

航空事故調査報告書
個人所属
ソカタ式TB10型JA4051
熊本空港
平成10年5月31日

平成10年8月27日
航空事故調査委員会議決
委員長 相原康彦
委員 勝野良平
委員 加藤 晋
委員 水町守志
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

個人所属ソカタ式TB10型JA4051は、平成10年5月31日、レジャーのため、熊本空港から離陸中、左側乗降ドアが全開したため離陸を中止し、着陸した際、15時05分ごろ、ハードランディングし、機体を損傷した。

同機には、機長ほか同乗者2名計3名が搭乗していたが、死傷者はなかった。

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

航空事故調査委員会は、平成10年6月2日、本事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

1.2.2 調査の実施時期

平成10年6月2日～3日 現場調査

1.2.3 原因関係者からの意見聴取

意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 4 0 5 1 は、平成 1 0 年 5 月 3 1 日の午前中、長崎空港から熊本空港へ同機長の操縦により約 3 0 分間の飛行が行われたが異常は認められなかった。

同機は、午後、熊本空港周辺において、1 時間のレジャー飛行を予定していた。

同機は、機長により飛行前点検が行われ、機体及びエンジンに異常がないことが確認された。

その後、機長によれば、事故に至るまでの経過は、概略次のとおりであった。

機長が同乗者 2 名を機体右側の乗降ドアから右前席及び右後部座席に着座させ乗降ドアを閉め、そのロックを確認し、機長は左側乗降ドアから左席に搭乗し、ドアを閉めた。日頃からドア・ハンドルの閉位置の確認は、体感による密封度及びハンドルの位置により行っていたため、本飛行においても、同様に実施した。

駐機場から滑走路に至るまでの間、左乗降ドアの小窓を開けたまま、操縦系統及びエンジンの試運転等を行い、離陸前点検を実施したが、異常は認められなかった。

離陸滑走し、速度約 7 0 kt に達したので機首上げ操作をして約 5 m 浮揚した際、左席乗降ドアが突然全開したので離陸を中止し、全開した同ドアを締めようと試みながら、直ちに、スロットルを閉じ、フルフラップとして着陸したが、その際ハードランディングとなった。

事故発生場所は、熊本空港の滑走路上で、事故発生時刻は、1 5 時 0 5 分ごろであった。（付図 1 及び写真 1 参照）

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷者はなかった。

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

防火壁のエンジンマウント取付部	損傷
主翼外板	損傷
胴体部外板	損傷

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

なし

2.5 乗組員に関する情報

機長 男性 45歳

自家用操縦士技能証明書（飛行機）	第15106号
限定事項 陸上単発機	平成2年1月21日
第2種航空身体検査証明書	第29140001号
有効期限	平成10年11月18日
総飛行時間	231時間10分
最近30日間の飛行時間	4時間20分
同型式機による飛行時間	48時間10分
最近30日間の飛行時間	4時間20分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	ソカタ式TB10型
製造番号	821
製造年月日	1988年7月5日
耐空証明書	第大-9-671号
有効期限	平成11年2月18日
総飛行時間	416時間16分
定期点検(100時間点検、平成10年2月6日実施)後の飛行時間	23時間55分

2.6.2 エンジン

型 式	ライカミング式O-360-A1AD型
製造番号	L-31484-36A
製造年月日	1988年7月5日
総使用時間	416時間16分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,390lb、重心位置は41.6inと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量2,535lb、事故当時の重量に対応する重心範囲38.1～47.4in）内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空用ガソリン100、潤滑油はエアロシェルW80 (MIL-L-22851) であった。

2.7 気象に関する情報

熊本空港の事故関連時間帯における航空気象通報値

観測時刻 (時:分)	14:00	15:00
風向 (°)	VRB	180 (150V250)
風速 (kt)	5	8
視程等	CAVOK	CAVOK
気温 (°C)	28	27
露点温度 (°C)	10	10
気圧 (inHg)	29.90	29.89

2.8 事実を認定するための試験及び研究

機体調査

- (1) 防火壁のエンジンマウント取付部が変形していた。
- (2) 両主翼の付け根付近の外板が変形していた。(写真2参照)
- (3) 胴体部(両主翼付近)外板が変形していた。(写真2参照)
- (4) 左ドアの展開時にドアとVHFアンテナが激しく当たり、ドアが破損し、アンテナが湾曲した。(写真6参照)

2.9 その他必要な事項

ドアの開閉及びロック機構について

ドアは、ドア・ハンドルの操作によりフック機構を作動させ、ドアの開閉及びロックを行う仕組みになっていた。事故後、ドア・ハンドルを操作し、作動確認の結果、異常は認められなかった。

