

航空事故調査報告書
ホームビルト三河式HA600-R447L型
超軽量動力機
仙台市青葉区
平成8年4月24日

平成10年3月19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

ホームビルト三河式HA600-R447L型超軽量動力機は、平成8年4月24日、レジャーのため、宮城県仙台市青葉区の場外離着陸場を離陸し、付近を飛行中、14時40分ごろ、同場外離着陸場の南西約200mの牧草地に墜落した。

同機には、操縦者のみが搭乗していたが、死亡した。

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8年4月24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 調査の実施時期

平成8年4月24日～26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

ホームビルト三河式HA600-R447L型は、平成8年4月24日、レジャーのため、宮城県仙台市青葉区の青野木場外離着陸場（以下「場外離着陸場」という。）において飛行を行う予定であった。

同機は、13時30分ごろから、所有者により飛行前点検が行われた後、地上滑走、ジャンプ飛行が数回行われた。

その時、機体及びエンジンに異常は認められなかった。なお、燃料については、所有者によれば約2.5gal入っていたとのことであった。

その後、事故に至るまでの経過は、場外離着陸場で事故を目撃した所有者によれば概略次のとおりであった。

同機は、14時30分ごろ操縦者によりエンジンが始動され、滑走路の北西側から南東側に向け離陸し、上昇、右旋回を行った後、高度約100mでほぼ北西方向に飛行した。

その後、同機は、場外離着陸場の北西約0.4kmの上空を高度約200mで右旋回を2回行い、緩やかに高度を下げ、高度約150mで南東（戻る）方向に飛行した。

同機は、場外離着陸場の南西側約0.3kmの上空に到達した時、左旋回に入り機首を場外離着陸場に向けながら高度を下げ、きりもみ状態になりながら、機首を下に向け墜落した。

操縦者は、救急車で病院に収容されたが、既に死亡していた。

事故発生地点は、宮城県仙台市青葉区宮城町芋沢字畑前北の場外離着陸場の南西方向約200mの牧草地で、事故発生時刻は、14時40分ごろであった。

（付図1、2参照）

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

操縦者が死亡した。

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

プロペラ	破損
胴体	破損
主翼	破損
テール・ブーム	破損

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

操縦者 男性 50歳

総飛行時間（超軽量動力機に関するもの） 約60分

最近30日間の飛行時間 約30分

同型式機による飛行時間 なし

（上記の飛行時間は、事故機の所有者の口述によるものである。）

操縦者は、財団法人日本航空協会が行う技量認定を受けていなかった。

また、操縦者は、以下に述べる証明書を有していた。

自家用操縦士技能証明書（飛行機） 第6418号

限定事項 陸上単発 昭和50年7月5日

第2種航空身体検査証明書 第27830005号

有効期限 平成8年10月18日

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 ホームビルト三河式HA600-R447L型

製造年月日（製造工場における製造年月日） 平成8年4月3日

総飛行時間（所有者の口述） 約30分

2.6.2 重量及び重心位置

事故発生時の重量は200kgと推算され、製造業者がマニュアルに示す範囲（最大重量250kg）内にあったものと推定される。

2.7 気象に関する情報

事故現場の南東約2kmに位置する宮城消防署熊ヶ根出張所の15時00分の観測値は、次のとおりであった。

天気 晴れ、風向 北西、最大風速 3m/s、最小風速 1m/s

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 機体及びエンジンの調査

- (1) 機体は、テール・ブームが折れ曲がって尾部が裏返しになり、機首部分は先端がつぶれ、操縦席の計器板を上に向けて大破していた。

左主翼は、前縁を上側に向け、胴体に被さっており、エルロンは、機体側に一部分を残し分離していた。

分離していたエルロンは、墜落地点の北北西約200mの場所に落下していた。

右主翼は、左主翼の下側で交差し、大破していた。

点検口キャップは、左主翼エルロン落下地点の西約90mの地点に2個落下していた。

- (2) エンジンは、機体から脱落し、キャブレターが分離していた。

スパーク・プラグをエンジンから外して、イグニッション・ケーブルを接続し、エンジンにアースしながらスターター・ロープを引いた時に、点火することを確認した。

スパーク・プラグの状態は良好であった。

- (3) 左主翼のエルロンの分離状況

主翼とエルロンは、5個のヒンジ（以下、主翼の先端側からそれぞれNo. 1ヒンジ」、「No. 2ヒンジ」、「No. 3ヒンジ」、「No. 4ヒンジ」、「No. 5ヒンジ」という。）で接続されていた。

ブラインド・リベット用の穴はNo. 1～4ヒンジが片側3つ、No. 5ヒンジが片側5つであった。

それらヒンジの状態は、次のとおりであった。

- ① No. 1ヒンジ、No. 2ヒンジ、No. 4ヒンジは、両側から引きちぎられていた。なお、No. 4ヒンジは、2個のブラインド・リベットが少し抜けそうな状態になっていた。

- ② No. 3ヒンジは、主翼側の3個のブラインド・リベットが主翼後縁から抜けていた。

(付図4参照)

- ③ No. 5ヒンジは、異常なく、エルロンが機体側から約1m主翼に付いた状態であった。

(付図3参照)

- (4) 右主翼のヒンジ等の状態

主翼とエルロンを接続する5個のヒンジ及びブラインド・リベットは、ほぼ正常な状態であった。

2.8.2 左主翼と左エルロンの取付けに使用されていたヒンジ等に関する調査

(1) ヒンジの破断面調査

No. 1、No. 2、No. 4ヒンジの破断面調査を行った結果、金属疲労、腐食及び材料の欠陥は、発見されなかった。

(2) ブラインド・リベット等について

① エルロンを主翼に取り付けるためのヒンジに使用されているブラインド・リベット及びステム（心棒）のうち、主翼側のものは、機体製造工場からヒンジ取付用として同機の所有者に引渡された部品と異なるものが使用され、その取付けは、機体所有者側で行われていた。

なお、同ヒンジのエルロン側への取付けは、機体製造工場で行われていた。

② 科学技術庁金属材料技術研究所にて、上記①の主翼側ブラインド・リベット及びステムの材質調査を行った結果、その硬度は、機体製造工場から所有者に引渡されたものより、事故機に使用されていたものの方が高かった。（別表参照）

(3) ステムの形状について

ヒンジの主翼側のステムの頭部は、すべて両側からかしめられ、つぶれている形状のものが使用されていた。

（写真2参照）

2.9 その他必要な事項

航空法上の許可について

本飛行に関し、航空法第11条第1項ただし書き、同法第28条第3項及び同法第79条ただし書きの許可は、取得されていなかった。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 同機は、調査の結果から、エンジンに異常はなかったものと推定される。

