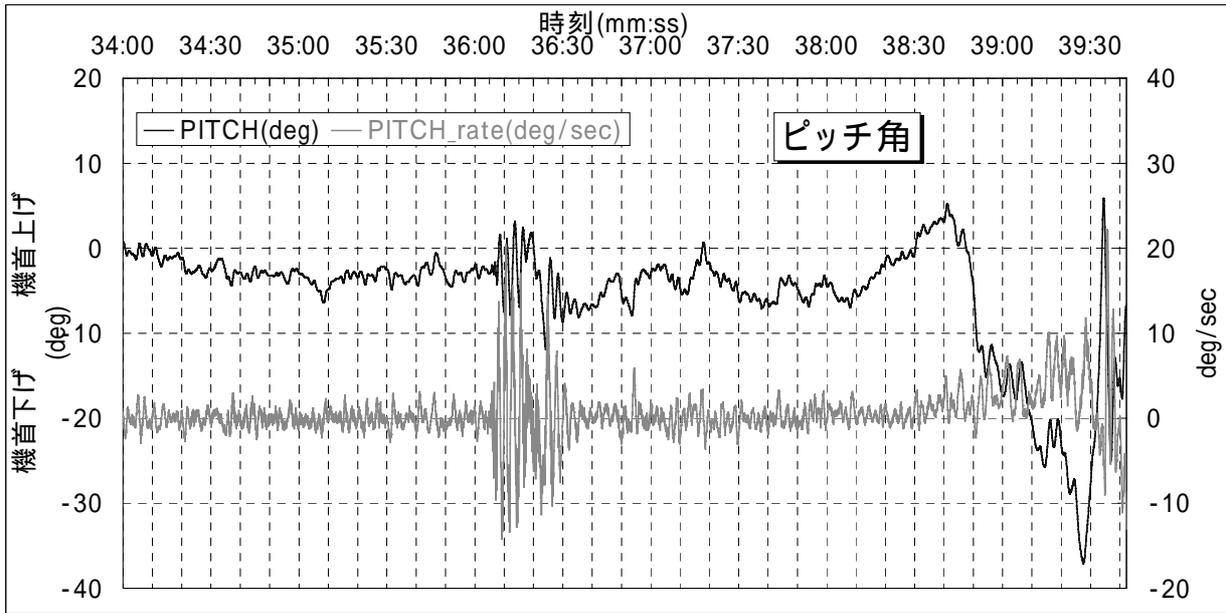
付図5 DAT記録装置のデータ(その1)



