

航空事故調査報告書

個	人	所	属	J A 2 1 T T								
学	校	法	人	日	本	航	空	学	園	所	属	J A 2 4 2 4
ア	ジ	ア	航	測	株	式	会	社	所	属	J A 8 6 0 4	
国	際	航	空	輸	送	株	式	会	社	所	属	J A 3 8 7 5

平成16年9月24日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、個人所属JA21TT他3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

アジア航測株式会社所属 JA8604

[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	外国の代表、顧問	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	調査参加国への意見照会	2
2	認定した事実	2
2.1	飛行の経過	2
2.1.1	レーダー航跡記録及び管制交信記録等による飛行の経過	3
2.1.2	同機の事故時の状況に関する目撃者の口述	4
2.2	人の死亡、行方不明及び負傷	5
2.3	航空機の損壊に関する情報	5
2.3.1	損壊の程度	5
2.3.2	航空機各部の損壊の状況	5
2.4	航空機以外の物件の損壊に関する情報	6
2.5	航空機乗組員等に関する情報	6
2.6	航空機に関する情報	6
2.6.1	航空機	6
2.6.2	耐空証明検査前整備等及び社内確認飛行	6
2.6.3	エンジン	8
2.6.4	プロペラ	8
2.6.5	重量及び重心位置	9
2.6.6	燃料及び潤滑油	9
2.7	気象に関する情報	9
2.7.1	宇都宮飛行場の航空気象実況報	9
2.7.2	小瀬地域気象観測所の観測値	9
2.7.3	高層気象台のラジオゾンデ観測記録	9
2.8	事故現場及び残がいに関する情報	10
2.8.1	事故現場の状況	10
2.8.2	損壊の細部状況	11

2.8.3	パワー・レバー等の状況	12
2.9	医学に関する情報	13
2.10	火災及び消防に関する情報	13
2.11	事実を認定するための試験及び研究	13
2.11.1	同機の潤滑系統及びプロペラの概要	13
2.11.2	エンジンの分解調査	13
2.11.3	プロペラの分解調査	15
2.11.4	潤滑油の調査	15
2.11.5	オイル・タンクのキャップに関連する情報	16
2.11.6	同機の与圧系統	17
2.12	その他必要な事項	17
2.12.1	非常操作手順	17
2.12.2	降下	19
2.12.3	失速速度等	19
2.12.4	エレベーター・トリム・システムとオートパイロット	20
2.12.5	同機の酸素系統	21
2.12.6	機長の最近の飛行経験について	21
2.12.7	低酸素症と有効意識時間	22
3	事実を認定した理由	23
3.1	乗務員の資格等	24
3.2	航空機の耐空証明等	24
3.3	与圧系統及び酸素系統の状況	24
3.4	エンジンの状況	24
3.5	プロペラの状況	25
3.6	事故関連時間帯の気象	26
3.7	墜落に至るまでの同機の飛行状況	26
3.8	大きな降下率での降下	28
3.9	パワー・レバーの操作	30
3.10	降下中の煙及び火災の発生	31
3.11	ラダー舵角及びエレベーター・トリム量	31
3.12	低酸素状態によるインキャパシテーション	31
3.13	錐もみから回復できなかったこと	32
3.14	管制機関との通信設定	33

4	原因	33
付図 1	推定飛行経路図	35
付図 2	レーダー航跡図	36
付図 3	ガルフストリームコマンダー式 6 9 5 型三面図	37
写真 1	事故現場（右主翼側）	38
写真 2	事故現場（左主翼側）	38
写真 3	左エンジン（回収時）	39
写真 4	左エンジンのオイルタンク給油口及びキャップ	40
写真 5	左プロペラ及び右プロペラ	40
写真 6	左エンジン	41
写真 7	右エンジン	41
別添	Advisory Circular No.61-107A中の有効意識時間についての記述	42

航空事故調査報告書

所 属 アジア航測株式会社
型 式 ガルフストリームコマンダー式 6 9 5 型
登録記号 JA 8 6 0 4
発生日時 平成 1 5 年 3 月 2 4 日 1 0 時 5 2 分ごろ
発生場所 茨城県那珂郡緒川村

平成 1 6 年 9 月 1 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	楠 木 行 雄
委 員	加 藤 晋
委 員	松 浦 純 雄
委 員	垣 本 由 紀 子
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

アジア航測株式会社所属ガルフストリームコマンダー式 6 9 5 型 JA 8 6 0 4 は、平成 1 5 年 3 月 2 4 日（月）、耐空証明検査受検前の社内確認飛行のため、機長及び整備士 1 名計 2 名が搭乗して 1 0 時 2 6 分、調布飛行場を離陸し、飛行中、1 0 時 5 2 分ごろ、茨城県那珂郡緒川村大字上小瀬字西根の山林に墜落した。

同機には、機長及び整備士の計 2 名が搭乗していたが、2 名とも死亡した。

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 1 5 年 3 月 2 4 日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか 1 名の航空事故調査官を指名した。

1.2.2 外国の代表、顧問

本調査には、事故機の設計・製造国であるアメリカ合衆国の代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成15年3月24日～26日	現場調査及び口述聴取
平成15年4月2日	口述聴取
平成15年4月16日	機体調査
平成15年6月9日	機体調査
平成15年6月13日～24日	潤滑油の調査
平成15年6月20日～平成16年5月24日	エンジン分解調査（アメリカ合衆国事故調査当局（NTSB）の協力を得て、エンジン製造者の施設で調査を実施）

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 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

アジア航測株式会社所属ガルフストリームコマンダー式695型JA8604（以下「同機」という。）は、平成15年3月24日、耐空証明検査受検前の社内確認飛行のため、調布飛行場を出発し、宇都宮、那須を経由して調布飛行場へ戻る予定であった。

社内確認飛行の項目は、機内与圧装置の機能確認及びVOR/DME受信装置の受信状況の確認等であった。

同機は、調布飛行場において整備士による飛行前点検が実施され、また、機長による飛行前点検が実施された。

東京航空局調布空港事務所に通報された飛行計画は、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：調布飛行場、移動開始時刻：10時15分、巡航速度：160kt、巡航高度：VFR、経路：UTSUNOMIYA～NASU～MI（大宮NDB）、目的飛行場：調布飛行場、所要時間：1時間45分、持久時間で表された燃料搭載量：4時間00分、搭乗する総人数：2名

同機は、機長が左前席に整備士が右前席に着座して離陸した。

2.1.1 レーダー航跡記録及び管制交信記録等による飛行の経過

10時26分、同機は滑走路35から離陸した。

同29分02秒、同機は調布飛行場管制所に管制圏から離脱したことを通報し、調布飛行場管制所は管制周波数から離れることを承認する旨を送信した。

同34分32秒、同機は、大宮NDBの北東約5nm、日光NDBから200°/33nmを高度15,700ft、対地速度140ktで飛行していた。

同35分ごろ、同機は、アジア航測株式会社（以下「同社」という。）の無線局に「荒川上空10,000ft、オペレーション ノーマル」を通報した。（注1）

その後、同機は磁方位約040°の航跡でほぼ直線的に飛行し、高度及び速度等は次のとおりであった。

時刻	高度(ft)	対地速度(kt)	日光NDBからの方位/距離
同35分41秒	17,500	150	198°/30nm
36分50秒	19,000	150	
37分59秒	20,600	170	
39分09秒	22,100	160	187°/22nm
40分17秒	22,200	190	180°/18nm
42分26秒	22,200	220	
43分35秒	22,300	220	
44分43秒	23,300	200	118°/12nm
45分13秒	23,200	180	
45分43秒	23,000	170	105°/14nm
46分52秒	22,400	160	095°/15nm
48分01秒	21,900	160	086°/17nm
49分10秒	21,400	160	081°/20nm
49分34秒	21,100	160	
50分09秒	21,100	130	
50分13秒	20,900	不明	

50分29秒	17,000	不明	
50分49秒	12,600	不明	
51分09秒	8,600	不明	
51分36秒	3,200	不明	(最後のレーダー情報)

同機は、同社の無線局に荒川上空の位置通報をして以降、どこの無線局にも交信の記録はなかった。

(注1) 10時35分ごろは、同社の無線局が同機と通信した時刻であり、同機からの通報には、荒川上空の通過時刻は含まれていなかった。

2.1.2 同機の事故時の状況に関する目撃者の口述

(1) 事故現場の北東約700mにいた目撃者A

ビニール・ハウスの中で農作業をしていると、普通と違った、波打つような飛行機のエンジン音が聞こえた。外に出てみると、飛行機が頭を下にして回りながら落下していった。立て直すのかなと思っていると、そのうちに木の陰で見えなくなって「ドーン」と音がした。すぐに携帯電話で消防に電話したが通じず、消防団の友人に電話した。落下していく機体からは煙等は見えなかった。天気は良く、風もほとんどなかった。

(2) 事故現場の西北西約900mにいた目撃者B

その日は朝から畑で農作業をしていた。飛行機が飛んで来て、エンジンを吹かしたりするような音がしたので上空で練習をしているように思った。上空を見たとき、東から西に右バンクしながら降下して行き、急降下の姿勢から引き起こした。そして大きく上昇して背面となったとき、左右に翼がフラフラし、そのまま機首を下げて右回転しながら落下して行き、山の稜線に隠れてすぐに、「ドーン」という衝撃音が聞こえた。

(3) 事故現場の南南東約500mにいた目撃者C

飛行機が降下角45°くらいで右回転して落下して来た。エンジン音は聞こえず、風切り音が聞こえた。飛行機のどこからかは分からなかったが、煙が出ているのが見えた。2回転くらいした後、地面に墜落した。

すぐに車で現場に行ったが、火災は発生していなかった。

両方の主翼が付根付近で破断し、分離していた。胴体も途中で破断していた。胴体は前方のガラスがひびで真っ白になっていたが、ほぼ形は保っていた。

操縦席にいた人は、ヘルメットはかぶっていないのは分かったが、その他の状況は分からなかった。

燃料が地面に「ドーッ」と流れていて、しばらくすると左エンジン辺りから出火し、燃料に引火して12～13m炎が急に上がって燃え始め、手が付けられなかった。

(4) 事故現場の南約2kmにいた目撃者D

自宅近くのゲートボール場で友達とゲートボールをやっていると「ブオー、ブオー」と高くなったり、低くなったりする飛行機のエンジン音がした。変な音だなと空を見上げると北の空に飛行機が飛んでいるのが見えた。

