

航空事故調査報告書
個人所属グラザー・ディルクス式
DG-400型JA2370
千葉県関宿滑空場
平成11年10月23日

平成13年1月25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・三郎

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

個人所属グラザー・ディルクス式DG-400型JA2370（動力滑空機）（単座）は、慣熟飛行のため、平成11年10月23日（土）11時15分ごろ、関宿滑空場において離陸滑走中、離着陸帯から逸脱して駐機中の滑空機と接触し、機体を損傷した。

同機には、機長だけが搭乗していたが、死傷は無かった。

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11年10月25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11年10月26日

現場調査

平成12年7月10、12、17日

尾輪操向用部品（以下「スプリング・アダプター」という。）の引張試験

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 2 3 7 0 は、平成 1 1 年 1 0 月 2 3 日、慣熟飛行を予定していた。

事故に至るまでの経過は、同機の機長によれば、概略次のとおりであった。

0 9 時 3 0 分ごろ、機体の組立が終わり、点検を実施したが、異常はなかった。

その後、1 1 時 3 0 分出発予定で関宿滑空場と東武鉄道田沼駅上空との間を往復する飛行計画を提出した。

1 1 時 1 0 分ごろ、エンジンのランナップを終わり、2 機が続いて離陸するのを待った後、離陸するため、停止していた位置からそのままランウェイ中心に向けてタクシーを開始した。

風は若干左からの横風だったので、離着陸帯先端の左をねらって少し風に機首を向けるように離陸滑走するつもりで、離着陸帯中心に斜めに入って行った。

タクシーからそのまま止まらずにパワーを入れて行くと、機首が段々右へ偏向していったが、そんなに大きな偏向でなかったため、左ラダーを当てて当初思っていたコースへ合わせようとした。しかし、機首方位が全然変わらないので、エルロンも一緒に左へ当てた。それでも効かないので、離陸を止めようと思いパワーを絞った途端、機体が急に右にグッと向き、軽い横Gを感じた。

駐機場に駐機していた他機が前方に見えたので、左へグランド・ループして衝突を避けようとしてエルロンを左へ、それからラダーを左一杯踏み込んだ。

パワーをアイドルにし、車輪ブレーキをかけるためダイブ・ブレーキに手を伸ばした時、スロットルに触れてパワーが3分の1ほど入ってしまった。慌てて、また伸ばした手をスロットルに戻して再度アイドルにしてからダイブ・ブレーキを引いた。

ダイブ・ブレーキを全開にして車輪ブレーキをかけてから、1 秒以内にぶつかった感じがした。当たった時には衝撃はなく、ただグシャという鈍い音が聞こえた。そのままグウッと機体がとられてほぼ 1 8 0 度反転した形で停止した。右へ偏向してからぶつかるまでの間、翼端は左右とも地面には着いていなかった。

同機の離陸時、翼端を保持し、事故を目撃したクラブ員によれば、概略次のとおりであった。

同機の近傍で別のグライダーの組立を手伝っていた時、同機がエンジンのウォ

ーミング・アップを行っていた。

大きなエンジン音がしたので同機の方を見たところ、尾部を大きく上げていて、エンジンを絞った時に尾部が地面に落ちるのが見えた。DG-400型機は、フル・パワー・テストを行う時によく尾部を上げることがあるが、この時は、少し大きく上げたなと感じ、同機の方に近づいて行った。

同機がタクシーを始めようとしていたので、右翼端を保持してあげた。

同機は、離着陸帯に出ながら機軸を離陸方向に徐々に合わせて行った。機軸がほぼ離陸方向に合った時、機体は完全に停止することなく、そのままフル・パワーが入れられ、私は、3～4歩助走した後、翼端を手放した。

翼端を放した直ぐ後、同機が駐機場側に偏向していくのが分かった。同機は、機軸を離着陸帯方向に戻すことなく、駐機してあったモーター・グライダーの方に走って行った。初めに同機の右翼中央部付近がモーター・グライダーの垂直尾翼に衝突し、それによって同機は右に回転を始め、次に左翼先端が同じく駐機中のグライダーに接触したが、なおも大きく右に回転した後、停止した。

翼端を放してから、接触までは4～5秒程度だったと思う。

事故発生地点は、関宿滑空場の駐機場で、事故発生時刻は、11時15分ごろであった。

(付図1、写真1及び写真2参照)