3.1.2 同機は、左側エルロンが脱落し、その後の飛行が極度に不安定となり、墜落したものと推定される。

3.1.3 エルロン取付用部品について

- (1) エルロン取付けヒンジは、すべてブラインド・リベットで取り付けられていた。
- (2) ヒンジは、機体製造工場で使用されている部品（以下「正規品」という。）であった。
- (3) エルロン側ブラインド・リベットは、正規品であり、その取付けは、同工場で行われていた。
- (4) 主翼側ブラインド・リベットは、機体所有者側で購入したもので、正規品ではなかった。
同ブラインド・リベットは、正規品より、硬い材質のものであった。
(別表参照)

3.1.4 工作方法等

- (1) エルロンと主翼の取付けは、機体所有者側で行われた。
- (2) エルロンに取り付けられているヒンジと主翼との取付けは、正規品ではないブラインド・リベットが使用されており、ステムの頭部が両側からかしめられ、つぶれている形状であった。
(写真2参照)

3.1.5 エルロン分離について

左側エルロンが一部を残し分離したのは、以下に述べる(1)又は(2)の理由が考えられるが特定できなかった。

- (1) 左側エルロンが分離したのは、左主翼のNo.3ヒンジのブラインド・リベットが、何らかの理由により、最初に抜けたことが起因している。
 - ① No.4ヒンジのブラインド・リベットも一部抜けかかっていたことから、エルロンと左主翼を取り付けているNo.3ヒンジの主翼側ブラインド・リベットが、何らかの理由により、主翼側取付部材より最初に抜けた。
(写真3、4参照)
 - ② No.3ヒンジが抜けたことによりフラッターが発生したか、No.1、2、4ヒンジに過度な荷重が加わり、No.1、2、4ヒンジが引きちぎれた。(写真4参照)
 - ③ フラッターによるものか（この場合、エルロンが分離したのはNo.1、2、4ヒンジ分断とほぼ同時と推定される。）、No.1、2、4ヒンジ分断後、過度な荷重がエルロンに加わり、引きちぎれたのかのいずれかによりエルロンが分離した。(付図3参照)

- (2) 左側エルロンが分離したのは、速度超過等何らかの理由により、突然、左側エルロン等にフラッターが発生したことによる。

フラッター発生とほぼ同時に、No. 3 ヒンジの主翼側ブラインド・リベットが抜け、No. 1、2、4 ヒンジが破断し、瞬時にエルロンが分離した。

同型式機は、開発出荷当初、フラッターが発生し、その対策として、翼端にフラッター防止装置を取り付け、それを防いでいる。

また、製造業者によれば、同型式機は、フラッター防止装置取付け後約10年経っており、約70機製造されているが、これまで、フラッターが発生したことはなかった。

- 3.1.6 3.1.5(1)のNo. 3 ヒンジの左主翼側ブラインド・リベットが抜けたのは、以下の理由が考えられるが特定できなかった。

- (1) ブラインド・リベットが、正規品と異なる硬い材質のものが使用され、また、ステムの頭部がかしめられ、つぶされている形状であったことが起因している。

正規品より硬い材質のブラインド・リベット及び頭部をたステムと正規品のブラインド・リベット及びステムとの引き抜き試験結果から、3.1.3(4)項で述べたように、同ブラインド・リベットは、正規品より硬い材質であったため、エルロン操作により、主翼側の取付穴が大きくなりブラインド・リベットが引き抜けた可能性が考えられる。

しかし、右主翼のNo. 3 ヒンジのブラインド・リベットについては、左主翼と同材質であったにもかかわらず異常は見られなかった。

(別添参照)

- (2) 激しい操縦操作により、異常な力が主翼とエルロンの取付部、特にNo. 3 ヒンジ部に生じた可能性が考えられる。

しかし、目撃者からこの様な操縦操作が行われたとの口述は得られなかった。

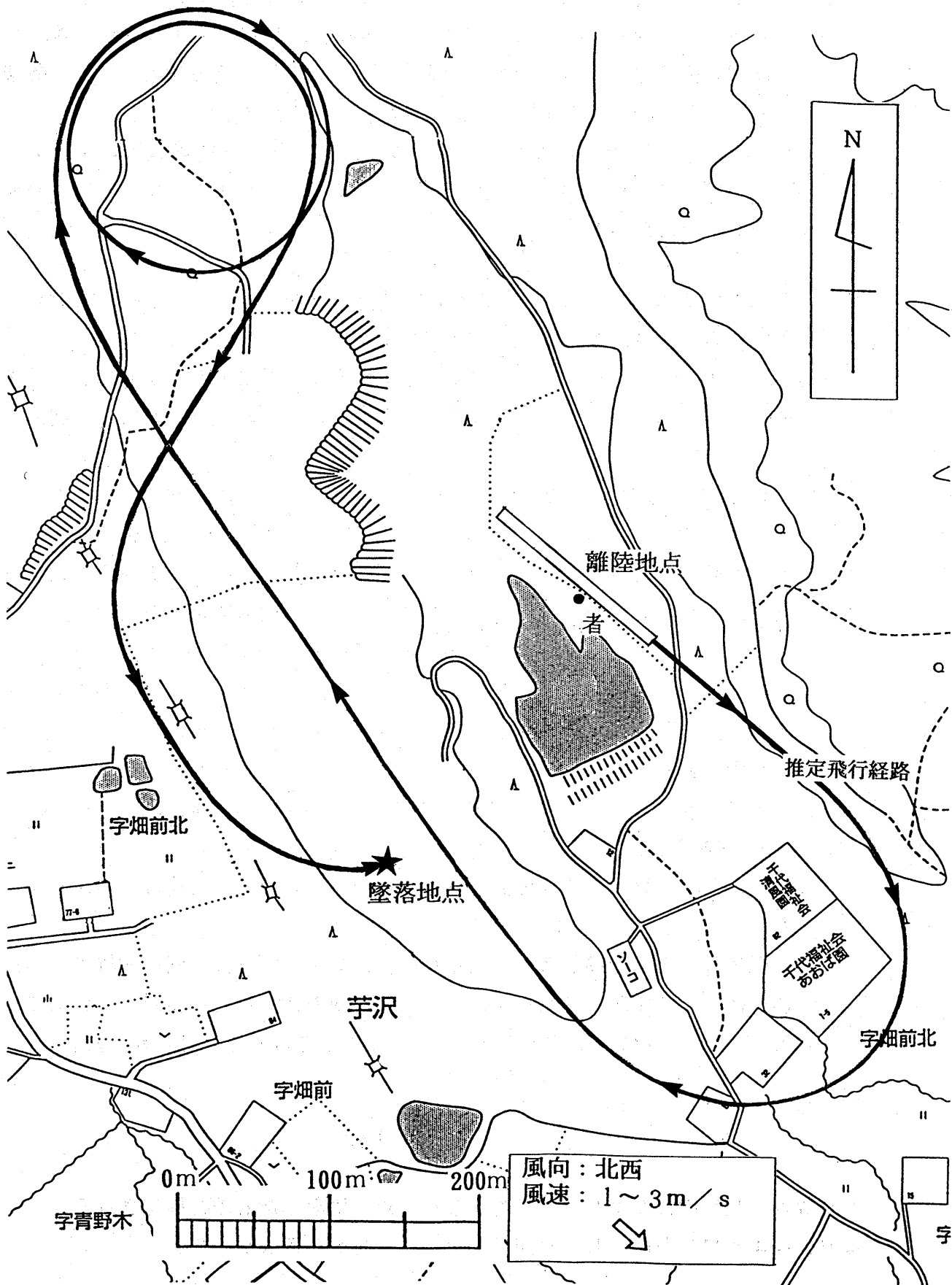
- (3) 機体設計上の問題が考えられるが、製造業者によれば、同型式機は、製造出荷後約10年経っており、また、約70機製造されているが、これまで、No. 3 ヒンジの左側ブラインド・リベットが抜けたことはなかった。