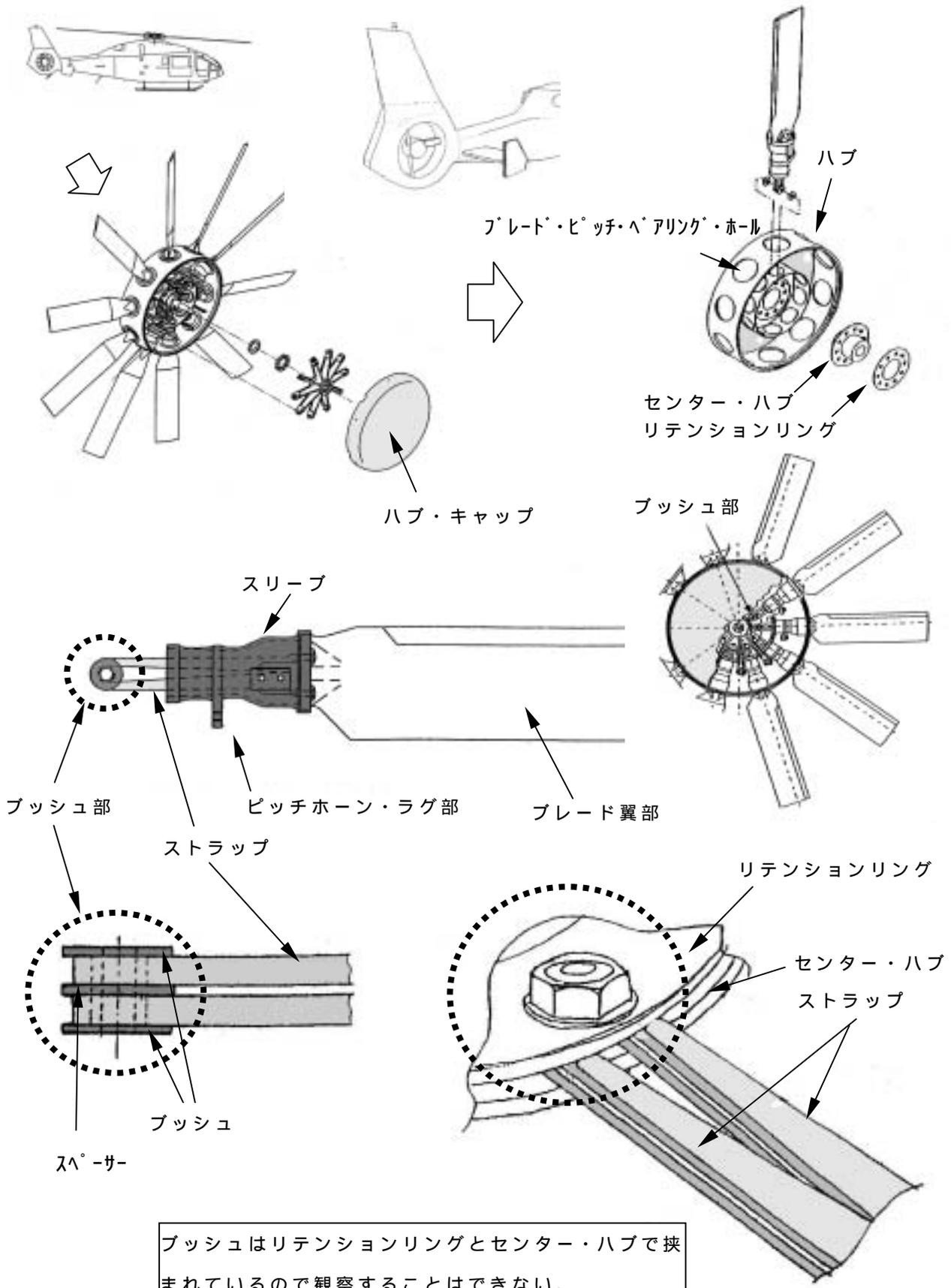
付図5 DAT記録装置のデータ(その2)



付図5 DAT 記録装置のデータ (その3)