飛行機は底の部分を見せながら、「の」の字を書くように大きく右旋回し、旋回しながらゆっくりと高度が下がり始めた。見ていると、飛行機は先端（機首）を下にして急に真下に落ち始めた。ゲートボールをやっていた友達に、「おー、あれを見ろよ」と叫ぶと、友達も落ちてゆく飛行機を見て「まさか落ちめー」と言っていた。

飛行機が何回転したのか分からないが、回転するたびに太陽の光で翼が光るのが見え、そのまま杉林の向こうに消えてしまい、「ドスン」という音がした。

音がして少し間をおいた後、落ちた辺りから真っ黒いひと固まりの煙が上がった。

事故発生地点は、茨城県那珂郡緒川村大字上小瀬字西根の山林で、事故発生時刻は、10時52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

機長及び整備士の計2名が死亡した。

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

胴 体	焼損
主 翼	破断及び焼損
尾 翼	破断及び焼損
エンジン	破損及び焼損
プロペラ	破断

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

樹木数本が折損し、十数本が火災により焼損した。

墜落現場の周囲約700㎡の地面の枯れ葉等が火災によって焼失した。

2.5 航空機乗組員等に関する情報

機長 男性 56歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）

昭和46年12月24日

限定事項 陸上単発機

昭和46年12月24日

陸上多発機

昭和50年5月17日

計器飛行証明

昭和54年8月15日

操縦教育証明（飛行機）

昭和47年11月14日

第1種航空身体検査証明書

有効期限

平成16年3月3日

条件事項

近距離視力矯正眼鏡携帯

総飛行時間

11,473時間03分

最近30日間の飛行時間

12時間10分

同型式機による飛行時間

約300時間

（飛行記録が焼失したため、同社の推定による。）

最近30日間の飛行時間

12時間10分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式

ガルフストリームコマンダー式695型

製造番号

95044

製造年月日

昭和55年11月11日

耐空証明書

第東-14-107号

有効期限

平成15年5月13日

耐空類別

飛行機 普通N

総飛行時間

6,029時間55分

定期点検(100時間点検、平成15年3月9日実施)後の飛行時間

12時間10分

(付図3参照)

2.6.2 耐空証明検査前整備等及び社内確認飛行

- (1) 同機は、耐空証明検査を平成15年3月20日に受検する予定で、2月10日～3月8日の間、整備が実施された。この間、操縦席前方のウィンド

シールド2枚及び操縦席周りのウィンドウ4枚が交換され、また、ウェザー・レーダーが取り付けられた。

ウィンドシールド等の交換後、3月12日、同機は仙台空港に空輸され、同日から14日の間、同空港において、キャビン・プレッシャーのグラウンド・オペレーショナル・チェックが実施された。同チェックにおいて、非常用ハッチのシール部及び主翼取付部からのエアー漏れが発見され、その修復作業が実施された。修復後、与圧系統の最大差圧の確認において、コクピットの前方隔壁に取り付けられている機内圧力を制御するアウトフロー・セーフティ・バルブに不具合があり、機内圧力を最大差圧まで昇圧することができなかった。

- (2) 3月18日、仙台空港から調布飛行場への飛行において、与圧系統以外の実施可能な試験項目の確認、また、ウェザー・レーダーの作動状況の確認が実施された。この飛行において、VOR/DME受信装置の特定の周波数(福島VOR/DME)の受信状況の不具合が発見された。耐空証明検査は、3月20日の予定であったが、アウトフロー・セーフティ・バルブの交換のため、3月25日に延期された。

3月20日、同18日の飛行の残りの試験項目について、確認飛行が実施された。その後、3月23日、調布飛行場においてアウトフロー・セーフティ・バルブが交換された。同バルブの交換に伴う与圧系統の機能及びVOR/DME受信装置の受信状況等を確認するため、3月24日、社内確認飛行が実施されることとなった。ただし、同機の3月18日及び20日の社内確認飛行も同機の機長と整備士が実施していたこと及び関連書類が同機に搭載されていて、本事故により焼失してしまったことから、上述の確認項目の他に何が実施されることとなっていたのかは不明である。

- (3) 同機の社内確認飛行は、製造メーカーの飛行試験手順を参考として同社が作成した点検表によって実施されていた。同点検表における与圧系統の機能確認については、概略次のとおり記述されている。

・高度10,000ft

キャビン減圧 : Cabin ALT Select ; 8,000ft、Cabin Press S/W ;
Depress

キャビン圧力がダンプされ差圧が「0」になること

ラムエアー・フロー : Cabin Press S/W ; Depress、Defog Blower ; Off
操縦席横の噴出口よりエアー・フローがあること

・上昇中(高度10,000ftから高度23,000ftへ)

キャビンALTウオーニング・ライト : Cabin Press S/W ; Depress

アナンシエーターの「CABIN ALT」が点灯した高度を記録(13,000 ± 500 ft)

- ・高度23,000 ft

最大キャビン与圧：5.10 ~ 5.45 psi

また、同社では、与圧系統の機能確認時、酸素マスクを次の要領で使用している。

- ・高度8,000 ~ 10,000 ftでキャビン与圧をダンプする。

- ・上昇して、13,000 ft付近でキャビンALTウオーニング・ライトの点灯を確認する。

- ・この間に酸素マスクを装着する。キャビンALTウオーニング・ライトの点灯を確認後、再びキャビンと与圧し、キャビン高度が約8,000 ~ 10,000 ftになったら酸素マスクを外す。その後、飛行高度を上げていく場合は、酸素マスクをそばに置いておく。

なお、同点検表においてエンジンの出力点検は10,000 ft、17,000 ft及び31,000 ftで実施される。

2.6.3 エンジン

型 式	ギャレット式TPE331-10-511K型	
	左	右
製造番号	P-38082C	P-38084C
製造年月日	昭和55年8月27日	昭和55年8月28日
総使用時間	6,029時間55分	6,029時間55分
前回オーバーホール	(平成2年7月29日)	(平成2年7月29日)
後の使用時間	3,029時間55分	3,029時間55分

2.6.4 プロペラ

型 式	ダウティロートル式R306/3-82-F/7型	
	左	右
製造番号	DRG/135/81	DAP0007
製造年月日	平成7年3月27日	平成11年12月10日
総使用時間	5,375時間55分	1,007時間25分
前回オーバーホール	(平成12年2月18日)	
後の使用時間	957時間50分	(オーバーホール時間間隔4,000時間に未到達)

2.6.5 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は9,410 lb、重心位置は213.3 inと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量9,985 lb、事故当時の重量に対応する重心範囲208.6～218.5 in）内にあったものと推定される。

2.6.6 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・オイルであった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 宇都宮飛行場の航空気象実況報

事故現場の西南西約40 kmに位置する宇都宮飛行場の事故関連時間帯の定時航空気象実況報（METAR）は、次のとおりであった。

10時00分 風向 220°、風速 02 kt、卓越視程 10 km以上、
雲 雲量 FEW 雲底の高度 3,000 ft、気温 13 、
露点温度 06 、気圧 1,023 hPa、
RMK 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高度 3,000 ft、
高度計規制値（QNH） 30.22 inHg

11時00分 風向 150°、風速 03 kt、卓越視程 10 km以上、
雲 雲量 FEW 雲底の高度 3,000 ft、雲量 SCT
雲底の高度 22,000 ft、気温 15 、露点温度 06 、
気圧 1,022 hPa、
RMK 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高度 3,000 ft、
雲量 3/8 雲形 絹雲 雲底の高度 22,000 ft、
高度計規制値（QNH） 30.19 inHg

2.7.2 小瀬地域気象観測所の観測値

事故現場の南東約1.2 kmに位置する水戸地方気象台小瀬地域気象観測所の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

10時00分 風向南南西、風速 2 m/s、気温 13.5 、降水量 0 mm、
日照時間 1.0 時間

11時00分 風向西、風速 1 m/s、気温 13.9 、降水量 0 mm、
日照時間 0.9 時間

2.7.3 高層気象台のラジオゾンデ観測記録

事故現場の南南西約6.5kmにある高層気象台(館野)の、平成15年3月24日09時観測の高度7,394m(24,400ft)以下の風向、風速及び気温は、次のとおりであった。

高度(m)	高度(ft)	風向(°)	風速(m/s)	気温(°C)
7,394	24,400	271	35	-
7,151	23,598	-	-	-34.9
7,048	23,258	273	36	-
6,692	22,083	276	35	-
6,347	20,945	276	32	-
6,002	19,806	276	31	-
5,082	16,770	-	-	-20.8
4,940	16,302	259	19	-
4,049	13,361	247	16	-
3,122	10,302	-	-	-6.7
2,977	9,824	240	8	-
1,896	6,256	257	4	-
1,186	3,913	-	-	3.0
873	2,880	256	3	-
202	666	264	1	-

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、茨城県那珂郡緒川村大字上小瀬字西根の標高約130mの山林で、高さ約20mの雑木が林立し、すぐ下方が畑地となっていて山林と畑地との境界には約3~4mの段差がある所であった。

事故現場の北東約130m及び南東約100mには民家があり、また、東側約120mには国道293号線が南北に通っていた。

同機は、胴体が磁方位約050°の方向を向き、胴体前部及び右主翼が山林と畑地の境界の段差にかかり、尾翼取付部が2本の木の根元に挟まって引っ掛かった状態で停止していた。胴体はほぼ焼失し、また、主翼は左右エンジンの間の内翼はほぼ焼失し、エンジン外側の外翼は焼損していた。

右プロペラはエンジン前方に脱落していた。また、左プロペラは、1枚のブレードが破断・分離し、左主翼端の後方近傍に落下していた。

事故現場の樹木は、雑木1本の幹が大きく折損していたが、その他は数本の木の枝が折れた程度で、同機が衝突したことによる顕著な損傷はなかった。なお、左プロペラはエンジン前方に脱落していた。