4 原因

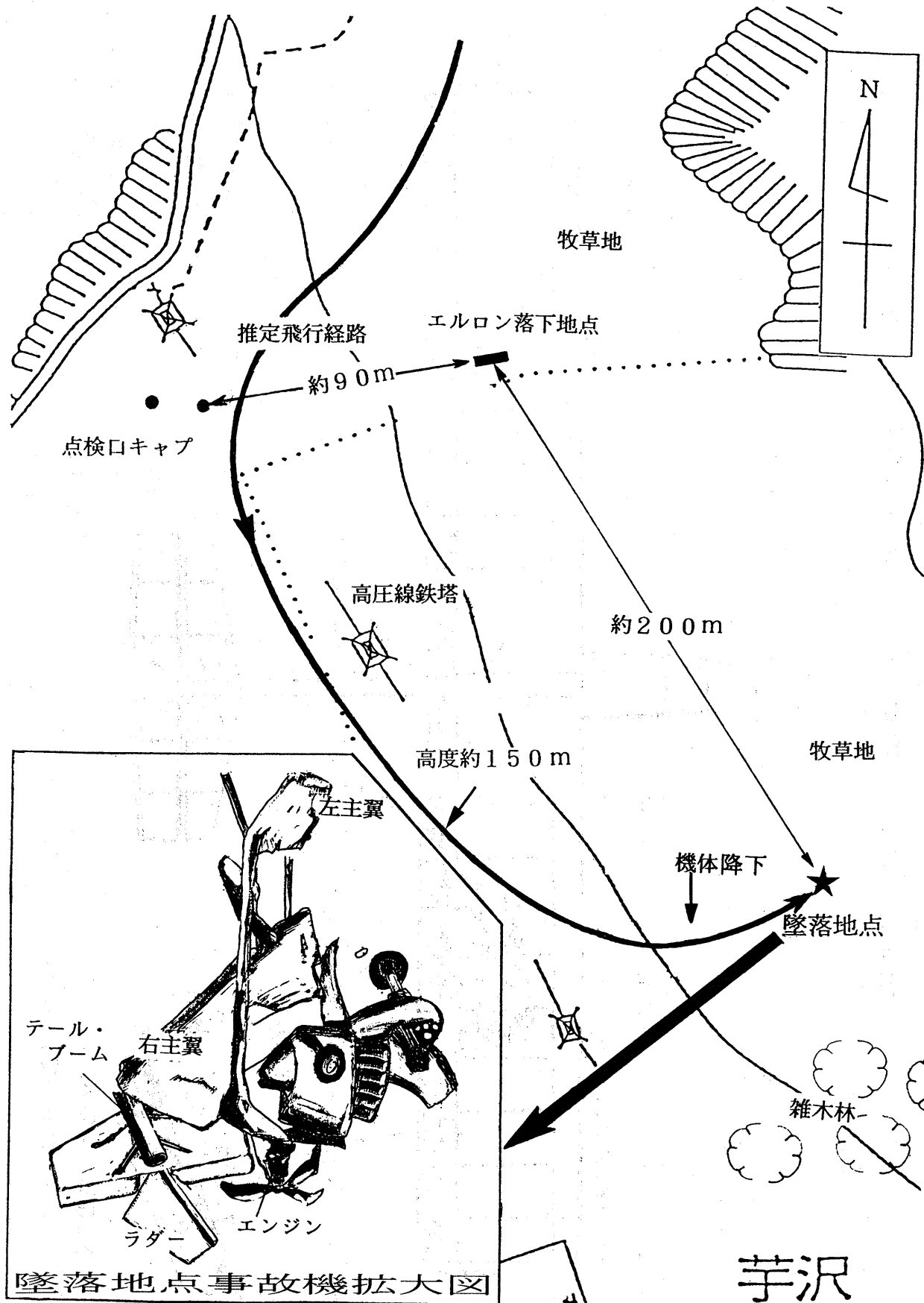
本事故は、飛行中に左エルロンが脱落したため、墜落したものと推定される。

なお、同エルロンが脱落した原因については、特定できなかった。

付図 1 推定飛行経路図