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、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3 調査結果から、同機は事故発生まで機体及びエンジンに異常はなかったものと推定される。

3.1.4 事故当時の気象は、本事故に関連はなかったものと推定される。

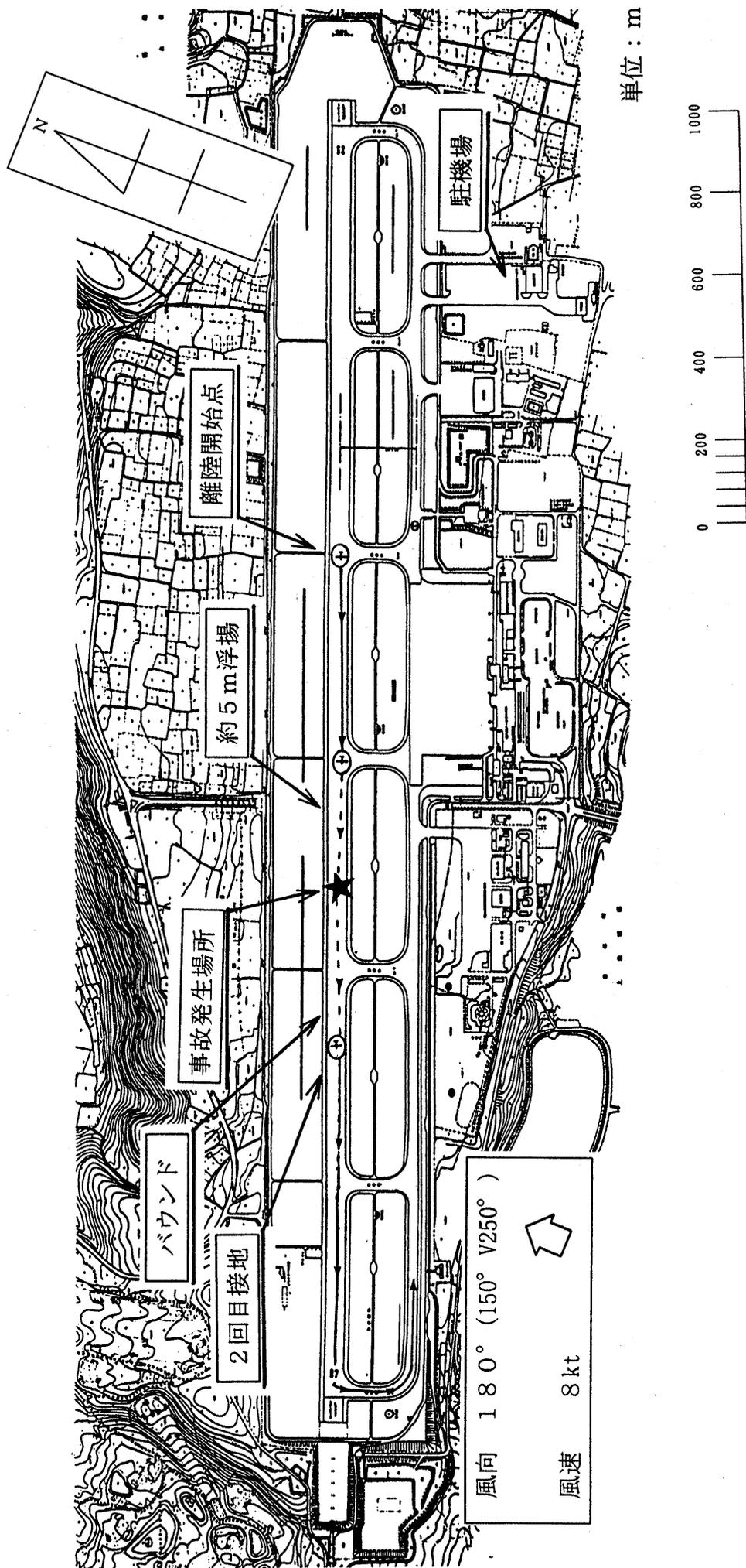
3.1.5 機長は、離陸前点検において、左側ドアが確実にロックされていることを確認しなかったものと推定される。

3.1.6 左側ドアのロックが確実にないまま離陸した同機は、浮揚した時点で、突然ドアが全開したため離陸を中止して着陸する際、ハードランディングとなり、主翼と胴体結合部付近の外板及び防火壁のエンジン・マウント取付部を損傷したものと推定される。