ロペラのブレードによると考えられる3個の打痕（樹皮が剥けた跡）が1本の雑木に残っていた。

同機周辺の樹木は、頂上付近まで燃えていたり、煙及び煤によって黒くなっており、また、同機を中心として、直径約30mの円形状に地面の枯れ葉等が燃えていた。

（付図1及び写真1、2参照）

2.8.2 損壊の細部状況

主な部分の損傷状況は、次のとおりであった。

- (1) 胴体前方部は、床面を除き、外板が焼失していた。操縦席前面のウィンドシールドは、下部窓枠部分に細かい破片があった他は焼損し、その他の操縦席周りのウィンドウのガラス及び計器板等は、焼損、焼失していた。操縦席、及びキャビンの座席付近も焼損しており、特に右操縦席付近は焼損の度合いが激しかった。操縦輪及びラダー・ペダルは焼損していて、事故時に使用されていた位置は不明であった。

計器板前方は下側が変形しており、アウトフロー・セーフティ・バルブは焼損していなかったが、2個とも押し潰されていた。

胴体中央部は床板、下面外板を除き、焼失していた。

胴体後部は尾翼取付部前方で破断し、荷物室に装備されていた無線機器、航法機器は焼損していた。酸素シリンダーは供給ラインが破損、焼失し、酸素は放出され尽くしていた。

- (2) 主翼は、左右エンジン・ナセルと胴体間の内翼が焼失し、エンジン・ナセル外側の外翼は焼損して変形していた。左翼端が取付部で破損して分離していた。右エンジン・ナセル後方は焼損していなかった。

エルロン及びフラップは焼損していたが、取付部から分離していなかった。

- (3) 尾翼は垂直安定板の左側面、左水平安定板上面及びエレベーターが焼損していた。左水平安定板は翼端から約80cmのところで破断し、右水平安定板はほぼ中央で破断しており、左右ともエレベーターが分離していた。

なお、エレベーター・トリムは機首上げ側の全ストロークが65mmのところ、55mm機首上げ側の位置にあった。

ラダーには損傷がなく、舵角は右側にほぼ一杯の位置にあった。

- (4) エンジン

左エンジンはプロペラ・シャフトがプロペラ取付フランジの後で破断していた。コンプレッサー・セクションのケース前方フランジ部が破損していた。オイル・タンクは押し潰されていたが、亀裂等はなかった。オイル

・タンクのキャップは給油口にロックされた状態ではなかった。しかし、オイル・タンクのキャップ及びキャップをロックするための給油口のフランジには損傷はなかった。

エンジンのアウター・ケースには潤滑油がかかっていた。

スターター・ジェネレーターが取付部で破断・分離していた。

右エンジンは、リダクション・ギア・セクションのケースが破断・分離していた。コンプレッサー・セクションのケース前方フランジ部が破損し、1段目のインペラーが変形していた。また、フューエル・コントロール・ユニットが破損し、分離していた。

オイル・タンクは破損し、タンク内にオイルはなかった。

オイル・タンクのキャップは給油口にロックされていた。

(5) プロペラ

左プロペラは3枚のブレードのうち、1枚がハブ近くで破断・分離し、先端が前面側に巻き付くように変形し、1枚が中央付近から先端側が焼失していた。1枚は、後面側に湾曲し、先端が前面側にわずかに変形していた。

右プロペラは、1枚のブレードが中央付近から前面側に湾曲しており、1枚が前面側に大きく湾曲し、後縁の先端側が波打ったように変形していた。1枚は、先端が前縁側にひねられ、わずかに全体が前面側に湾曲していた。

(6) 左主脚は、タイヤ及びホイールが焼失していた。右主脚は、損傷がなかった。前輪は、タイヤが破損していた。

(写真3、4、5、6、7参照)

2.8.3 パワー・レバー等の状況

パワー・レバー等は焼損していたが、その位置は次のとおりであった。

(1) エンジンの出力を制御するパワー・レバーは、左右ともほぼ最前方位置であった。また、エンジンをグラウンド・アイドルにするノブは引き上げられていなかった。なお、フューエル・コントロール・ユニットにあるパワー・レバー・シャフトの表示位置は、左が約92%、右がマックス・ストッパー位置であった。

(2) プロペラ回転の制御、燃料供給のオン・オフ及びプロペラをフェザーにするコンディション・レバーは、左右ともほぼ最前方位置(HIGH RPM)であった。

なお、左右ともフェザー位置に引き上げられてはいなかった。

2.9 医学に関する情報

茨城県警察本部からの情報によれば、機長及び整備士は、平成15年3月25日、筑波大学医学部法医学教室において司法解剖され、死因は両者とも頭部の損傷であった。なお、アルコール及び薬物の反応は認められなかった。

2.10 火災及び消防に関する情報

同機の墜落后、破損した主翼内の燃料タンクから漏れた燃料に引火して火災が発生し、周囲の山林が延焼した。

茨城県大宮地方広域消防から、ポンプ車1台及び救急車1台が出動し、緒川村消防団から、団員122名、ポンプ車2台及び小型ポンプ積載車16台が出動した。

2.11 事実を認定するための試験及び研究

2.11.1 同機の潤滑系統及びプロペラの概要

(1) 潤滑系統

潤滑系統は、高圧ポンプ、3個の排油ポンプ、オイル・フィルター、圧力レギュレーター及びオイル・タンクから成っている。

ドライ・サンプ型高圧潤滑系統がコンプレッサーとタービン・ベアリング及び減速歯車装置を潤滑・冷却する。

また、潤滑系統の潤滑油は、プロペラ・コントロール系統とトルク・センシング・コンポーネントにも用いられる。

外部オイル・ラジエーターは発動機油温を運転限界内に維持する。

(2) プロペラ

プロペラは、完全フェザリング、逆ピッチ可能な油圧作動型3ブレード・プロペラである。

プロペラ・ガバナー・オイル・ポンプで昇圧された潤滑油圧力がブレードを低ピッチトリバース側に動かすのに用いられる。

また、フェザリング・スプリングとブレード・カウンターウェイトとの作用によってプロペラ・ピッチ・チェンジ・ピストンが高ピッチ側に動かされ、ブレードはフェザーになる。

2.11.2 エンジンの分解調査

同機の両エンジンを製造会社である米国アリゾナ州フェニックスのハネウェル・エアロスペース社において、分解調査を実施した。本調査は、平成15年11月12日及び13日、NTSBの調査官の立会いと監督の下で実施された。

調査の結果、墜落時のエンジンの回転状態及び作動状態に関する事実が以下のとおり確認され、両エンジンは、墜落時、作動状態であったものと認められた。

また、両エンジンともに、正常な作動を妨げるような状態が事故以前にあったという事実は確認されなかった。

(1) 左エンジン

回転状態に関する事実

- a 減速ギア前面の回転傷に対応する、プロペラ・シャフト・ナット近くのプロペラ・シャフトの回転傷
- b リング・ギア・サポートのダウエル・ピン（だぼ）の横へのずれ
- c 第1段コンプレッサー・インペラーの数枚のブレードに回転と反対方向の曲がり
- d 第2段タービン・ステーターの前方ベーン・サポート上の回転傷に対応する第1段タービン・ローター・ブレードの後方側ブレード・プラットフォーム上の回転傷
- e 第2段タービン・ブレード・チップ・シュラウド上の回転傷

作動状態に関する事実

- a コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第1段タービン・ステーター・ベーンの吸気側に溶着
- b コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第1段タービン・ローター・ブレードの吸気側に溶着
- c コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第2段タービン・ステーター・ベーンの前縁に溶着
- d コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第2段タービン・ステーター・ベーンの吸気側に溶着
- e コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第2段タービン・ローター・ブレードの吸気側に溶着
- f コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第3段タービン・ステーター・ベーンの前縁に溶着
- g コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第3段タービン・ローター・ブレードの吸気側に溶着

(2) 右エンジン

回転状態に関する事実

- a プロペラ・シャフト・ナット近くのプロペラ・シャフトの回転傷
- b リング・ギア・サポートのダウエル・ピン（だぼ）の横へのずれ
- c 第1段コンプレッサー・インペラーの数枚のブレードに回転と反対方

向の曲がり

- d 第2段タービン・ローター・ブレード・チップすべての上の回転傷に対応する第2段タービン・ブレード・チップ・シュラウド上の回転傷
 - e 第3段タービン・ローター・ブレード・チップすべての上の回転傷に対応する第3段タービン・ブレード・チップ・シュラウド上の回転傷
- 作動状態に関する事実
- a コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第1段タービン・ローター・ブレードの吸気側に溶着
 - b コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第2段タービン・ステーター・ベーンの前縁に溶着
 - c コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第2段タービン・ローター・ブレードの吸気側に溶着
 - d コンプレッサー・シュラウドの金属粉が第3段タービン・ステーター・ベーンの前縁に溶着

2.11.3 プロペラの分解調査

調布飛行場において、プロペラの分解調査を実施した。調査結果の概要は、次のとおりであった。

左右のプロペラとも、ハブ内のプロペラ・ピッチ・チェンジ・ピストンがスターティング・ラッチに固定された状態にあり、ブレードのピッチはグラウンド・アイドルの位置にあった。

プロペラ・ピッチ・チェンジ・ピストン、2個のフェザリング・スプリングに損傷はなかった。シリンダー内には、プロペラ・ピッチ・チェンジ用の潤滑油が残っていた。

左右プロペラとも、各ブレードに付いているピッチ・チェンジ用ピンが、1枚のブレードで破断し、1枚のブレードで損傷していた。

2.11.4 潤滑油の調査

同機のエンジンの潤滑油は、平成14年2月11日の900飛行時間点検において交換されており、その後、事故前日まで約310時間使用されていた。この間、潤滑油の消費状況により補給されていたが補給量は記録がなく不明であった。

事故後、左右のプロペラ・ハブ及び左エンジン・オイル・タンクから潤滑油を採取し、調査を実施した。なお、右エンジン・オイル・タンクは破損していたため潤滑油は採取できなかった。潤滑油の調査は、エンジン内部の機械的な異常を知る目安となる金属元素量の検出及び温度の上昇による潤滑油の劣化の程度を知る目安と

なる全酸価値について実施した。調査結果は、次のとおりであった。

左右のプロペラ及び左エンジン・オイル・タンクから採取した潤滑油ともに、鉄、銅、ケイ素が主に検出されたが、含有量は少なかった。

全酸価値は低かった。

2.11.5 オイル・タンクのキャップに関連する情報

(1) 飛行前後の点検

同社の整備基準附属書中の「整備記録の様式 - GULFSTREAM COMMANDER式695型」に、飛行前点検表及び飛行後点検表が規定されており、同表により飛行前後の点検を実施することとされている。両点検表には、「エンジン・オイル量及びキャップの取付けを点検」と記述されている。