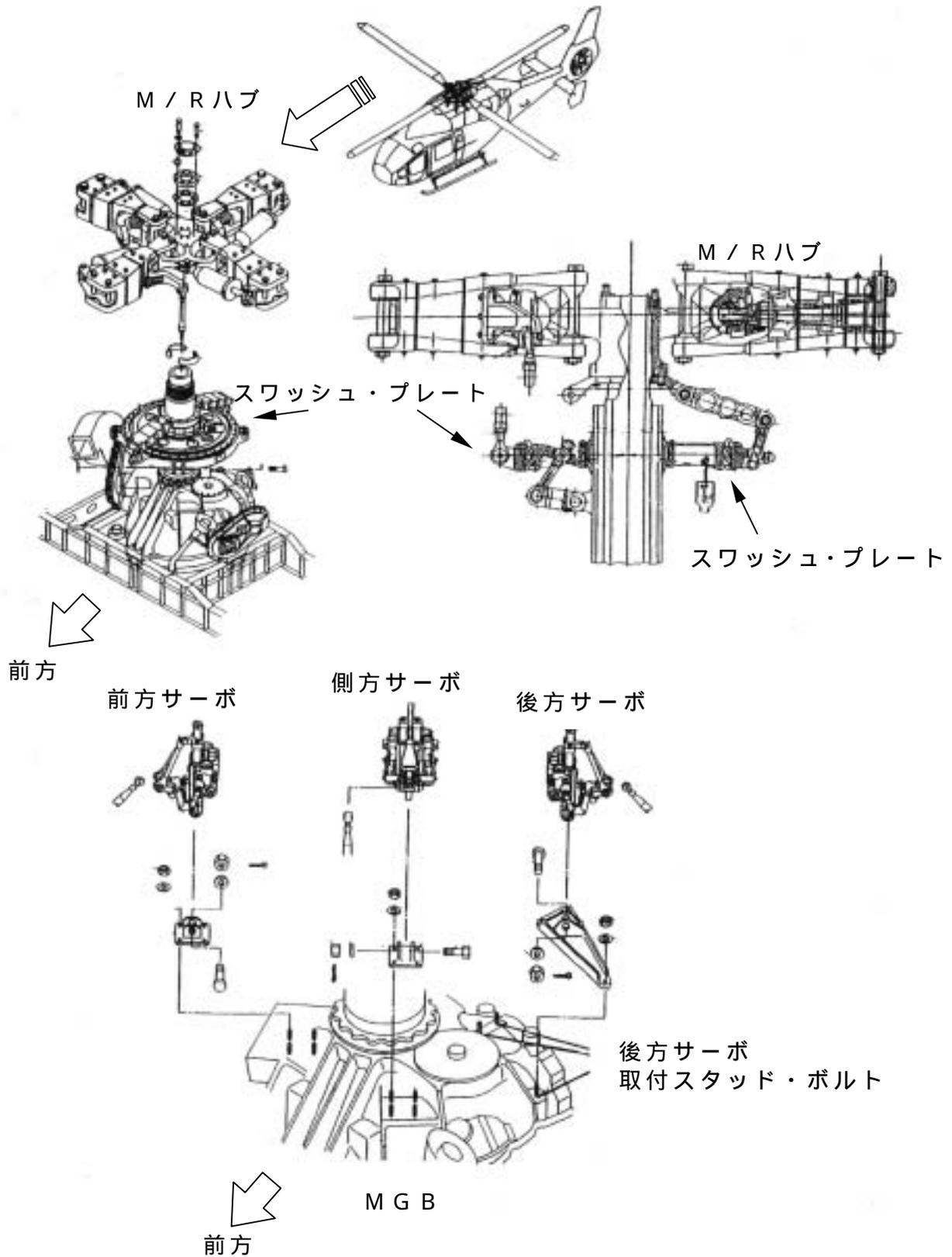


# 付図6 TRB及びハブ



ブッシュはリテンションリングとセンター・ハブで挟まれているので観察することはできない。