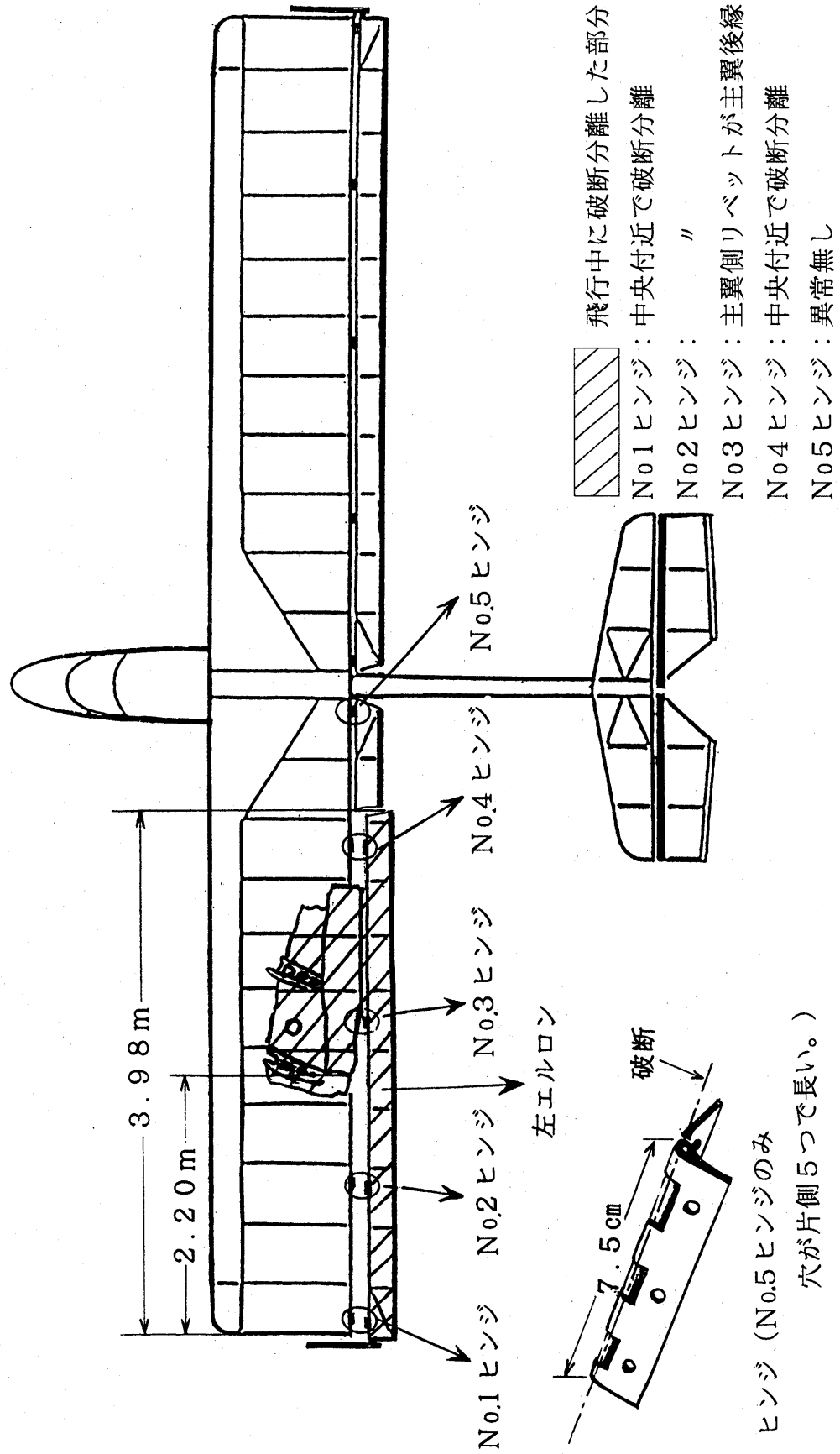


付図2 事故現場付近図

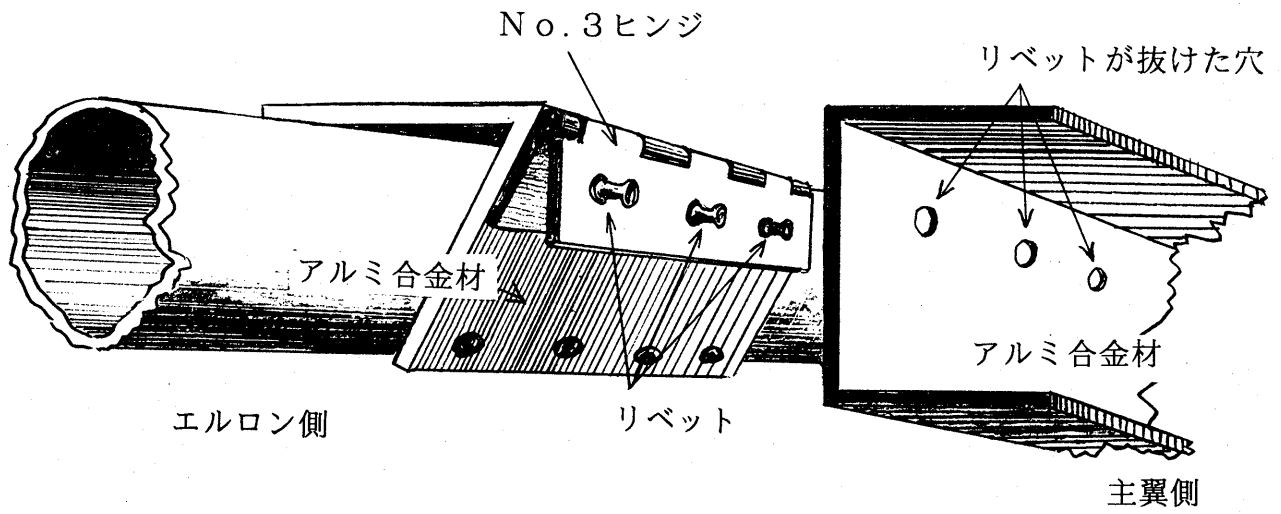


芋沢

付図3 左主翼のヒンジ等破損状況図