飛行規程には、通常操作の詳細チェックリストの飛行前点検における外部点検の項に、「滑油量、キャップ及びアクセス・ドア - チェック」と記述されている。

(2) オイル・タンクのキャップのロック

キャップのロックは、キャップ内側にある2ヶ所のつば部をオイル・タンク側のフランジに引っ掛け、時計回りに約90度回転させて行うことができる。

(3) オイル・タンクのキャップがロックされていない場合にオイルが吸い出される可能性等について

同機のエンジン製造会社であるハネウェル社からの情報によると、次のとおりであった。

オイル・タンクは小さな正圧が掛かった状態で運用しているため、キャップが緩むと、オイル・タンクからオイルが吸い出される可能性がある。吸い出されたオイル・ミストはエンジン・ケースやエンジンの外側をオイルで濡らす可能性がある。同機は、エジェクター型排気システムを採用していることから、オイル・ミストが熱い主排気口にかかる可能性があり、その結果でできる煙がエジェクター効果によりナセルから引き出される。

タイプ オイルの引火点は475°F (247)であり、エンジンのプレナム・ケース上でオイルが引火する可能性はほとんどない。しかしながら、主排気口のところでは、排気口の表面にオイル・ミストが付着すると煙が発生する。

2.11.6 同機の与圧系統

- (1) 同機は、耐空類別が飛行機普通Nに分類され、耐空性審査要領には、与圧室は、「9,500m(31,000ft)を超える高度での運用について証明を得ようとする場合には、予想されるいかなる破損や作動不良が与圧系統中に発生しても4,500m(15,000ft)以下の客室圧力高度を維持することができなければならない。」と規定されている。

飛行規程によると、同機の運用限界高度は31,000ft、与圧の最大許容差圧は5.4psiである。差圧が5.4psiの場合、高度31,000ftで機内高度11,500ft、高度28,400ftで機内高度10,000ft、高度23,000ftで機内高度7,000ftとなる。差圧が通常値の5.2psiの場合、高度31,000ftで機内高度12,000ft、高度27,400ftで機内高度10,000ft、高度23,000ftで機内高度7,500ft、高度21,000ftで機内高度6,300ftとなる。

- (2) 同機には、機内与圧をコントロールするアウトフロー・セーフティ・バルブがコクピット前方隔壁に2個取り付けられている。

同バルブは焼失せず、取り付けられていた位置で発見されたが、押し潰されており、機能が正常であったか否かを確認することはできなかった。

また、キャビンのウィンドウは、窓枠を含めほとんどが焼失しており、ウィンドシールドは細かく粉碎されたガラスが焼け残った枠付近に残っていただけであった。このため、交換されたウィンドウがすべて機体に正常に取り付けられた状態であったか、また、交換されたウィンドウから空気漏れがあったか否かを確認することはできなかった。

2.1.2 その他必要な事項

2.12.1 非常操作手順

飛行規程によると、次のとおりである。

- (1) 飛行中の発動機故障/火災

< 警告 >

プロペラをフェザーにする前にパワー・レバーを戻してはならない。

故障発動機は出力低下と発動機計器の指示によって確認する。

NTS (Negative Torque Sensor) が不作動時、パワー・レバーを戻すと抵抗が増す。

故障発動機	確認
コンディション・レバー (故障発動機側)	EMERGENCY FEATHER
FUEL-HYDスイッチ (故障発動機側)	EMER OFF

<注記>

発動機が停止しても、発動機火災が消えなければ航空機を最大許容速度で降下し、火災を吹き消す。

油温コントロール・ドア（作動発動機側）	必要に応じTRAILあるいはCLOSED
不作動発動機	次の保護措置をする
a ジェネレーター・スイッチ	OFF
b 発動機インレット・ヒート	使用していればOFF
c プロペラ・シンクロ	OFF
d 油温コントロール・ドア	CLOSED
e 発動機コントロール・スイッチ	ENG OFF(EGTが200 又はそれ以下に低下した後)

<注記>

フェザー側プロペラはゆっくり回転する。

約125KIASで飛行すればプロペラの回転が最小になる。

作動発動機	必要に応じ出力調整する
トリム	調整
作動側ジェネレーター	300AMPS以下であることを確認する。必要ならば重要でない電気負荷を減ずる。
キャビン高度	チェック
燃料インターコネクト・バルブ	燃料の不均一を修正する 必要があれば"OPEN"する。
出来るだけ速やかに	着陸

(2) 錐もみ

<警告>

故意の錐もみは禁止されている。

もし不用意に錐もみに入ったならば、直ちに操縦輪を最前方に動かし、錐もみの方向と反対にラダーを最大限に踏み込み、出力を"FLT IDLE"（フライト・アイドル）に減少する。これら3つの措置はできるだけ同時に行わなければならない。回転が停止するまでこのコントロールを保持する。ついで全コントロールを中立に戻し、そして滑らかに引く。

回復操作中エルロンは中立におかななければならない。

<注記>

F A R^(注2)では、この種類の航空機の錐もみのデモンストレーションは

要求されていない。従って錐もみテストは実施されておらず、回復操作については最も利用できる情報に基づくものである。

(注2) F A R : Federal Aviation Regulations (米国連邦航空規則)

2.12.2 降下

飛行規程等によると、概略次のとおりである。

(1) 通常降下時の降下率等

無風時、降下率 1,500 ft/minでの降下に要する時間、燃料及び距離が示されている。この場合のエンジン出力は1,500 ft/minを維持するのに必要な量を使用する。

なお、降下速度は、高高度ほど低速であり、高度24,000 ftのとき、指示対気速度(以下「IAS」という。)210kt、高度22,000 ftのとき、IAS220kt、高度20,000 ft以下ではIAS230ktとなっている。

チャートによると、高度20,000 ftから海面高度まで降下するのに要する時間は約13分、距離は約55 nmである。

(2) 緊急降下

パワー・レバーを“FLT IDLE”、コンディション・レバーを“HIGH RPM”とし、速度計の最大許容指針(ストライプ・ポイント)が指示する最大許容速度で降下する。最大許容指針は、IAS最大240kt以内にセットする。

(3) 錐もみ時の降下率

ガルフストリームコマンダー社によると、次のとおりであった。

同型式機の錐もみテストは行われておらず、テスト・データがないことから、錐もみ時の降下率のデータはない。

また、高度約21,000 ftから約400 ftまで約1分50秒で到達するような降下率の降下を、設計上の制限を超えることなしに実施できるということは実証されていない。

2.12.3 失速速度等

飛行規程によると概略次のとおりである。

(1) 同機の事故当時の重量で巡航形態、出力がフライト・アイドルのとき、失速速度は、IAS75ktと推算される。なお、同機には失速警報装置があり、速度が低下していくとき、失速速度より4~9kt速い速度で警報が作動するようになっている。

(2) エンジンの一方が離陸出力、一方が不作動でプロペラがウインド・ミルの

とき、5°バンク角で直線飛行が維持できる最小の速度である最小操縦速度は、IAS 93 ktである。

- (3) 安全片発不作動速度は、訓練のため1発動機を故意に不作動にすることができる製造業者が選定した最小速度である。この速度は失速速度に十分余裕があり、不用意な失速と起こりうる錐もみを防止する。安全片発不作動速度は、IAS 105 ktである。

< 警告 >

フライト・アイドル出力を用いて故障発動機を模擬すると、顕著な非対称抵抗を生じる。

このときの最小操縦速度はIAS 約 102 ktである。

このため、この種の飛行は最小操縦速度以下で行ってはならない。

2.12.4 エレベーター・トリム・システムとオートパイロット

同機にはオートパイロットが装備されている。飛行規程によると、エレベーター・トリム・システムとオートパイロットの概要は、次のとおりである。

- (1) 手動の電動エレベーター・トリム・システムは、エレベーター・トリム・タブを働かせるオートパイロットのピッチ・トリム・サーボを利用している。これは、操縦士側操縦輪の左グリップに設置されたデュアル・アクチュエイティング・コントロール・スイッチにより操作される。

もし、オートパイロットがエンゲージされているときにコントロール・スイッチを操作すれば、ピッチとロール軸は自動的にディスエンゲージされる。横軸（ヨー・ダンパー）はエンゲージしたままに保たれる。

操縦士側操縦輪の左グリップに設置されているスイッチを“REL”位置にすると、オートパイロットはディスエンゲージされる。この場合、エレベーター・トリム・コントロール・ホイールを操作してエレベーター・トリム・タブを動かすことができる。

- (2) オートパイロットのアルティチュード・ホールドを選択すると、オートパイロットは航空機の姿勢を変化させることにより航空機を選択された高度に保持する。操縦士は安全な対気速度を確保するためのパワー・セッティングを維持しなければならない。

- (3) オートパイロットは、非常時に必要な場合は、操縦輪、又はラダー・ペダルに力を掛けることによってオーバーパワーすることができる。このことはオートパイロットにダメージを与えない。エレベーター・オート・トリムがエレベーター・トリム・タブをオーバーパワーに対抗する方向へ動かすので、オートパイロットをできる限り早くディスエンゲージしなければならない。

トリム・タブの動きは、3秒遅れて開始され、オーバーパワーが持続する間、続く。

最大のオーバーパワーの力は、高高度（17,000(±1,200)ft以上）では、エルロン10 lbs、エレベーター20 lbs、ラダー103 lbsである。

< 警告 >

上記のエレベーター・オーバーパワーの力がイニシャルの力として必要である。もしオーバーパワーの状態が継続されれば（3秒以上）、力は増すことになる。

2.12.5 同機の酸素系統

- (1) 同機には酸素系統が装備され、酸素シリンダーに充填された酸素を乗務員及び乗客に供給する。右操縦席のサイド・ウィンドウの下にレギュレーター・アセンブリーがあり、高度調節バルブによって、飛行高度に応じて必要となる酸素流量が決定される。また、酸素を使わないとき、同バルブにより酸素をシャット・オフしている。

乗員の酸素マスクは、ダイリユーター・デマンド式でフロー・インジケーターとマイクが付いている。

- (2) 飛行規程には、飛行前点検において酸素シリンダーの圧力の点検及び高度13,000ft以上の飛行を行うときには、発動機始動前点検において酸素システムを点検するよう記述されている。