付図7 スワッシュプレート及びサーボ取付位置



# 写真 1 事故機



写真2 ダクテッド・ファン及びT G B

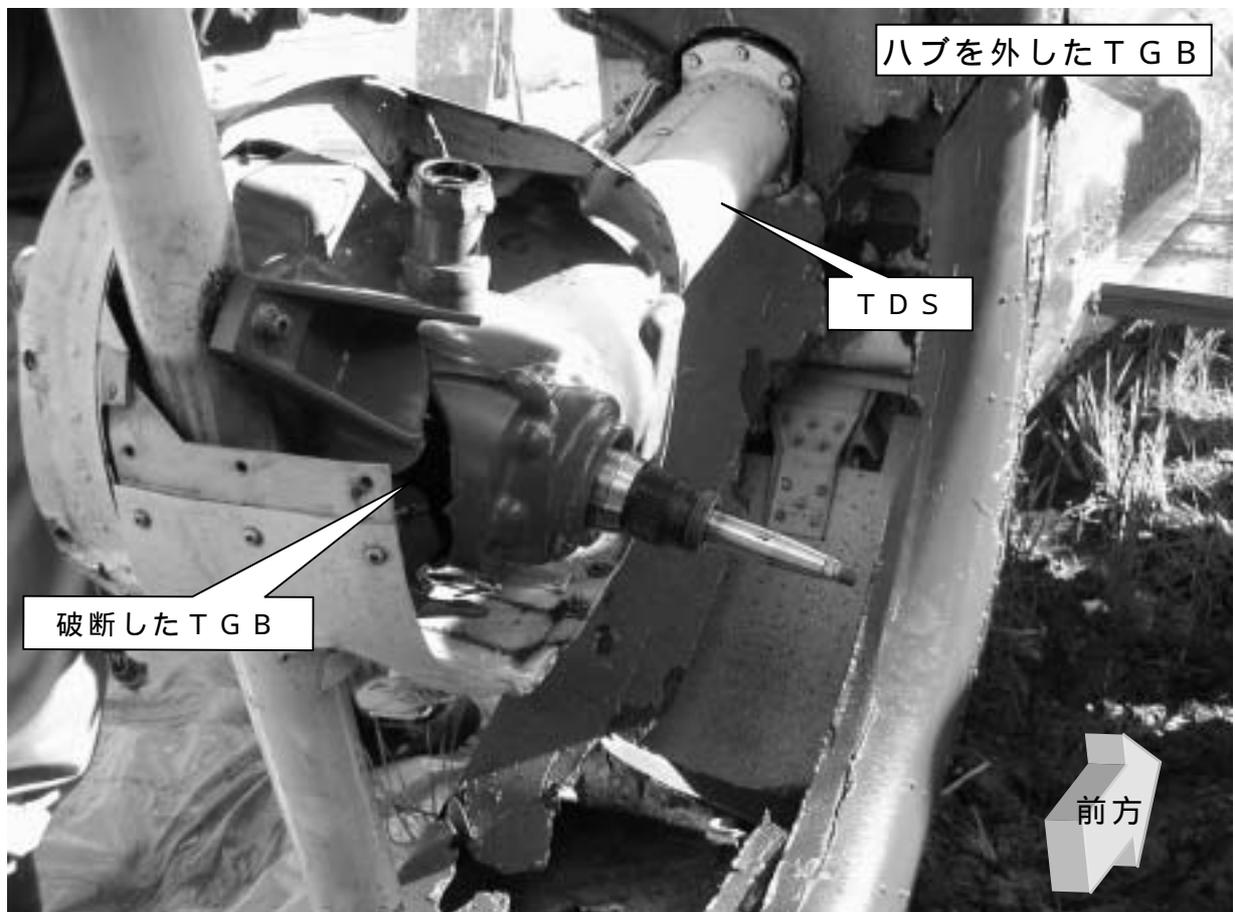