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷 無 し

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

尾輪操向装置	左右のスプリング・アダプター端末が変形
主翼	破損

2.4 航空機（事故機）以外の物件の損壊に関する情報

駐機中の動力滑空機JA2407が尾部を折損、滑空機JA2473が右主翼を損傷した。

2.5 航空機乗組員に関する情報

機長	男性 37歳
自家用操縦士技能証明書 (滑空機)	第10982号
限定事項	上級滑空機
昭和58年5月10日	
自家用操縦士技能証明書 (滑空機)	第A410982号
限定事項	動力滑空機
平成10年1月14日	
操縦教育証明 (滑空機)	第759号
限定事項	滑空機
昭和63年11月15日	
第2種航空身体検査証明書	第21690506号
有効期限	平成12年3月15日
総飛行時間	617時間02分
最近30日間の飛行時間	5時間50分
同型式機による飛行時間	27時間14分
最近30日間の飛行時間	5時間50分

2.6 航空機に関する情報

型式	グラザー・ディルクス式DG-400型
製造番号	4-185
製造年月日	昭和61年8月28日
耐空証明書	第98-37-13号
有効期限	平成11年11月22日
総飛行時間	304時間32分
耐空証明検査(平成10年11月23日実施)後の飛行時間	24時間15分

2.7 気象に関する情報

2.7.1 関宿滑空場の事故当時の天候は、同機の機長によれば、概略次のとおりであった。

天気 晴れ、雲量 1/8、風向 300~330°、風速 6~8m/s

風はやや強くなる傾向であったが、特に離陸に問題となる状況ではなかった。

2.7.2 関宿滑空場に設置してある風向風速計の事故当時の観測記録は、次のとおりであった。

風向 300~330°、風速 7~7.5m/s

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

関宿滑空場には、方位36/18の離着陸帯5本が設定されており、最も東側のA離着陸帯の東側に接する部分は、ほぼ全長にわたり駐機場となっている。

事故現場は、A離着陸帯の北端から南へ約400mの地点に接する駐機場であった。

同機が離陸準備をした位置から停止した位置まで同機のものでと推定されるタイヤ痕が残されていた。

同機は、駐機中のJA2407及び組立が終わったJA2473との間に約220°の方向を向いて停止していた。

JA2407の尾部及びJA2473の右主翼後縁部に、本事故によるものと推定される損傷があった。

(付図1及び写真1参照)

2.8.2 損壊の細部状況

同機の損傷状況は、次のとおりであった。

- (1) 左主翼は、翼端付近の前縁上面外板が損傷していた。
- (2) 右主翼は、翼中央付近の前縁が破損していた。また、エルロン後縁が破損していた。
- (3) 左右のスプリング・アダプター（部品番号：4R27/2）は、接続されていたそれぞれのクレビス・ピン（直径6mm）から外れていた。

両スプリング・アダプターは、両端の円形状に加工された部分（以下「ループ」という。）のうち、機体後方側（ラダー側）が塑性変形していた。

(付図3、写真2及び写真3参照)

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 DG-400型機の尾輪操向装置の概要

DG-400型機は、地上走行するため、ラダー・ペダルの操作と連動する尾輪操向装置を有している。

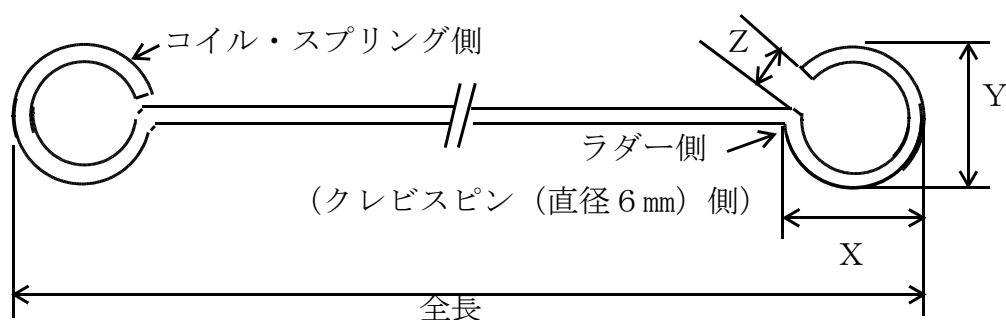
尾輪を操向するためのステンレス・スチール・ワイヤー製のスプリング・アダプターは、ラダー回転軸に取り付けられているホーンにクレビス・ピンを介して接続され、そのクレビス・ピンにはラダー・ケーブルの端末も接続されている。

ラダー・ペダルの動きは、ラダーの回転軸を動かすとともに、スプリング・アダプター及びコイル・スプリングを介して尾輪を取付軸周りに動かす。この場合、踏み込んだラダーと反対側のスプリング・アダプターが機体後方側に引っ張られることにより尾輪取付軸を回転させて尾輪の向きを変える。