2.12.6 機長の最近の飛行経験について

平成11年7月以降、約3年5ヶ月の間、機長は操縦業務から外れていた。ただし、この間も、第1種航空身体検査証明書は継続して保有していた。

その後、機長は、平成14年12月26日から、同型式機による復帰訓練を開始し、平成15年1月29日までに計6回、飛行時間9時間10分の飛行訓練を実施し、同年1月30日、社内の審査に合格して同社の航空機使用事業の操縦業務に復帰した。

訓練及び技能審査は、同社の運航基準に基づき復帰訓練、復帰審査が実施されており、概略次のとおりであった。

- (1) 復帰訓練

航空機乗組員が、ある型式の航空機に一定の乗務しない期間を経た後、再び乗務するために必要な知識及び能力を付与するための訓練

訓練課目

・ 学科課目

- ・ 実地訓練課目

実地訓練課目については、その都度、訓練担当操縦士が訓練課目の項より適切な課目を選んで実施する。

(2) 復帰審査

航空機乗組員が、一定の乗務しない期間を経た後、再び乗務する場合、その都度行われる技能審査

技能審査の課目

- ・ 学科審査
- ・ 口述審査
- ・ 実地審査

実地審査課目については、その都度、技能審査担当操縦士が実地審査の項より選んで実施した訓練課目と同じ課目を実施し記録する。

なお、訓練及び審査の実施状況は、概略次のとおりであった。

- ・ 学科課目の学習は、実地訓練の前後等に実施されていた。
- ・ 実地訓練は、計6回の飛行が実施され、そのうち6回目の飛行は単独飛行で実施されていた。
- ・ 審査飛行は、概ね良好の所見が付されて合格と判定されていた。

2.12.7 低酸素症と有効意識時間

上田 泰 監修「臨床航空医学」(鳳鳴堂書店、平成7年4月30日、(財)航空医学研究センター発行)には、低酸素症について、概略次のような記述がある。

- (1) 低酸素症とは、臨床的には人体組織の酸素欠乏を意味するが、種々の病的な状態でおこり、いくつかの原因でおこる。航空機の場合に問題となる低酸素症は、加速度による意識喪失以外は、ほとんど気圧の減少により生ずる低酸素性低酸素症である。
- (2) 高度と低酸素症の発生の関係を知る目安として、高度は次のように分類される。これは健康な人の安静状態をもとにしたものであり、貧血、心臓、肺などの疾患がある場合は低い高度でも低酸素症を発症する。また低酸素に対する耐性には個人差が大きいことを忘れてはならない。

高度の分類 (ft)	特徴
不関域 0 ~ 10,000	外界の酸素濃度は2/3程度まで減少するが、低酸素の影響はほとんど受けない。 夜間視力は約4,000ftから低下する。
代償域 10,000 ~ 15,000	呼吸、心拍数が増加し、これらの代償作用により短時間であれば低酸素症が発生することはない。

障害域 15,000 ~ 18,000	生理的代償作用にもかかわらず、大部分の人が低酸素症に陥る。
危険域 18,000以上	意識障害が起こり、生命が危険にさらされる。

(3) 低酸素症の症状

呼吸器、心臓血管系、脳神経系の症状が主となるが、特に注意すべきことは本人が全く症状の発生に気がつかない場合が多いことである。

循環器、呼吸器の症状としては、心拍、呼吸数の増加がみられるが、末梢の血管抵抗は減少するため血圧は変化しない場合が多い。

初期の症状としては、次のようなものがある

自覚症状： 熱感、疲労感、頭重感、視力の低下、人格の変化、判断力低下、言語能力低下

他覚症状： 呼吸、心拍の増加、チアノーゼ、知能活動の低下、反応時間の延長、協調運動の障害、けいれん、意識障害

低酸素症の初期の症状で頻度の多いものは熱感、疲労感、頭重感、視力障害などである。実際にはこれらの症状は軽微であるため、低酸素症に陥ったことを自覚しない場合が多く突然意識を喪失し、事故に結びつく危険性が大きい。

低酸素状態における操縦機能障害あるいは意識障害は最も重要な問題である。ある高度にさらされ、低酸素症に陥り、意識がなくなるまでの時間を有効意識時間という。各高度におけるおおよその有効意識時間は次のとおりである。

高度 (ft)	有効意識時間
10,000 ~ 15,000	1 時間以内
18,000	3 0 分
22,000	5 ~ 1 0 分
25,000	2 ~ 3 分
30,000	1 分 3 0 秒

なお、有効意識時間について、F A A (Federal Aviation Administration: 米国連邦航空局) のAdvisory Circular No.61-107A (Date:1/2/03) に別添のような記述がある。

3 事実を認定した理由

3.1 乗務員の資格等

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。

3.2 航空機の耐空証明等

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。

3.3 与圧系統及び酸素系統の状況

- (1) 2.6.2(1)に記述したように、同機は、3月14日に操縦席周りのウィンドシールド等の交換作業後、空気漏れが発見されたが修復された。また、アウトフロー・セーフティ・バルブからの空気漏れが発見され、3月23日に新品のバルブと交換された。

同機は、交換されたアウトフロー・セーフティ・バルブの機能確認のため、社内確認飛行を実施中に墜落した。2.8.2(1)及び2.11.6(2)に記述したように、同機のアウトフロー・セーフティ・バルブは事故現場で発見された。しかしながら、同バルブは事故時の衝撃で押し潰されており、飛行中に機能が正常であったか否かについては確認することはできなかった。

操縦席前面のウィンドシールドは、2.1.2(3)に記述したように、墜落時にはひび割れた状態で窓枠に取り付いていたのを目撃されていたが、現場調査時は、火災によって溶けるか細かく砕け、その他のウィンドウは窓枠ごと焼失しており、これらの取付部からの空気漏れの有無については確認することはできなかった。

- (2) 同機は与圧機能の確認を主な目的として飛行していたものであり、機長及び整備士は、2.12.5(2)に記述したように、飛行前に酸素系統を点検し、飛行中、2.6.2(3)に記述した要領で酸素マスクを使用したものと推定される。しかしながら、2.8.2(1)に記述したように、胴体がほとんど焼損、焼失し、酸素系統については酸素シリンダーが確認できただけであること、また、墜落現場に駆けつけた目撃者Cが搭乗者の状況がよく分からなかったと述べていて、搭乗者が酸素マスクをしていたかどうか不明であることから、酸素系統の使用状況と不具合の有無については確認することはできなかった。

3.4 エンジンの状況

- (1) エンジンは、以下のとおり、墜落時には作動状態であったものと推定される。エンジン分解調査の結果から、左右のエンジンは作動状態であったこと2.8.3に記述したように、パワー・レバー、コンディション・レバーが、

左右ともエンジンが作動状態の位置にあったこと

2.8.2(5)に記述した墜落後の左右のプロペラ先端が、墜落時においてエンジンが働き続けてプロペラを回転させていたためと思われる方向に変形していたこと

しかしながら、2.8.2(4)に記述したように、左エンジンのオイル・タンクのキャップがロック状態でなかったこと、左エンジンのアウター・ケースに潤滑油がかかっていたこと、及び2.1.2(3)に記述したように、目撃者Cが飛行機から煙が出ていたとの口述をしていたことから、左エンジンは、給油口から潤滑油が流出したことにより正常な作動状態ではなかったと推定される。

(2) 2.11.4に記述したように、潤滑油の調査の結果、金属の検出量が少なかったことから、エンジン内部のベアリング等は損傷には至っていないことが推定される。また、潤滑油の劣化が少なかったことから、潤滑油に対する温度の影響が小さかったこと、すなわち、潤滑油の温度が飛行規程に記述されている最大限界値を超えるほどまで上昇しなかったか、あるいは最大限界値を超えたが、その時間が短かかったことが推定される。

(3) オイル・タンクのキャップがロックされた位置にあつて墜落時の衝撃により外れた場合、キャップ及び給油口のフランジに損傷及び変形が生ずると考えられるが、これらの部分には損傷等はなかった。また、キャップがロックされた位置にあれば、飛行中の荷重によってキャップがロック位置から約90°動いて外れる可能性はほとんどないと考えられる。これらのことから、同機の左エンジンのオイル・タンクのキャップは、事故となった飛行の開始時には、正常にロックされた状態ではなかったものと推定される。

2.11.5(1)に記述したように、オイル・タンクのキャップは整備士及び機長により取付けの確認が行われることになっており、当日も同機の整備士による飛行前点検及び機長による飛行前点検において、それぞれ潤滑油量の確認のためオイル・タンクのキャップは外され、油量確認後、取り付けられたと考えられるが、その際、キャップが確実にロックされなかったものと推定される。

3.5 プロペラの状況

2.11.3に記述したように、プロペラの分解調査の結果、左右のプロペラともプロペラ・ピッチ・チェンジ・ピストンがスターティング・ラッチに固定された状態でプロペラ・ブレードのピッチはグラウンド・アイドルの位置にあった。

2.11.1(2)に記述したとおり、プロペラ・ブレードのピッチ変更は油圧により低ピッチ側とリバース側に動かされる。コンディション・レバーがグラウンド・アイドルの位置に操作されていないこと、及びピッチ変更に必要な内部部品にあった損傷は墜

落時の衝撃によるものと推定されることから、墜落時に立木、地面と衝突してプロペラ・ブレードがグラウンド・アイドル側に動かされたものと推定される。

3.6 事故関連時間帯の気象

事故当時の事故現場付近の気象は、同機の事故発生には関連がなかったものと推定される。

3.7 墜落に至るまでの同機の飛行状況

レーダー航跡記録及び管制交信記録等から、墜落に至るまでの同機の飛行状況は、以下のとおりであったものと推定される。

(1) 離陸から同社の無線局への位置通報まで

10時26分、同機は、調布飛行場を離陸した。

同29分02秒、同機は、調布飛行場管制所に管制圏からの離脱を通報した。

同34分32秒、同機は、大宮NDBの北東約5nm、日光NDBの200°/33nmを高度15,700ft、対地速度140ktで飛行していた。

同35分ごろ、同機は、同社の無線局に「荒川上空、高度10,000ft、オペレーション ノーマル」と通報した。この時点では、同機は、異常なく運航していたものと推定される。