付図4 No. 3ヒンジの破損状況図



付図5 ホームビルト三河式
HA600-R447L型三面図

単位：m

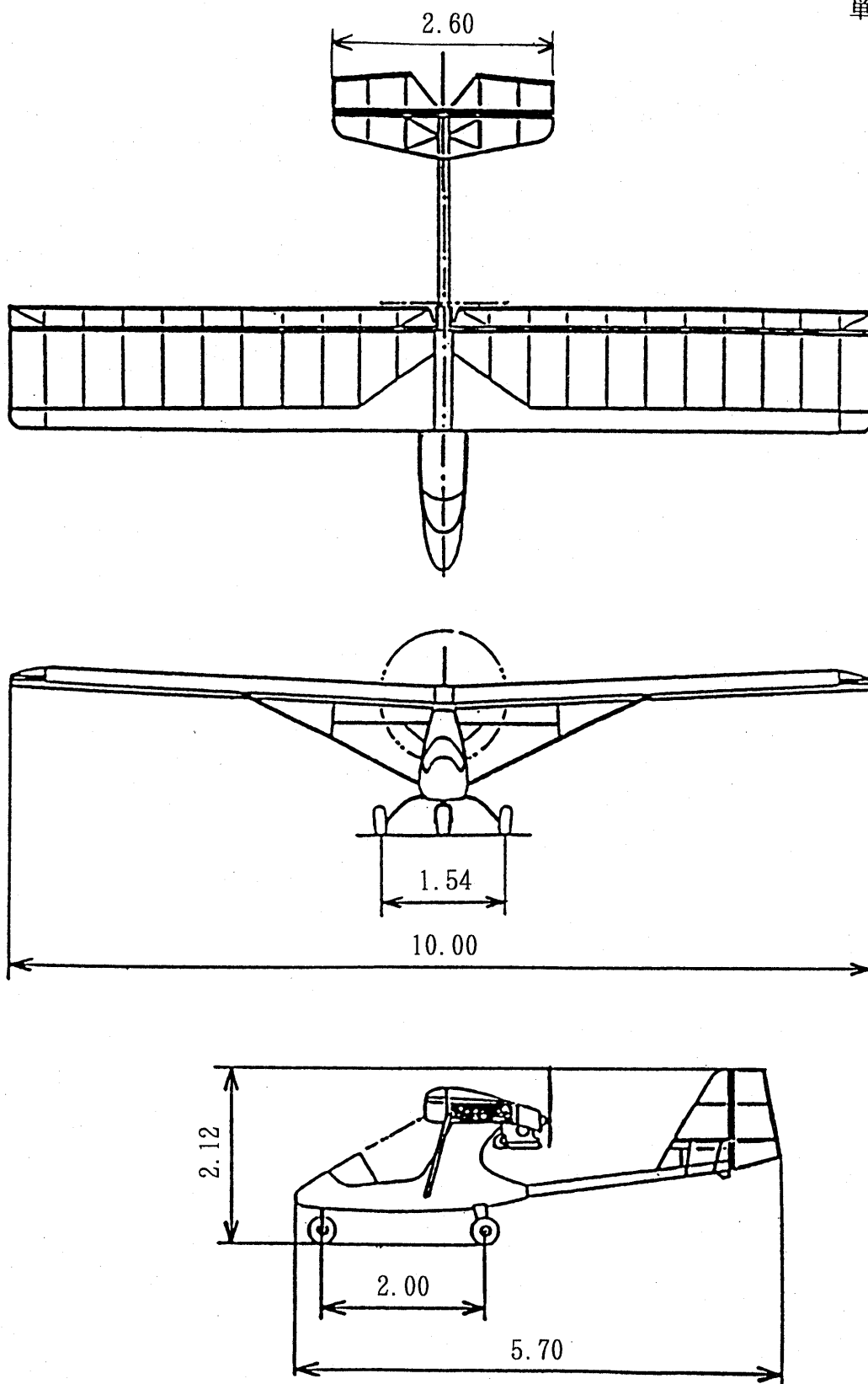
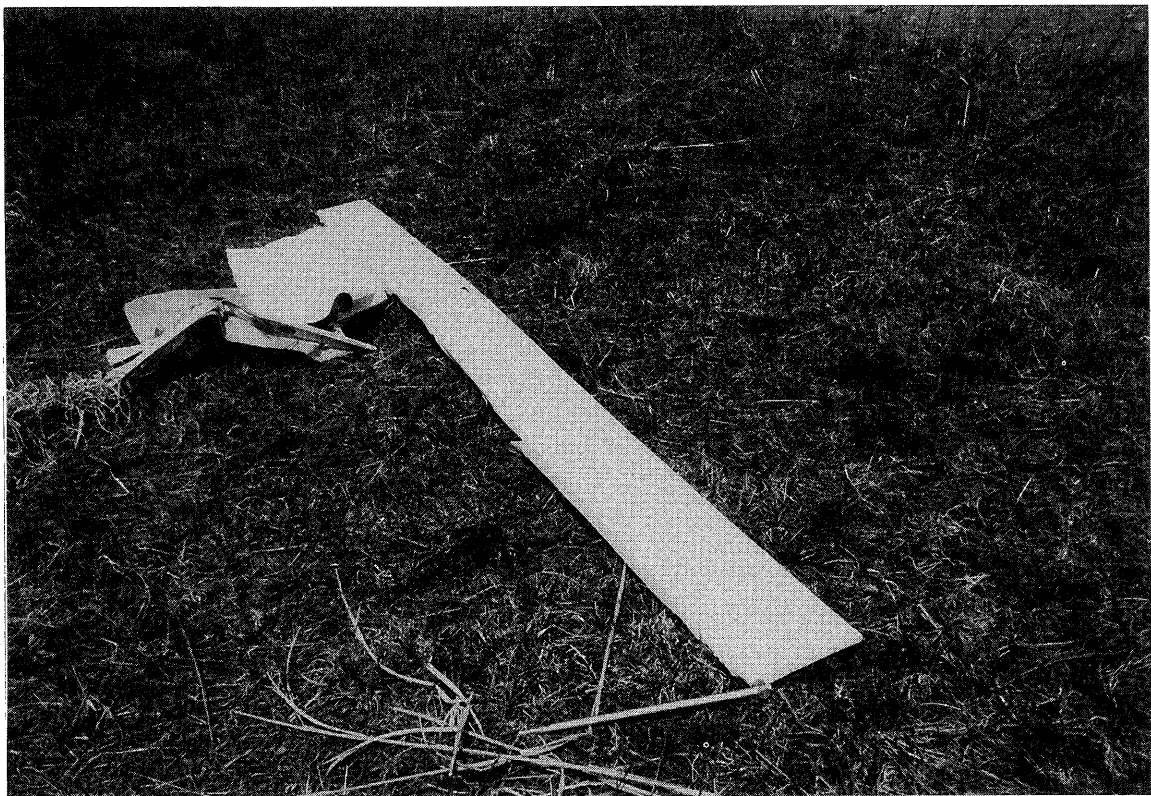