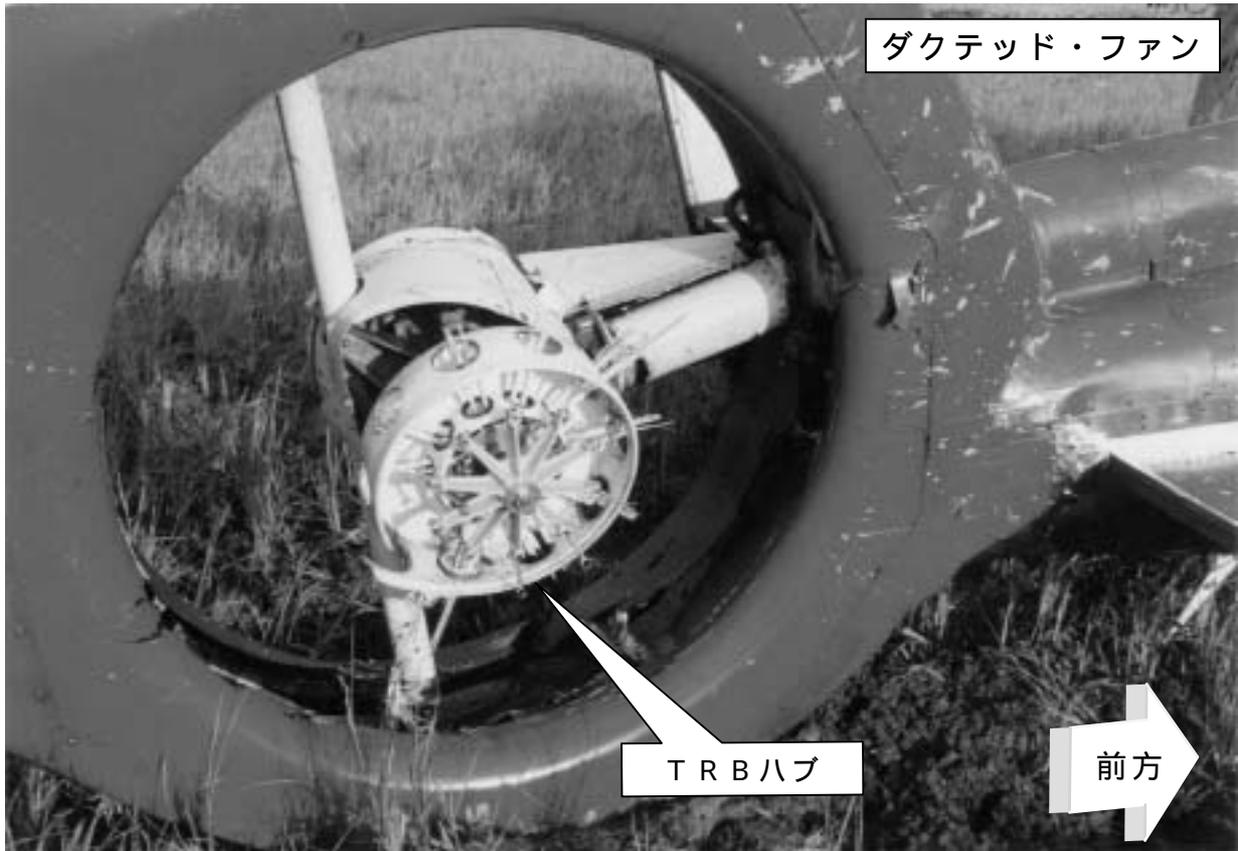
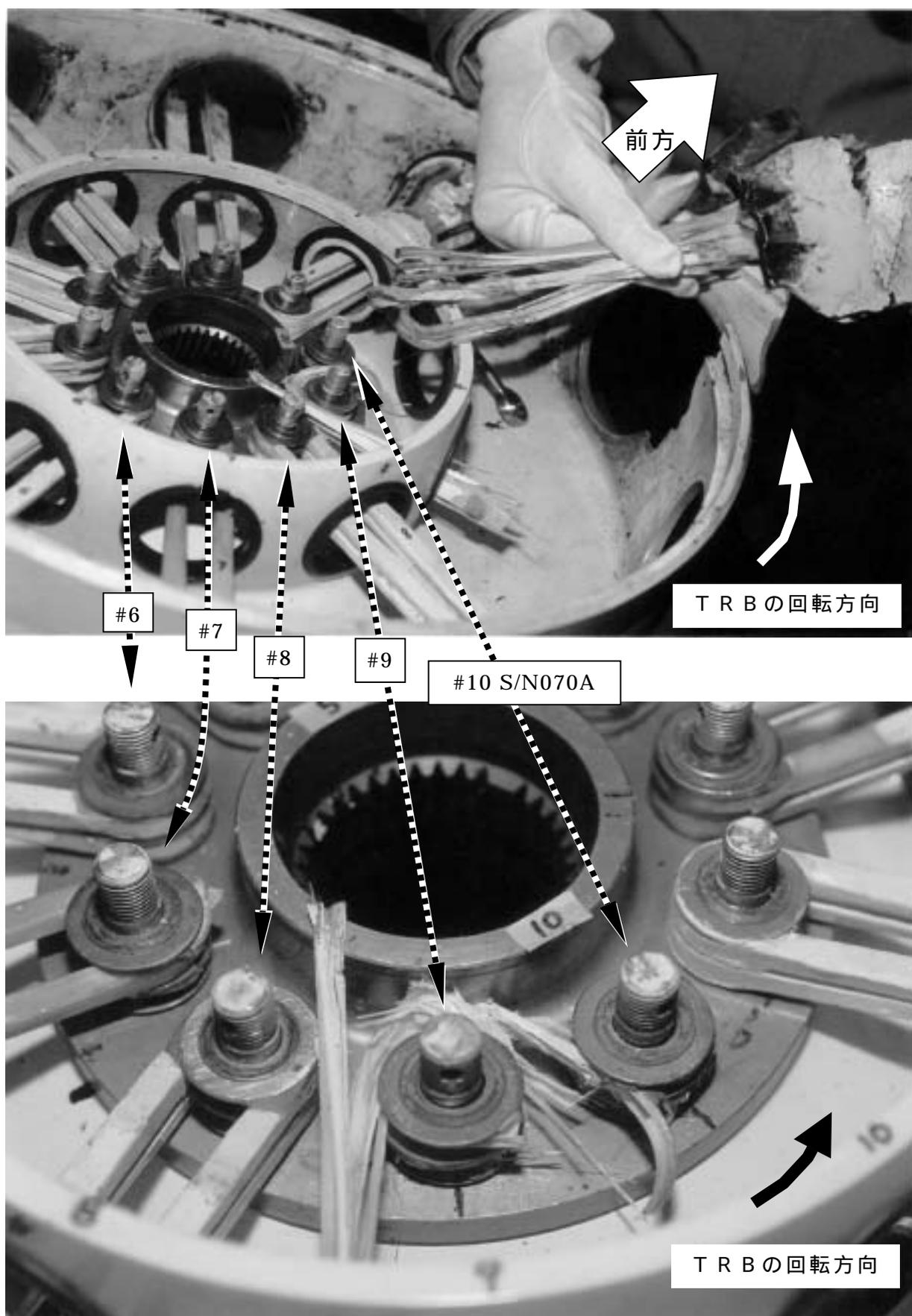