同機は、与圧系統の機能確認を2.6.2(3)に記述した同社の点検表により実施していたものと推定され、同34分32秒に高度15,700ftを上昇していることから、高度13,000ftを通過したのは同33分ごろであったと推定され、そのころ、キャビンALTウオーニングの確認が終わり、再び機内与圧をかけながら上昇飛行していたものと推定される。

(2) 同社の無線局へ通報後、最高高度到達まで

同機は、同社の無線局へ通報後、磁方位約040°の航跡でほぼ直線的に上昇を続け、同35分41秒、高度17,500ft、対地速度150ktとなり、同36分50秒、高度19,000ft、対地速度150kt、同37分59秒、高度20,600ft、対地速度170kt、同39分09秒、高度22,100ft、対地速度160ktとなった。

2.6.2に記述したように、高度17,000ftにおいてエンジン出力の点検を行う試験項目があるが、同機が高度17,000ftを維持し、飛行する状況も見られなかったことから、同機はレベルオフすることなく上昇を続け、エンジン出力の点検は実施しなかったものと推定される。

同機は、同39分09秒、高度22,100ft、対地速度160ktとなつてからほぼ同高度を維持しており、速度も増加していることから、同高度付近に

レベルオフしたものと推定される。同機が機内与圧の最大差圧を確認する高度23,000ftではなく、高度22,000ft付近にレベルオフしたのは、飛行していた場所近傍に位置する宇都宮飛行場の11時の定時航空気象実況報に雲底が22,000ftの雲があることから、それを避けるためであったことが考えられる。

同40分17秒、高度22,200ft、対地速度190ktとなり、同42分26秒、高度22,200ft、対地速度220ktとなった。

同43分35秒、高度22,300ft、対地速度220ktとなって以降、高度が増加し始め、同44分43秒、同機は、日光NDBの118°/12nmで当該飛行における最高高度である23,300ftに達し、対地速度は200ktとなった。この約1,000ftの間、同機は約900ft/minの上昇率で上昇し、上昇後、真対気速度（以下「TAS」という。）が約20kt、IASで約15kt減速していた。これは、パワー・レバーをあまり操作せず、ピッチを操作して上昇したことによるものと推定される。

同機は、同39分09秒から同43分35秒までの約4分26秒の間、高度約22,000ftを維持してから高度約23,000ftへ上昇したが、この高度変更は、機内与圧の最大差圧機能を確認する手順どおりの高度に移行するためであったと推定される。

なお、対地速度及び2.7.3に記述した風向、風速から、高度22,000～23,000ft付近を飛行していたとき、TASは約160～180kt、IASは約110～125ktであったものと推定される。

(3) 最高高度到達から大きな降下率での降下が始まる前まで

10時44分43秒に当該飛行の最高高度である23,300ftに達してから約30秒後の同45分13秒、同機の高度は徐々に下がり始め、対地速度も低下し始めた。

2.6.2(3)に記述したキャビンALTの警報(13,000±500ft)の確認をすると、その警報を確認後、再び機内与圧をかけ始めても最大差圧を確認できるまでに、通常、約12分以上を要するとされる。

同機が高度23,000ftから降下を始めたとき、機内与圧をかけ始めてから約12分と推定され、最大差圧の確認が終了していた可能性が考えられる。機内与圧機能が正常であれば、機内高度は約7,000～7,500ftであったものと推定される。

ただ、同機は、ゆっくりと降下した後、高度約21,000ft以上をしばらく維持しており、同社の点検表の高度とは異なるが、その間に最大差圧を確認していた可能性も考えられる。

同45分43秒、高度23,000ft、対地速度170ktとなり、同46分52秒、高度22,400ft、対地速度160kt、同49分10秒、高度21,400ft、対地速度は160ktとなった。この間の降下率は約500ft/minであった。

同49分34秒、高度21,100ftとなり、同50分09秒まで高度21,100ftを維持していた。高度が21,100ftとなった当初、対地速度が160ktであり、TASは約130kt、IASは約95ktと推定される。その後、同高度から大きな降下率での降下が始まる直前の同50分09秒には、対地速度は約130ktであり、TAS約115kt、IAS約85ktと推定される。

(4) 大きな降下率での降下が始まってから墜落するまで

10時50分09秒、高度21,100ftから、同50分13秒、高度20,900ftとなり、以降、急激に高度が下がり始めた。

同50分29秒、高度17,000ftとなり、降下率は11,700ft/min、同50分49秒、高度12,600ftとなり、降下率は13,200ft/min、同51分09秒、高度8,600ftとなり、降下率は12,000ft/min、同51分36秒、高度3,200ft(最後のレーダー情報)となり、降下率は12,000ft/minと推定される。

3.8 大きな降下率での降下

- (1) 同機は、高度23,000ftにおいて機内与圧の最大差圧の確認ができれば、当該飛行以前の社内確認飛行時には機内与圧に不具合があったため実施していなかったと推定される高度31,000ftでのエンジン出力の確認のため、高度を下げることなく引き続き上昇するものと考えられる。

高度約23,000ftにおいて機内与圧の確認のための飛行を実施していたとき、同機は、当初、TAS約160kt、IAS約110ktであったものと推定される。

しかしながら、10時43分43秒に高度約23,300ftに到達してから約30秒後の同45分13秒に、同機の高度が下がり始め、また、速度も下がり始めたと推定される。それまでの社内確認飛行の経過状況及び当該飛行の確認項目から推定すると、この時点で高度及び速度を低下させる必要性はなかったと考えられることから、このころ同機のエンジン出力を減少させる状況が生じたことが考えられる。

- (2) 左エンジンのオイル・タンクのキャップが正常にロックされた状態でなかったと推定され、その結果、2.11.5(3)に記述したように潤滑油がタンクから吸

い出される可能性があること、左エンジンのケース外側に潤滑油がかかっていたこと、及び目撃者が同機から煙が出ていたと口述していたことから、潤滑油の減少に伴って潤滑油温度の上昇、潤滑油圧力の低下が発生したものと推定される。

高度約23,300 ftに到達後しばらくした45分13秒ごろに、同機の高度及び速度が徐々に低下していることについては、同機のエンジン計器等に左エンジンの潤滑油温度等の異常が表示されたと推定され、機長がエンジン計器等を見ながら、左エンジンのパワー・レバーを操作して出力を下げたことによるものと考えられる。

- (3) 同機が大きな降下率での降下に入る前、IASは約85 ktであったと推定される。IAS約85 ktでは、同機の当時の重量に対応する失速速度に対し、約10 ktの余裕があったが、2.12.3(2)に記述した最小操縦速度及び2.12.3(3)に記述した安全片発不作動速度以下であったと推定される。

同機が高度を維持してこのような低速度の飛行になったことについては、高度に関しては3.7(3)に記述したように与圧機能の確認をしていたことによる可能性が考えられ、速度に関しては左エンジンの油温、油圧の異常がエンジン計器に表示されたため左エンジンの出力を下げたことが考えられる。しかしながら、対気速度を失速速度近くまで低下させたことについては、その理由を明らかにすることはできなかった。

失速速度近くまで低下した対気速度を回復するため、機長が、右エンジンの出力を増した可能性が考えられ、この操作によりヨーイング・モーメントが発生し、最小操縦速度及び安全片発不作動速度以下であったと推定されることから、機体を制御できず、不意に錐もみに陥ってしまった可能性が考えられる。

- (4) 同機の降下は、50分13秒以降、降下率が12,000 ft/min前後でほぼ一定であると推定されるが、2.12.2(1)に記述した通常降下の降下率をはるかに超えていることから、通常降下ではなく、また、緊急降下の場合は相当の進出距離があると考えられるが、本事故の場合は降下中の進出距離が小さかったことから、緊急降下でもなかったと推定される。

同機は、故意に錐もみに入れることは禁止されており、したがって、2.12.2(3)に記述したように錐もみ時の降下率のデータはない。しかし、同機は、降下開始から最後のレーダー情報となった高度3,200 ftの間、ほぼ一定の大きな降下率で降下していた。また、同機の降下の最終部分の状況について、目撃者Dが、同機が何回か分からないほど回転をしながら降下してそのまま墜落したと口述していること、目撃者A及びCが墜落直前の状況について、回転しながら落下していたと口述していることから、同機は、錐もみに陥ってから回

復することなく墜落したものと推定される。

なお、目撃者Bが口述していた「急降下から引き起こし、大きく上昇して背面となった」というような顕著な航空機の運動は、同じ状況を目撃していた目撃者A及びCも確認できると考えられるが、両者ともそのような動きがあったとは口述していないことから、目撃者Bの見た同機の動きは錐もみの動きであったものと推定される。しかしながら、目撃者Bの口述したような動きがあったとすれば、3.12に記述したようにインキャパシテーションに陥ったが、高度が低くなり、低酸素症から回復し始めた機長により錐もみからの回復操作が行われ、一時的に回復したものの再び右回転の錐もみに入った可能性も考えられる。

3.9 パワー・レバーの操作

2.8.3に記述したパワー・レバー等の状況及び2.11.2に記述したエンジン分解調査の結果等から、左右のエンジンは墜落時までシャット・ダウンされずに回転していたものと推定される。

エンジンの潤滑油の減少に伴う潤滑油温度の上昇又は潤滑油圧力の低下がエンジン計器等に表示された場合、通常は2.12.1(1)に記述した「飛行中の発動機故障/火災」の手順に従って処置され则认为されるが、2.8.3(2)に記述したように、左コンディション・レバーはフェザーに入れられていなかったことから、同手順に従った処置はされなかったものと推定される。

2.8.3(1)に記述したように、パワー・レバーが左右ともほぼ最前方位位置であり、フューエル・コントロール・ユニットのパワー・レバー・シャフトが左92%、右マックス・ストッパー位置であった。このことについては、上空で左エンジンの潤滑油温度等の異常がエンジン計器等に表示されたとき、左エンジンのパワー・レバーは出力を下げる方向に戻されたと考えられ、その後、右エンジンのパワー・レバーは、低下した対気速度を回復するため前方に進められ、同機が錐もみに陥ったとき、出力を下げる方向に戻されたと考えられるが、墜落時、両パワー・レバーとも衝撃によりほぼ最前方に動いたことによるものと考えられる。なお、墜落直前、機長が両パワー・レバーを前方に進めた可能性も考えられる。