写真 1 事故機

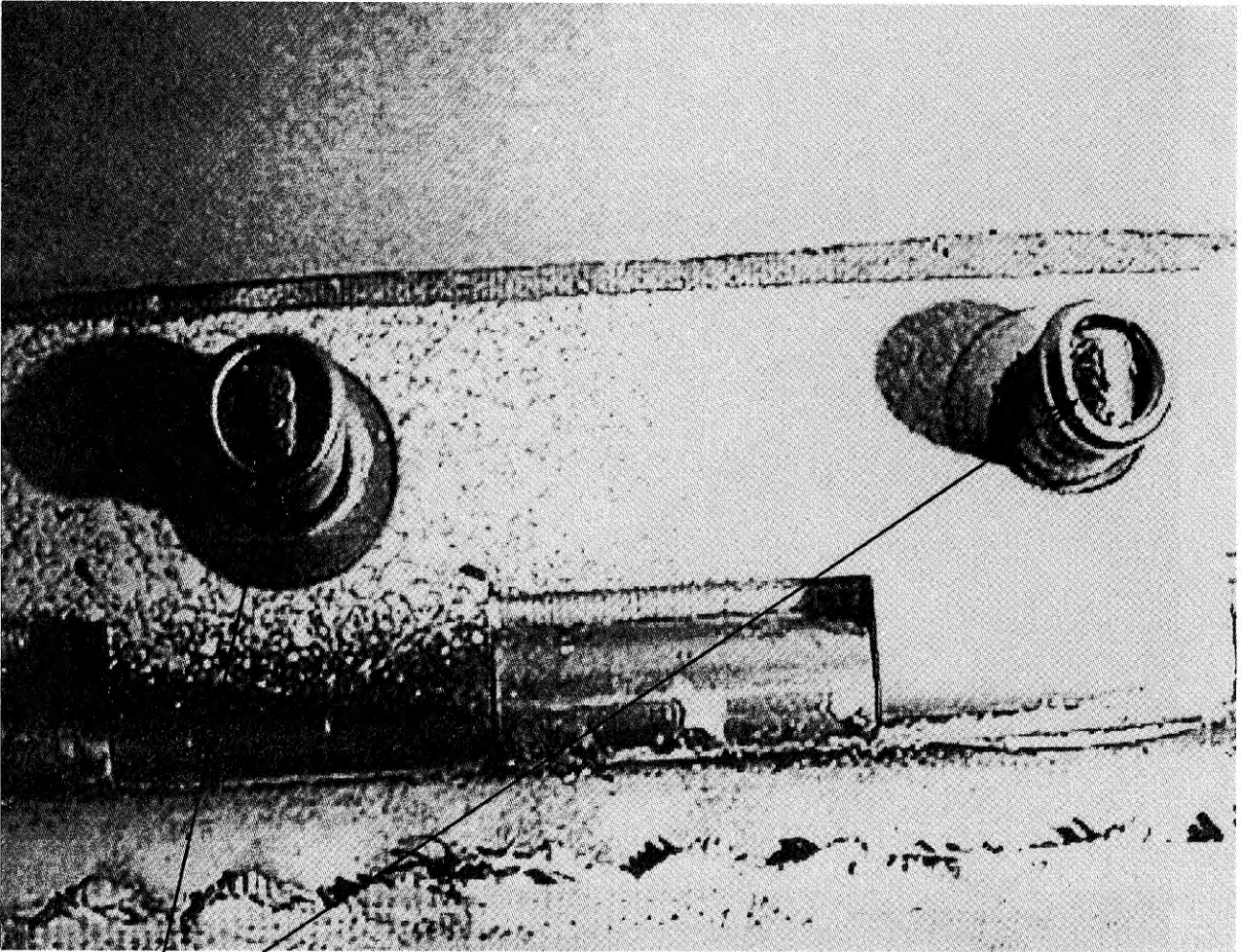


機 体



左エルロン

写真2 ステムの形状

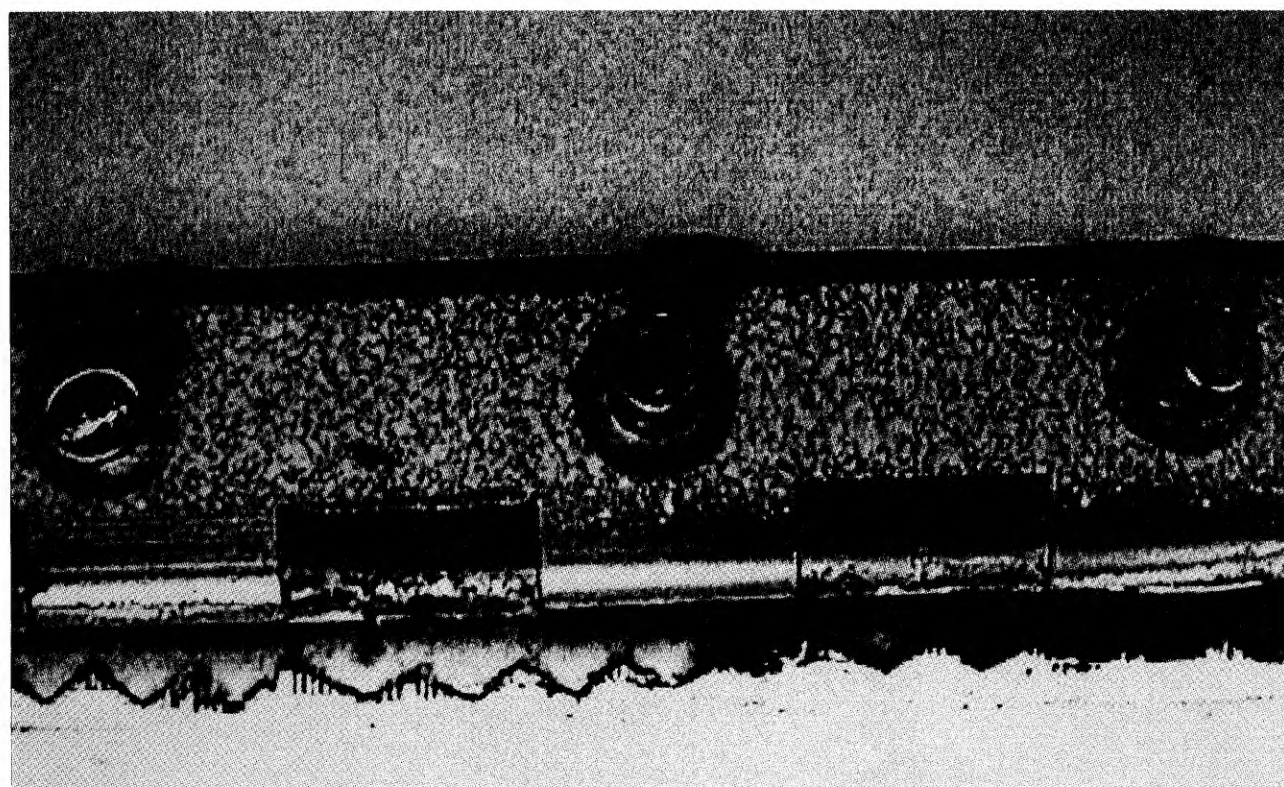


エルロンを主翼に取り付けるためのヒンジに使用されていた主翼側リベットの中の
ステム（心棒）の頭部形状（両側からカシメられ、つぶれた形状）

写真3 No. 3 ヒンジ

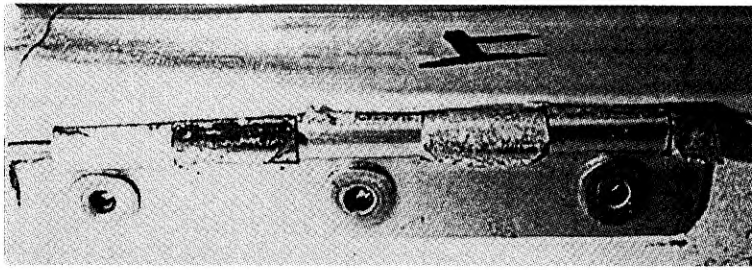


主翼側No. 3 ヒンジのリベットの抜けた穴

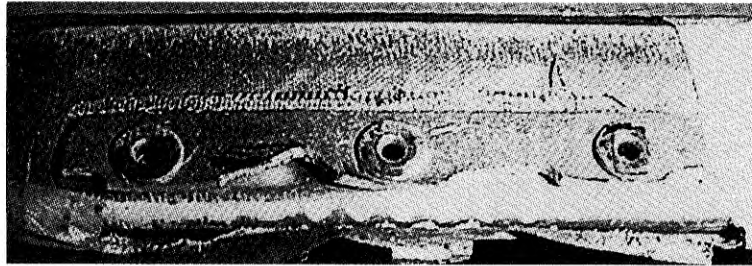


エルロン側No. 3 ヒンジのリベットの状態

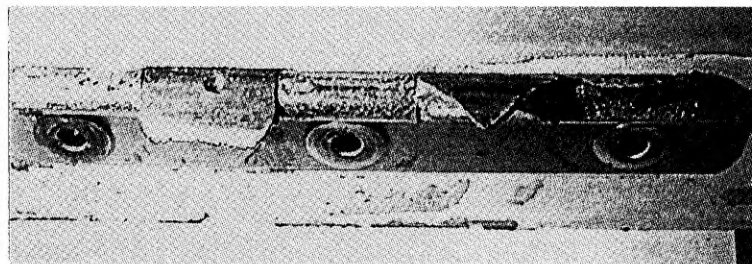
写真4 ヒンジの破断状況



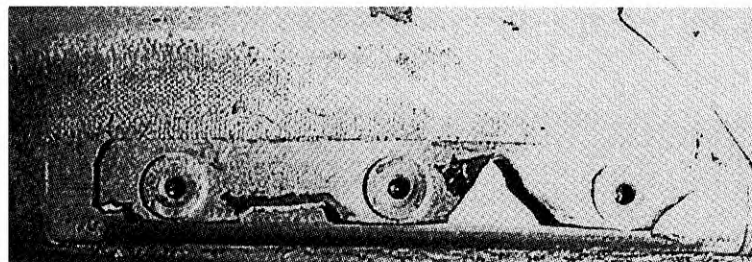
No. 1 ヒンジ(翼側)



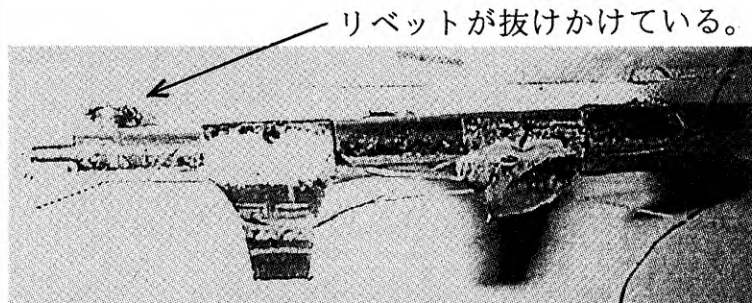
No. 1 ヒンジ(エルロン側)



No. 2 ヒンジ(翼側)



No. 2 ヒンジ(エルロン側)



No. 4 ヒンジ(翼側)