写真3 破断したTRB取付ラグ部



注：#番号はTRBの取付位置の番号を示す。

## 別添 1 TRBストラップ破断の推定経過について

TRBストラップの破断に関する調査結果の概要は、次のとおりである。

### 1. 破面観察結果による破壊過程の推論

事故機の回収されたNo.9及びNo.10ストラップはブッシュ部との接線周辺で破断していた。回収されたTRBの破面解析結果から、以下のとおり、複合材（GFRP）特有の疲労による兆候がみられた。

No.10 TRBの破断の経過を推定するために他のすべてのブレード・ストラップの外観調査を進めたところ、ブッシュ近くの損傷を暗示させるものとして、No.3ブレード・ストラップのブッシュ部の直近に、繊維束の圧縮によるキンク損傷と、樹脂割れが激しくなって層間剥離状になった部位が観察された。

（図1、図2、図3参照）

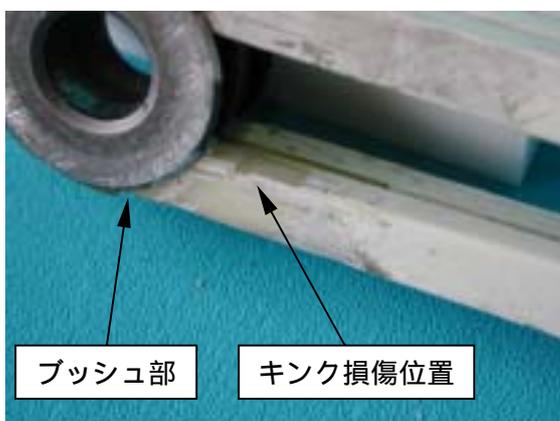


図1 ブッシュ部付近のキンク損傷位置

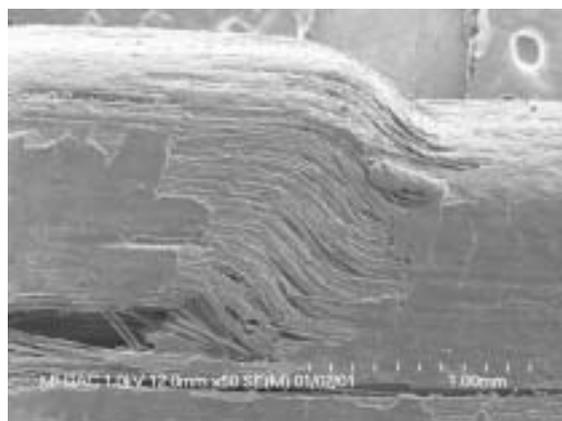


図2 キンク損傷の拡大図  
（電子顕微鏡による観察写真）

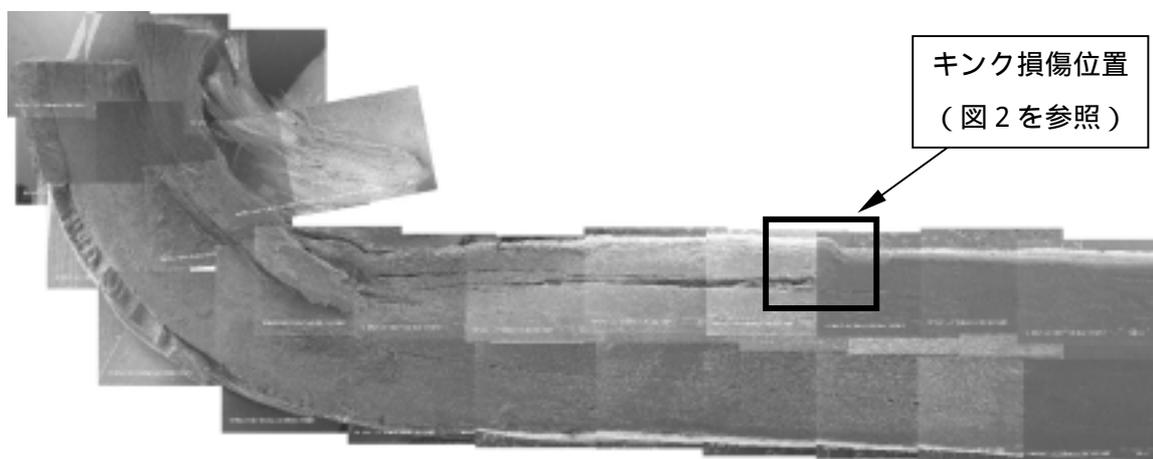


図3 ブッシュ部及びその周辺（電子顕微鏡による観察写真）

当該部の詳細な外観検査及びSEM検査の結果、ストラップのブッシュ部付近に圧縮荷重によりキंकが生じ、更に一部繊維が破断を生じていた。

当該状況は、繊維強化複合材の一方向材に圧縮荷重が作用した時に特有の現象であって、キंकバンド形成(Kink-Band Formation)として知られているものであるが、その形成角度から、純粹の圧縮によるものでなく、ねじり荷重と複合した圧縮荷重下での破損と推定された。また、樹脂割れは斜めに生じていることから、繊維束が切断されているものも観察された。