4 原因

本事故は、離陸中にドアが全開したため、離陸を中止して着陸する際、ハードランディングとなり、機体を損傷したことによるものと推定される。

付図1 現場見取図



付図2 ソカタ式TB10型三面図

単位：m

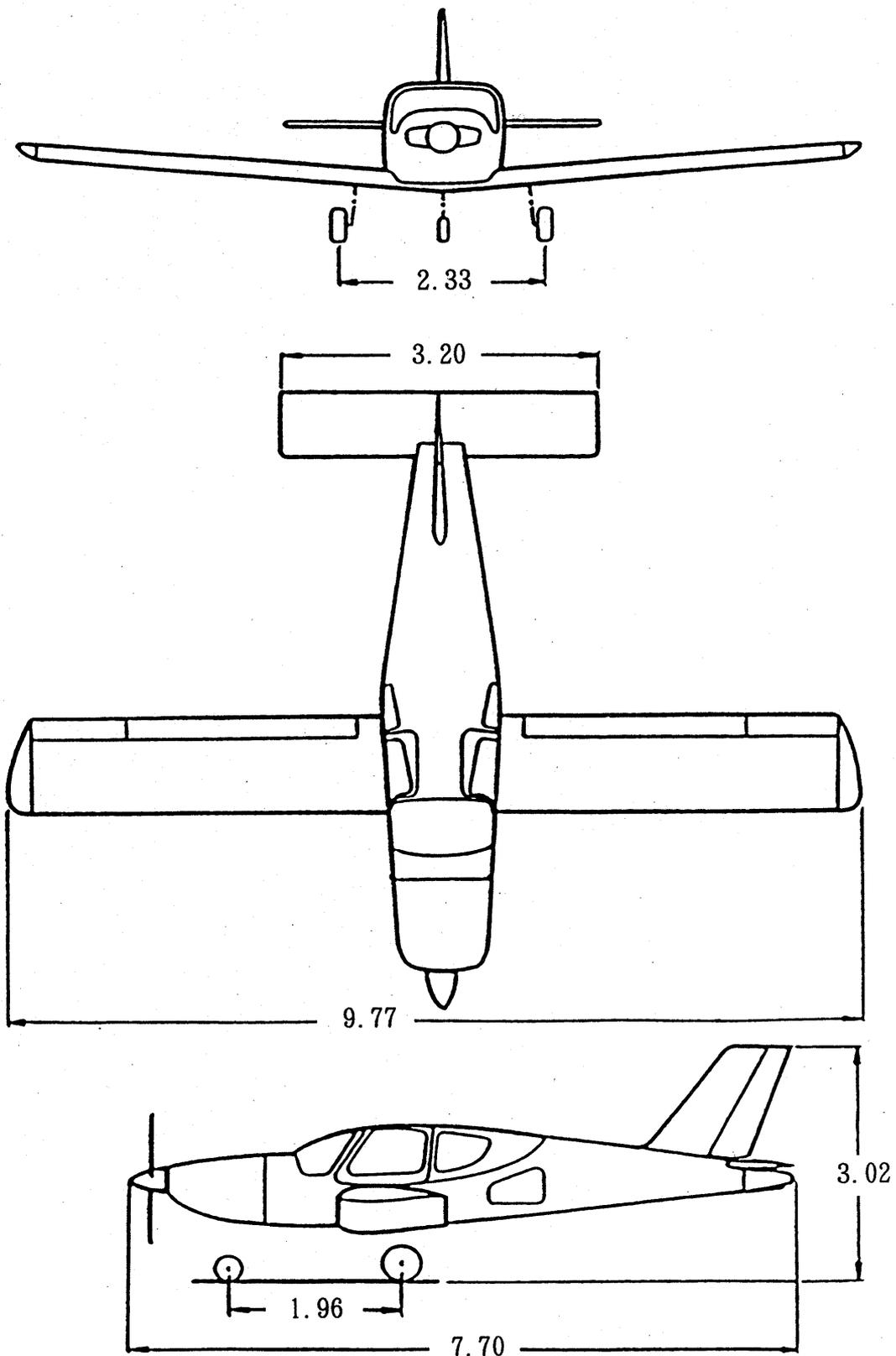