No. 4 ヒンジ(エルロン側)

科学技術庁金属材料技術研究所による
金属材料試験結果（抜粋）

	品名	密度 (g/cm ³)	磁気	硬さ (HV/200g)	X線分析
事故品	心棒	7.28	無	331~412/11点	Fe-20Cr-10Ni
	リベット	7.07	無	298~380/ 8点	Fe-19Cr-10Ni
	ヒンジ	2.72	無	103~110/ 4点	Al
正規品	心棒	7.71	強	280~282/ 4点	Fe
	リベット	6.95	強	275~283/ 4点	Fe
	ヒンジ	2.64	無	98~101/ 4点	Al

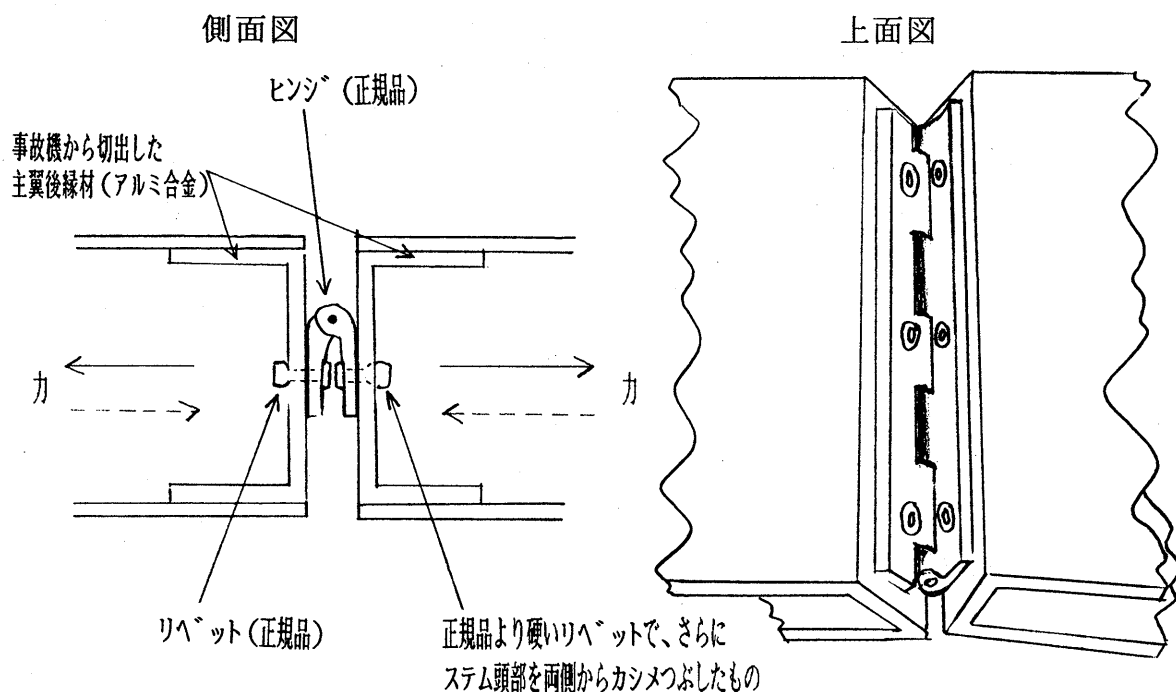
Fe:鉄、Cr:クロム、Ni:ニッケル、Al:アルミ、Cu:銅

ブラインド・リベットの引き抜き試験 その1

1. 試験方法：

事故機から切出した約8cmの長さの主翼後縁材2個を、正規品のヒンジ1個で連結し、両側から1秒間に1回の周期で、力の強さを変えて引張るものとする。

使用するブラインド・リベットは、片側3個に正規品、他の側3個に正規品より硬い材質で、ステム頭部を両側からカシメつぶしたものを使用し、どちらが先に主翼後縁材から抜けるかを試験する。（下図参照）