キंक損傷は、TRB回転方向の後側のストラップ・ブッシュ部直近に、ねじり荷重と複合した圧縮荷重が作用して、繊維束が剥離してできたと推定され、層間剥離も認められた。

また、U字型のストラップ・ブッシュ部の内側面は、大きな繊維束が断裂して抜けた後の繊維束の断片、短く切断された繊維の残片等が混在しており、フレッティング(ここでは、摩擦疲労により繊維が一部破断及び繊維を波立たせる現象をいう。)が起き、次に繊維束に曲げ荷重の影響を含んだ折損が発生したと推定できた。

これらの観察結果の解析から、ストラップの破断は、ねじりの強制変位と引張り荷重の繰り返しによる、ブッシュ部周りの疲労による破断であると推定された。

破面解析からだけでは、樹脂割れの発生経緯、ブッシュ部周りのフレッティング、それらの損傷からの繊維束断裂、最終的なストラップ破断に至る過程までは明確としないことから、実機の供試体ブレードを使用した模擬試験を次に計画した。

## 2. 破断原因追求のための試験計画

試験は実機での負荷状況をできるだけ模擬し、TRBの回転に伴う遠心力等による引張りとねじり荷重を同時にかかる装置を製作し、ねじりは人力で入力するアームを使用し、角度インジケータに従って操作することによって加えることとした。

また、実機においては、エンジンの排気ガスの影響により、TRBのストラップ部分周りの温度は、平均温度71℃まで上昇しているとのデータにより、実機を模擬するため、71℃に相当する簡易ヒーター(シリコンラバー・ヒーター)を準備した。

この試験は、簡易的な条件設定及び少ない供試体により実施するものであり、その目的は疲労強度を求め廃棄時間を設定する等のためのものではなく、ブッシュ回りのストラップの損傷に関する挙動を知ることであり、ストラップ部へ歪みゲージを接着して測定しながら、ファイバースコープ顕微鏡による観察を行うこととした。このため、供試体は、実機で使用されていた2枚のTRB(S/N 112A及び116A)を加工して準備した。

## 3. 試験内容

試験は、供試体ストラップ部分(供試体は実機による使用実績が457時間及び

559時間あるもの)を常温及び昇温した環境で、実機と同様の荷重GAGの負荷を模擬した。

1日の最初のエンジン始動前点検で指定されている、遠心力等のない無負荷状態でのラダー操作に相当する、最大ピッチ変更 $\pm 32^\circ$ のねじりを加え、直後に引張り力(TRB回転時における遠心力と運用上発生する可能性のある最大曲げ荷重を引張りに換算した荷重との和)2,240kgをかけた状態で、最大ピッチ変更 $\pm 32^\circ$ のねじり荷重をかけて、これらを1回(1サイクル)とした繰返し負荷を行い、ブッシュ周りのストラップ損傷の挙動を観察することとした。

室温による常温試験を約700回実施した後、更に次の昇温試験を実施した。

昇温試験については、疲労強度に悪影響があると認められるブッシュ部を含むストラップの温度を71に設定しようとしたが、ヒーター装置がストラップ部分全体を覆うアルミ板外筒に内側からシリコンラバーヒーターを貼付する簡単なものであるため、ブッシュ部を含むストラップ全体を一様な温度に設定できないことが分かった。このため、1枚目の供試体(S/N112A)の約100回までの繰返し数ではストラップ全体の温度設定を71としたが、ブッシュ部の温度は50以下となった。それ以降は、ブッシュ部の温度を約50とするため、ストラップ全体の温度設定を約97(1枚目の供試体)及び88(2枚目の供試体)と高くして試験を継続した。

#### 4. 試験結果

室温による試験では、早い段階から繰返し数100回程度までに、断続的な可聴音が発生した。このことから、ストラップとブッシュ及びストラップとスペーサ間の接着部の剥離が発生し、進展してフレットングが発生する要因となることが考えられた。(図4参照)



図4 ストラップとスペーサ間の接着部の剥離  
(ファイバースコープ顕微鏡による観察写真)