さらに、2.1.2(1)、(2)及び(4)に記述した目撃者の口述によると、上空で回転しながら降下して来る同機から周期的に変動するエンジン音が聞かれたことから、同機は、少なくとも左右いずれかのエンジンの出力を下げることなく錐もみ状態であったことが推定され、3.4(1)に記述したプロペラの状況からも、墜落までパワー・レバーは出力を下げる方向に戻されなかった可能性も考えられる。

3.1.0 降下中の煙及び火災の発生

2.1.2(3)に記述したように、事故現場に最も近い位置にいた目撃者Cが落下中の同機から煙が出ていたと口述していたことについては、同機のオイル・タンクのキャップが正常にロックされた状態でなかったと推定されること、また、その状態では2.11.5(3)に記述したように排気口から煙が発生することがあることから、オイル・タンクから吸い出された潤滑油が排気口にかかって煙が発生したことによるものと推定される。

また、同機は火災により大部分が焼失または焼損したが、2.1.2(3)に記述したように、目撃者Cが、同機の墜落後しばらくして、同機から洩れた燃料に引火したと口述していることから、火災は墜落後に発生したものと推定される。

3.1.1 ラダー舵角及びエレベーター・トリム量

(1) 2.8.2(3)に記述したように、同機のラダーの舵角がほぼ右一杯の位置にあった。このことについては、機長が、上空で対気速度を回復するために右エンジンの出力を増したことによるヨーイング・モーメントに対処するため、右ラダー・ペダルを踏み込んだと考えられるが、その後、同機が錐もみに陥ったとき、右エンジンのパワー・レバーは戻された可能性も考えられることから、錐もみからの回復のため右ラダー・ペダルが踏み込まれていた可能性が考えられる。

(2) 2.8.2(3)に記述したように、同機のエレベーター・トリムが、機首上げ側の全ストロークが65mmのところ、機首上げ側55mmの位置にあった。このような量のエレベーター・トリムが取られていたことについては、以下の可能性が考えられるが、いずれによるものかを特定することはできなかった。

機長が速度の低下に伴ってトリムを取った。

錐もみに陥り、地面に接近したとき、機長が機首を上げようとしてトリムを取った。

同機は、オートパイロットを装備しており、本飛行の確認項目は必ずしもマニュアル操縦を必要としないと考えられることから、オートパイロットを使用して飛行していた可能性が考えられる。

錐もみに陥ったとき、オートパイロットをディスエンゲージしないでオートパイロットをオーバーパワーし続けると、2.12.4(3)に記述したように、エレベーター・トリムがオーバーパワーと逆の方向に取られることから、トリムが上げ側に取られていた状態となった。

3.1.2 低酸素状態によるインキャパシテーション

3.3に記述したように、同機の与圧機能の不具合の有無並びに酸素系統の使用状況及び不具合の有無については確認することはできなかったが、以下に記述した同機の飛行状況から、機長及び整備士は、低酸素状態となり、左エンジンの油温及び油圧の異常が発生して対気速度が失速速度まで低下した事態に対処できない状況に陥ったこと、すなわち、インキャパシテーションに陥った可能性も考えられる。

- (1) 事故時以前の確認飛行では与圧機能の不具合が修復されていなかったため、高度17,000ftにおけるエンジンの出力点検は未了であったと考えられるが、同機は、17,000ftにレベル・オフして同点検を実施することなく、そのまま上昇したこと
- (2) 高度約22,000～23,000ftを飛行しているときの高度の保持がやや不安定であること
- (3) 左エンジンの油温及び油圧の異常がエンジン計器等に表示されたと推定されるが、「飛行中の発動機故障/火災」の手順が実施されておらず、また、同機から同社の無線局、あるいは管制機関に状況を通報することもなかったこと
- (4) 大きな降下率での降下に陥る直前、高度21,000ft以上を維持したまま、失速速度近くまで対気速度が低下したこと、また、墜落まで約1分50秒の間、大きな降下率の降下が継続していたが、その間、有効な回復操作が取られなかったこと
- (5) 2.12.7(3)に記述したように、高度22,000ftにおける有効意識時間は5～10分であるが、同機は、高度約22,000ftに達してから約6分後に高度が下がり始め、約11分後に大きな降下率の降下に陥ったこと

3.1.3 錐もみから回復できなかったこと

同機が錐もみから回復できなかったことについては、以下の可能性が考えられるが、いずれによるものかを明らかにすることはできなかった。

- (1) 同機は錐もみが禁止されており、訓練は実施できないこと等から、2.12.1(2)に記述した同機の錐もみからの回復操作に機長が習熟することができなかったこと
- (2) 錐もみに陥ってから早い段階での回復ができなかったことにより、錐もみが継続して発達し、同機の設計上の制限を超過する飛行状態となり、通常の操舵では同機の動きを制御できなくなっていたこと
- (3) 目撃者の口述によると、周期的に変動するエンジン音を聞いたということから、同機はエンジンの出力を下げることなく錐もみ状態にあり、これが錐もみからの回復を困難にしていたこと

- (4) 3.1.1(2) に記述したとおり、オートパイロットをディスエンゲージしないでオーバーパワーし続けたことによりエレベーターの操作力が大きくなり、錐もみからの回復のための十分な機首下げがなされなかったこと
- (5) 不意に錐もみに陥ったこと、及び墜落するまで約1分50秒もの間、錐もみから回復できないという緊急状態に陥ったことによる、血圧、心拍の変動、及び過呼吸等の身体的な反応、並びに、自身がおかれている状況についての情報収集、情報処理がうまくなされず、適切な操作がなされないというような心理的な反応が影響したこと

3.1.4 管制機関との通信設定

同機は、10時35分ごろ同社の無線局に位置通報等をして以降、墜落するまでの約17分間、どの管制機関とも通信設定をしていなかった。

同機は航空交通の激しい空域を飛行しており、社内確認飛行等を安全に実施するため、管制機関と通信設定をし、他機との間隔を保持するための情報を得ながら飛行することが必要であったと考えられる。

同機の通信機の事故時の周波数設定は不明であったが、どの周波数に設定していたとしても、錐もみに陥った後については、通信連絡を取ることができる状況にはなかったものと推定される。

4 原因

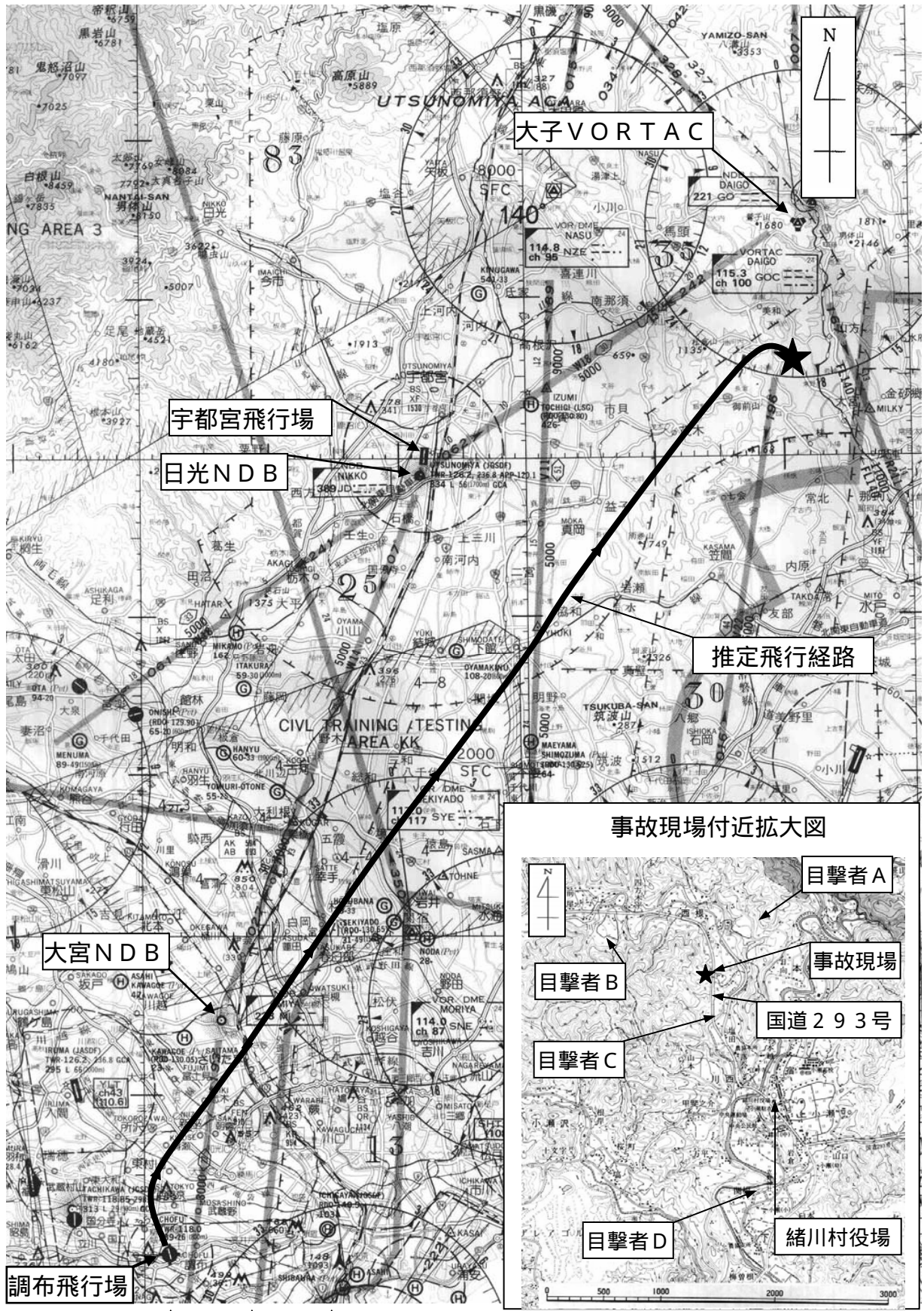
本事故は、同機が耐空証明検査前の確認飛行を実施中、錐もみに陥り、錐もみから回復できなかったため、墜落し、機体を大破するとともに、機長及び同乗者が死亡したことによるものと推定される。