写真1 事故機



写真2 ドア・オープンの状態



写真3 ドア・ハンドル・ロック位置

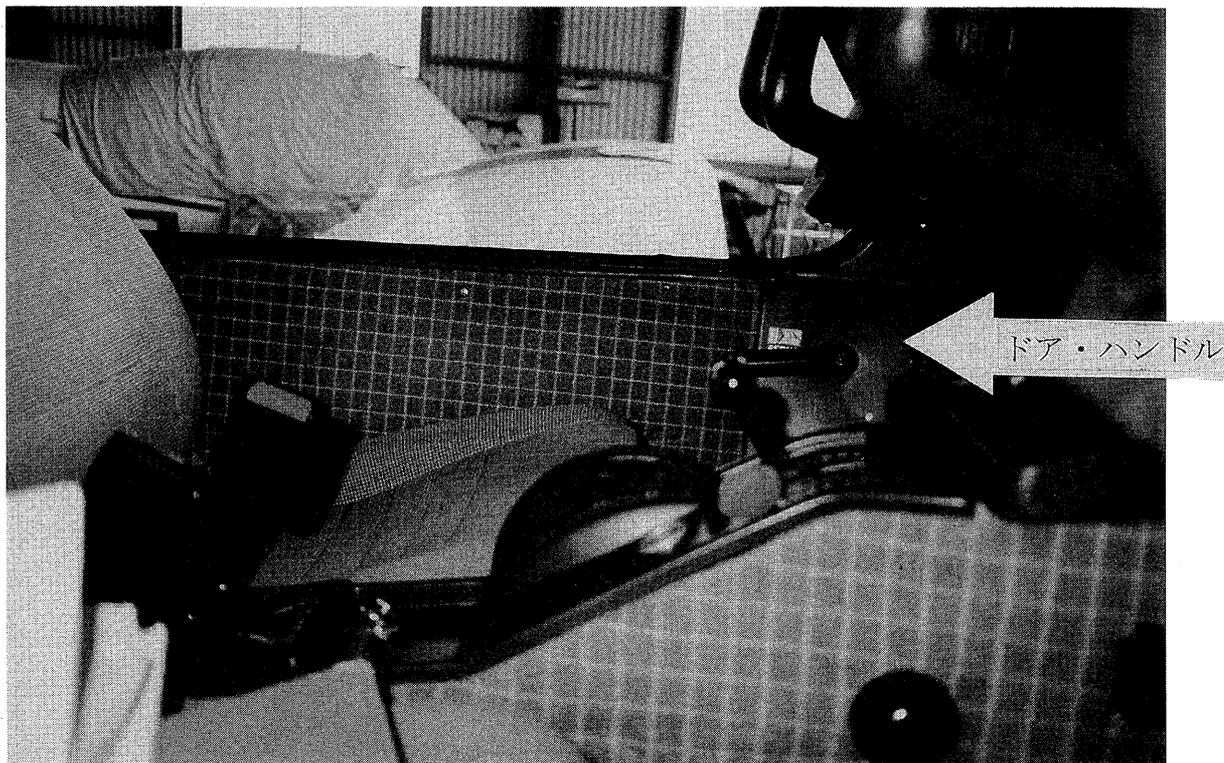


写真4 ドア・ハンドル・開位置