繰返し数が100回を超すあたりからは、ストラップの上面後縁側から白化域が発生した。

また、歪みのデータからは、ストラップに最大ピッチ変更の後“ゼロ”ピッチに戻しても、ブレードからストラップの直線軸に対して45°方向にピッチ変更後の歪みの残留が見受けられ、累積していく擬塑性現象が発生し、それにより微視的損傷が生じ、巨視的せん断荷重による樹脂割れの起点になった可能性が考えられた。

昇温状態での試験では、繰返し数が200回前までに、事故機のNo.3TRBストラップと同様に、ストラップ・ブッシュ内面からほぼ1/3の位置で層間剥離(図5参照)を示した。その後、300回から500回では、主損傷以外の小剥離の密度が少し増加するが、それ以降表面からの観察では、目立った密度増加はなかった。

また、1枚目の供試体の繰返し数が1,200回(仮に1GAGサイクルを飛行時間30分とした場合、600時間相当)時の、また、2枚目の供試体の900回(450時間相当)時のファイバースコープ顕微鏡による観察から、ストラップ・ブッシュ直近にガラス繊維のフレッティング現象及びストランド破断(U字型繊維の束が一部破断)を経て、繊維束の圧縮によるキンク損傷に至る過程の初期的状況がほぼ認められた。

なお、1枚目の供試体は、ブッシュ部の接着が、試験終了(1,200回)後わずかの力でストラップから分離した。

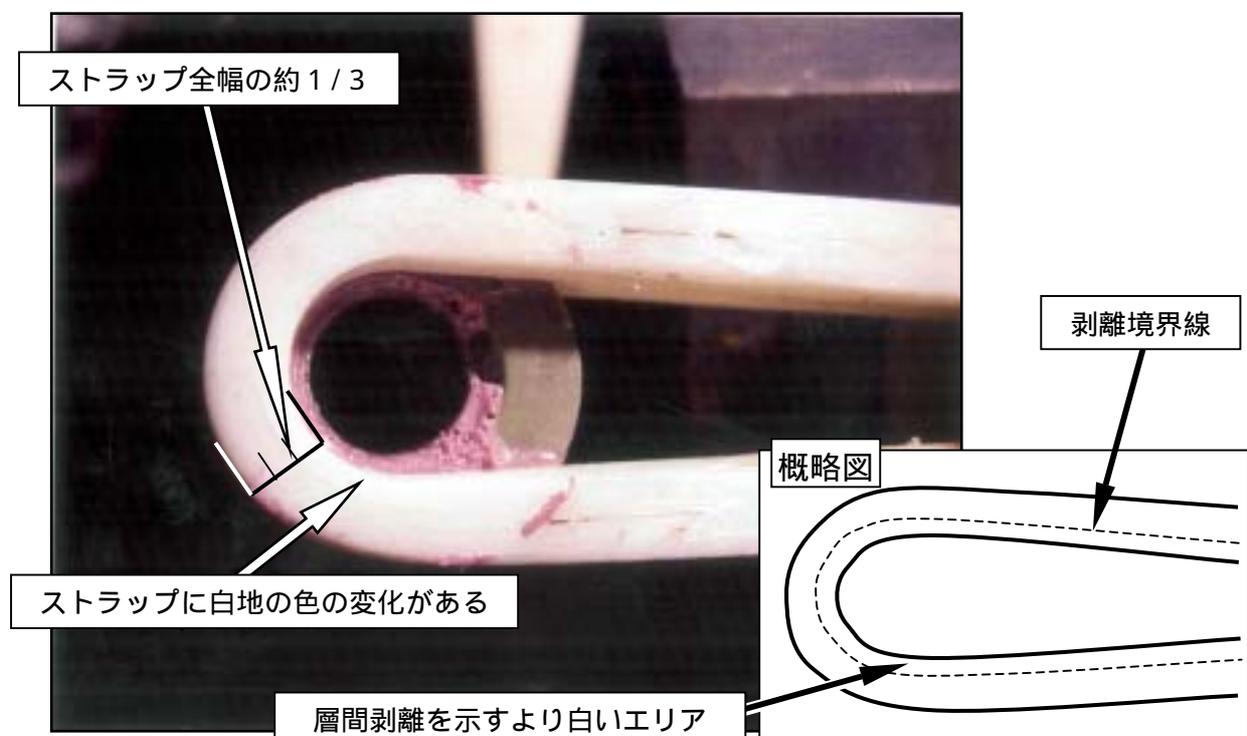


図5 ストラップ全幅の内面から約1/3の位置の層間剥離