2. 試験内容：

- 1) 最大50kg（最小1kg）の力を、1秒間に1回の周期で約100回加える。
- 2) 以下20kgずつ力を増しながら上記1)の作業を繰返し、どちら側のブラインド・リベットが、どのくらいの力で抜けるかを確認する。

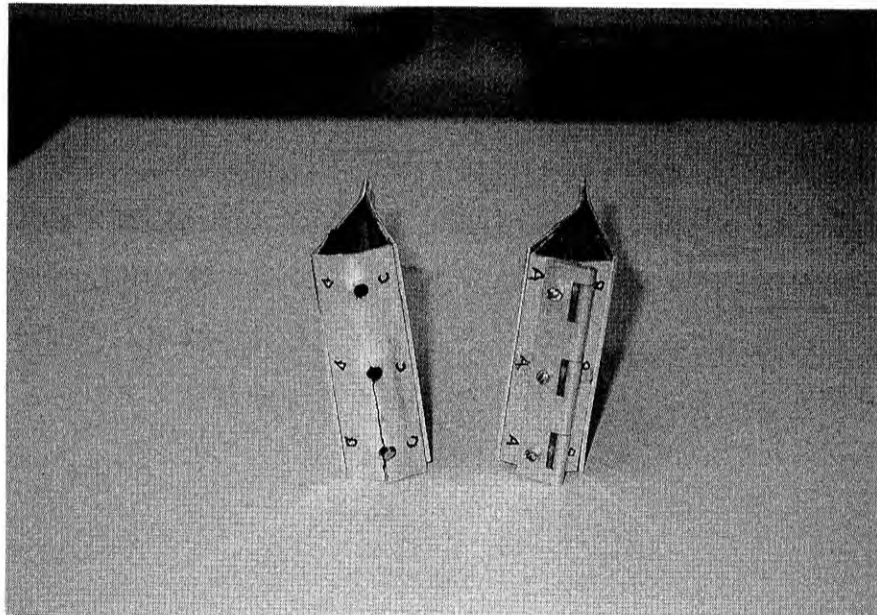
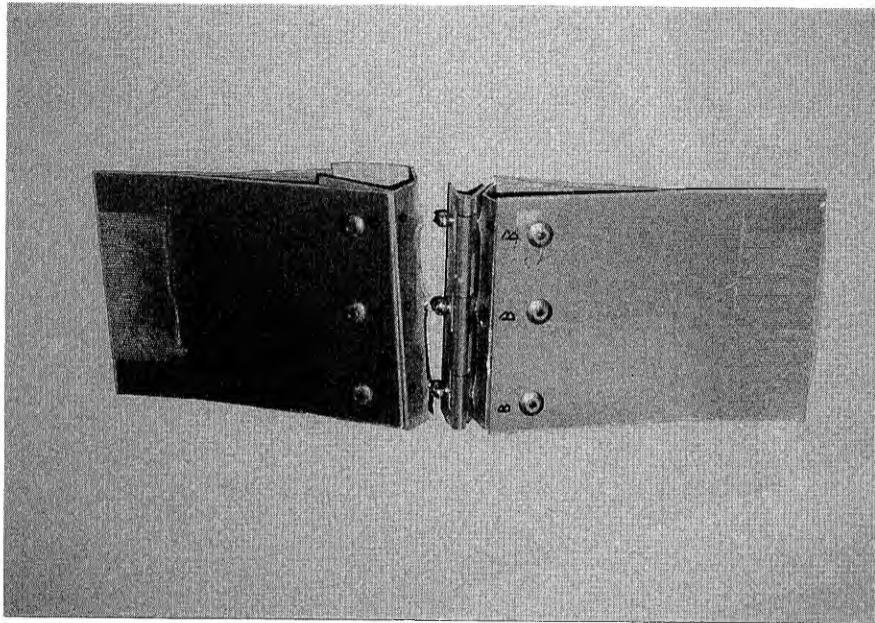
3. 試験結果：

最大110kg（最小1kg）の力を1秒間に1回の周期で約50回加えた時に、正規品より硬い材質の3本のブラインド・リベットが、台座のアルミ合金材から一挙に抜けた。（写真参照）

4. 試験結果に対する考察：

事故機の場合にヒンジに加わる力は、同試験の場合より捻れ等が加わるため、更に抜けやすくなる可能性が考えられる。

5. 写真



ブラインド・リベットの引き抜き試験 その2

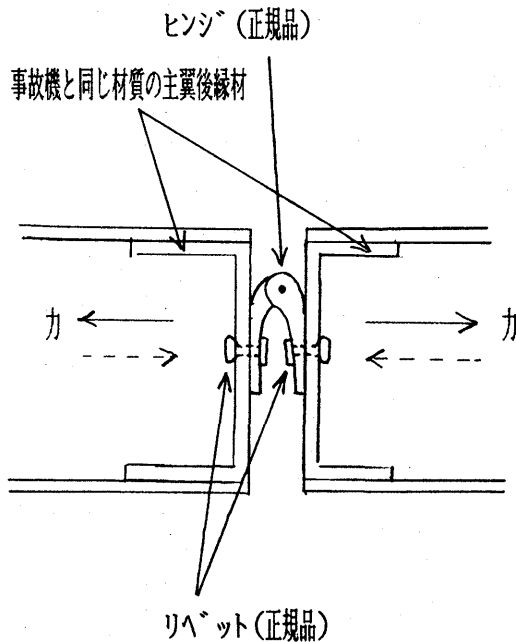
1. 試験方法：

事故機と同じ材質の約8cmの長さの主翼後縁材2個を、正規品のヒンジ1個で連結し、両側から1秒間に1回の周期で、力の強さを変えて引張るものとする。

使用するブラインド・リベットは全部正規品を使用し、どのくらいの引張りまで耐えるものかを試験する。（下図参照）

側面図

上面図



ブラインド・リベットの引き抜き試験
その1と同じ

2. 試験内容：

- 1) 最大110kg（最小1kg）の力を、1秒間に1回の周期で約100回加える。
- 2) 以下20kgずつ力を増しながら上記1)の作業を繰返し、ブラインド・リベットの抜け又はヒンジの破断が生ずる時の力を確認する。

3. 試験結果：

最大130kg（最小1kg）の力を1秒間に1回の周期で約90回加えた時に、ヒンジが破断した。（写真参照）

4. 試験結果に対する考察：

正規品を使用した場合は、当該試験のようにブラインド・リベットの抜ける方向に力を加えても、それが抜ける力より、ヒンジの破断のほうが先であった。

5. 写真