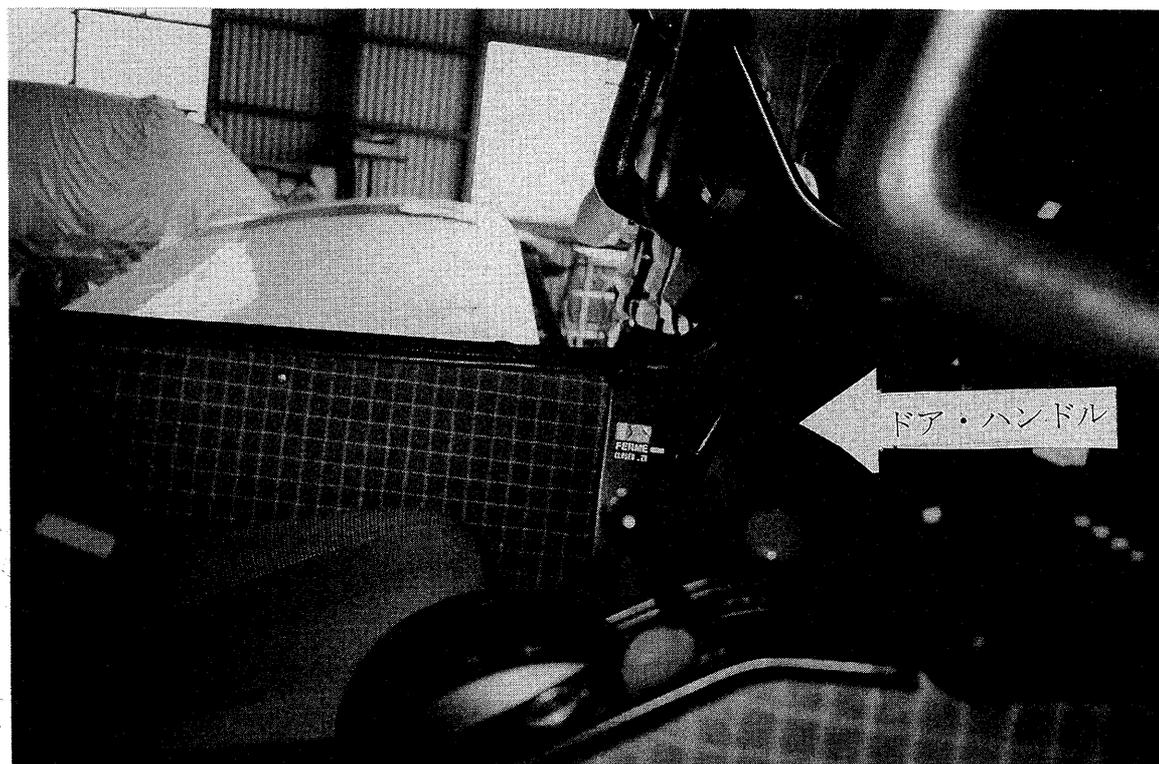


写真5 左主翼及び胴体の外板の損傷

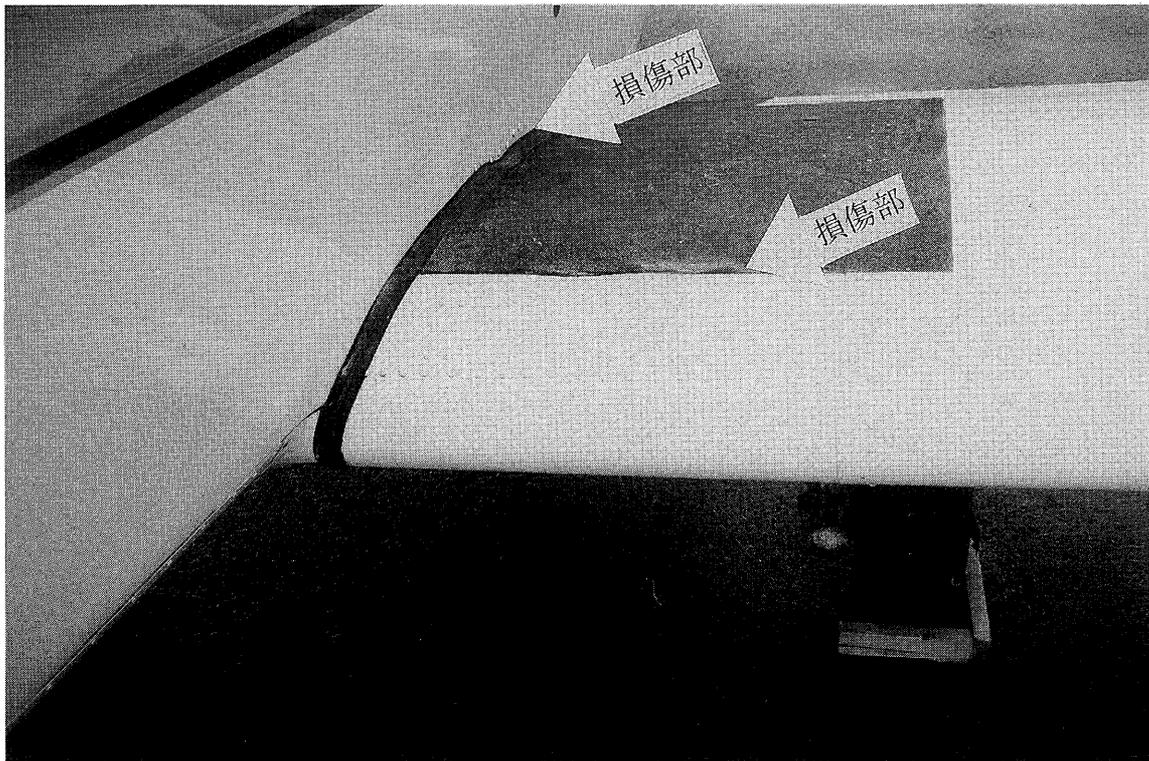


写真6 破損した左ドア窓亚克力板及び湾曲したVHFアンテナ