同機が錐もみに陥ったことについては、左エンジンのオイル・タンクのキャップが正常にロックされた状態でなかったと推定されるため、エンジンの油温及び油圧の異常が発生して、対気速度が失速速度近くまで低下したことが推定され、この際に、機長が、対気速度を回復するため右エンジンの出力を増したことによりヨーイング・モーメントが発生し、最小操縦速度及び安全片発不作動速度以下であったと推定されることから、機体を制御できなかったこと、又は、機長が低酸素状態となり、インキャパシテーションに陥り、対気速度の低下に対処できなかったことによる可能性が考えられる。

同機が錐もみから回復できなかったことについては、同機は錐もみが禁止されてお

り、機長が同機の錐もみからの回復操作に習熟することができなかったこと、錐もみが継続し、発達した錐もみとなって同機の設計上の制限を超過する飛行状態となり、通常操作では同機の動きを制御できなくなっていたこと、また、同機はエンジンの出力を下げることなく錐もみ状態にあり、これが錐もみからの回復を困難にしていたこと、機長がインキャパシテーションに陥っていたこと等による可能性が考えられるが、いずれによるものかを明らかにすることはできなかった。

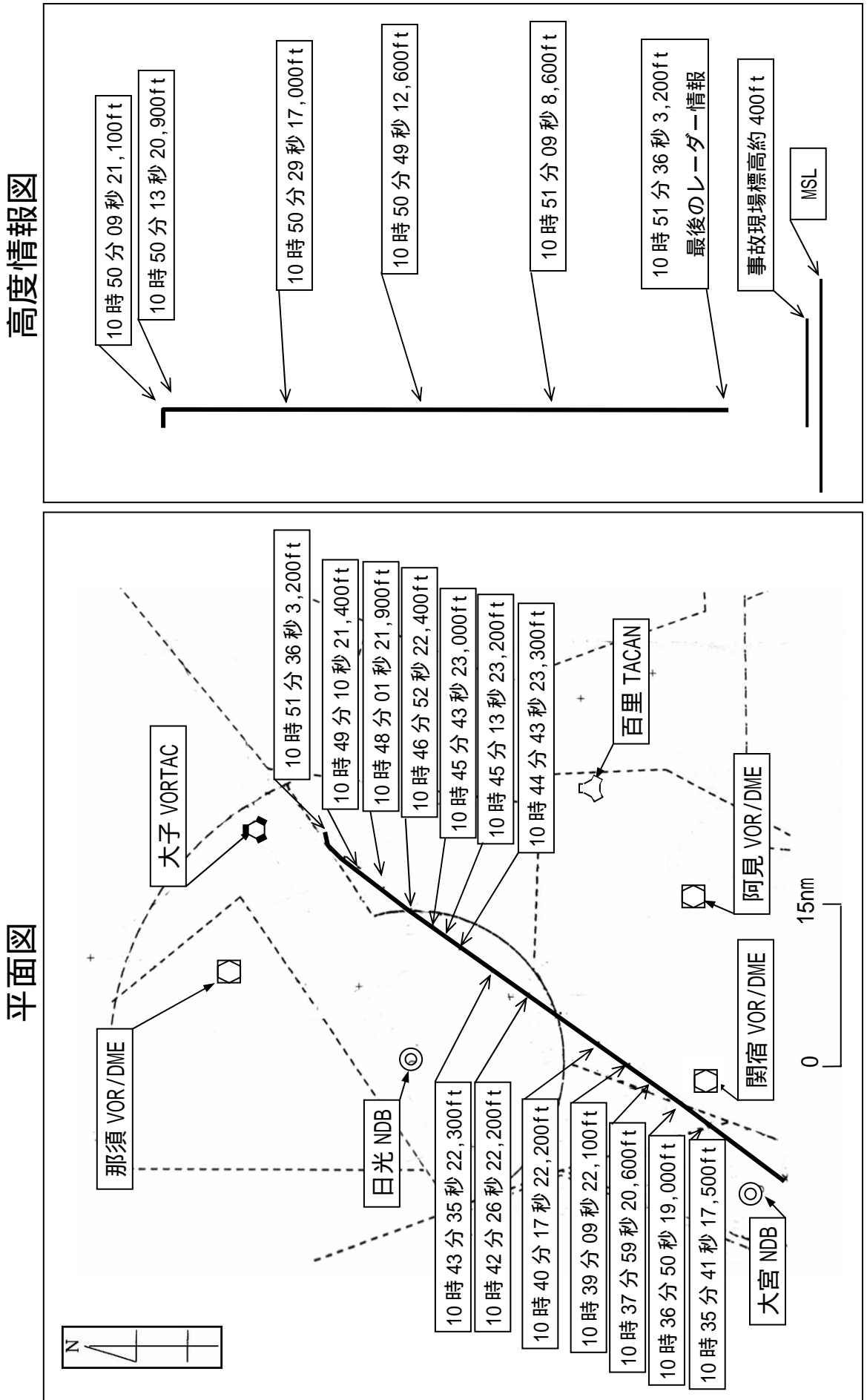
付図1 推定飛行経路図



日本航空機操縦士協会 T.C.A.チャート使用

国土地理院 2万5千分の1地形図を使用

付図2 レーダー航跡図



付図3 ガルフストリームコマンドー式695型

三面図

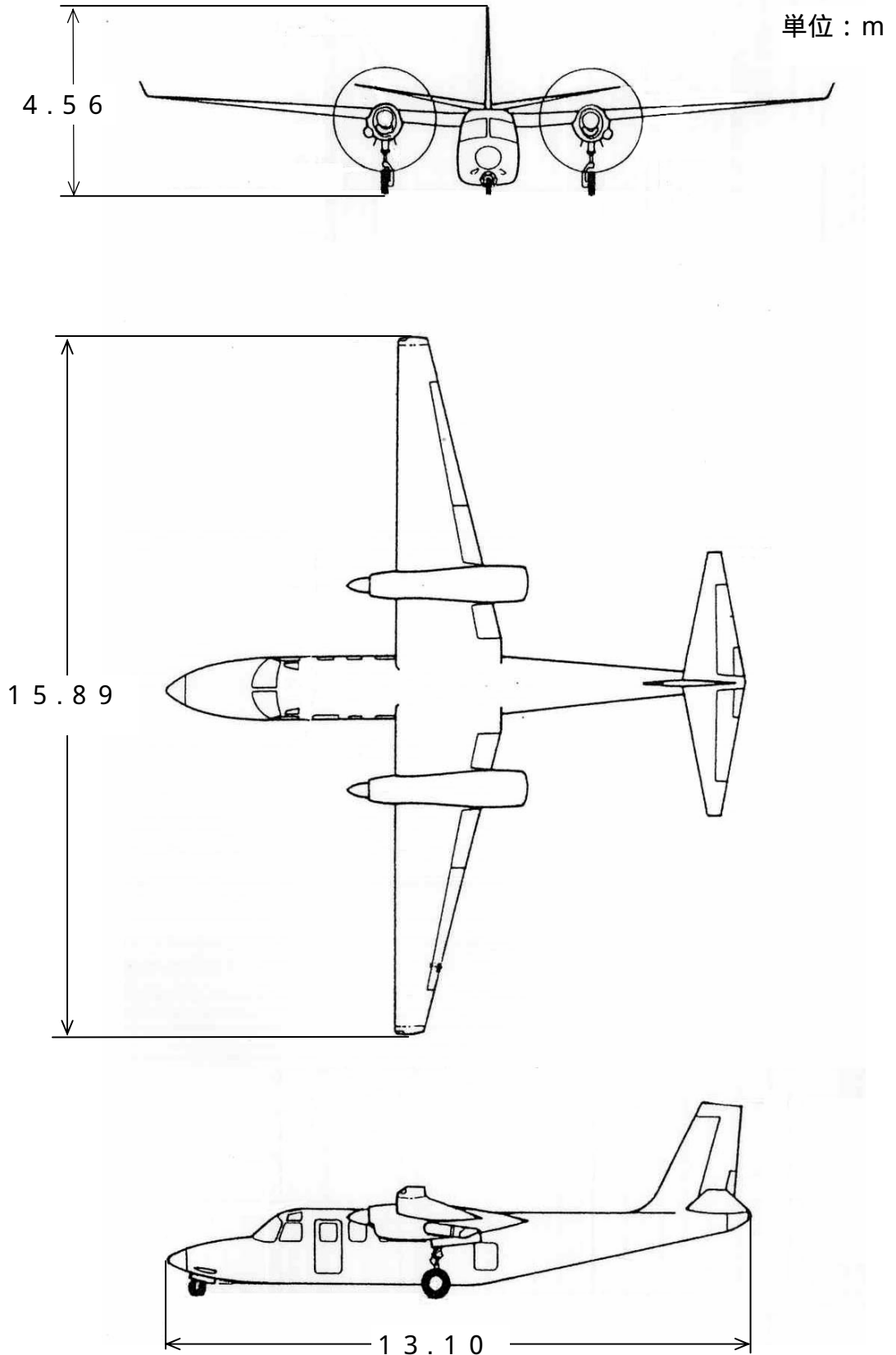


写真1 事故現場（右主翼側）



写真2 事故現場（左主翼側）



写真3 左エンジン（回収時）



オイルタンク・キャップ部拡大



写真4 左エンジンのオイルタンク給油口及びキャップ



キャップのつまみロック位置

油量計部分は取り外し後変形した。

写真5 左プロペラ及び右プロペラ

左プロペラ



右プロペラ



写真6 左エンジン



写真7 右エンジン



Advisory Circular No.61-107A中の有効意識時間についての記述

F A AのAdvisory Circular No.61-107A (Date:1/2/03) Subject: OPERATIONS OF AIRCRAFT AT ALTITUDES ABOVE 25,000FT MSL AND/OR MACH NUMBERS(M_{MO}) GREATER THAN .75 には、有効意識時間について、次のように記述されている。

高度 (ft)	標準的な上昇率で上昇 したときの有効意識時間 時間	急減圧後の 有効意識時間 時間
18,000	20 ~ 30分	10 ~ 15分
22,000	10分	5分
25,000	3 ~ 5分	1.5 ~ 3.5分
28,000	2.5 ~ 3分	1.25 ~ 1.5分
30,000	1 ~ 2分	30 ~ 60秒

上昇率は有効意識時間に直接影響し、大きな上昇率では、有効意識時間が短くなる。

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」