(付図3参照)

2.9.2 使用中のスプリング・アダプターの塑性変形に関する調査

同機及び日本国内に登録されている同型式機について、下図のとおり、スプリング・アダプターの全長並びにスプリング・アダプターのラダー側と接続するループのアダプター軸方向の外径（X）、その外径と垂直方向の外径（Y）及びループの間隙（Z）等を調査した結果は、次のとおりであった。



		寸法 (単位: mm)				備考
		全長	X	Y	Z	
同機	左	288	15.0	11.2	6.1	総飛行時間: 304時間32分 特異な飛行経歴: 1996年9月 ハード・ランディング
	右	289	17.2	11.1	10.1	
A機	左	285	10.4	10.4	1.7	総飛行時間: 262時間32分 特異な飛行経歴: なし 南アフリカで約230時間飛行
	右	285	10.4	10.4	1.5	
B機	左	283	11.4	10.6	2.5	総飛行時間: 623時間09分 特異な飛行経歴: なし
	右	284	11.8	10.7	3.2	
C機	左	285	12.8	12.5	1.1	総飛行時間: 300時間51分 特異な飛行経歴: なし
	右	285	12.9	12.6	1.2	
D機	左	285	13.0	12.1	1.2	総飛行時間: 592時間30分 特異な飛行経歴: なし
	右	286	14.0	11.8	2.0	

調査結果では、同機のスプリング・アダプター端末のループの間隙は、他機に比し、極端に大きな値を示していた。また、同機だけが、過去にハード・ランディングという特異な飛行経歴を有していた。

スプリング・アダプターのループの間隙の寸法は、同機を除き、総飛行時間の多い機体では、飛行時間の少ない機体に比し、やや大きな値を示していた。

なお、正規部品である未使用のスプリング・アダプター10本について、上記と

同様に計測したところ、全長は、284～286mm、平均284.5mm、Xは、10.4～10.8mm、平均10.6mm、Yは、10.3～11.0mm、平均10.6mm、Zは、0.5～1.1mm、平均0.9mmであった。ループのXとYの平均値は同じであったが、個々のループの形状にはややばらつきが見受けられた。（写真4参照）

2.9.3 スプリング・アダプターの引張試験

尾輪を操向するためのラダー・ペダルの動きを尾輪軸に伝達するスプリング・アダプター端末のループに塑性変形が生じた要因を調査するため、同アダプターの引張試験を実施した。

試験には、正規部品である未使用のスプリング・アダプター及び同機取付品を使用した。

(1) コイル・スプリングの引張試験

スプリング・アダプターの引張試験に先立って、同試験において負荷する荷重を確認するため、及び同機に取り付けられていたコイル・スプリングによる実際の荷重とDGフルークツォイクバウ社（旧グラザー・ディルクス社）のデータによる推算値とを比較するため、同機のコイル・スプリングの引張試験を実施した。

同機のコイル・スプリングは、ラダー操舵時に最大で約65mmの伸びを生じ得る設計となっており、DGフルークツォイクバウ社のデータから推算すると、この時コイル・スプリングには52.4kgfの引張荷重が負荷することとなる。

コイル・スプリングの引張試験を行った結果、同機のコイル・スプリングに65mmの伸びを生じるために必要な荷重は、約56.1kgfであり、DGフルークツォイクバウ社のデータによる推算値より約3.7kgf大きいことが判明した。したがって、コイル・スプリングに接続されたスプリング・アダプターにも、設計時に予想した値より最大で約3.7kgf大きい過荷重が運用中に負荷した可能性が考えられる。

なお、スプリング・アダプターのループがコイル・スプリングのフック部のコイル側でねじれて接続する状態になると、通常 of 最大値以上に引き伸ばされ、更に大きな荷重が負荷される可能性があることが確認された。（写真5参照）

(2) スプリング・アダプターの引張試験

スプリング・アダプターに引張荷重が掛かった場合の端末ループの塑性変形を確認するため、引張静強度試験、引張疲労試験及び引張クリープ試験を実施した。

試験は、スプリング・アダプターの間付近を試験装置のグリップにより固定し、クレビス・ピンと接続するループをクレビス・ピンと同径のピンに接続して実施した。

(写真6参照)

① 引張静強度試験

未使用のスプリング・アダプターに静的引張荷重を負荷した結果、ループ部分に同機取付品のものと類似の塑性変形を生じた。(写真7参照)

また、未使用のスプリング・アダプターと同機取付品の剛性がほぼ同じであったことから、両者は、同一の材料で製造されたものと推定された。

ただし、降伏点は、同機取付品の方が未使用のスプリング・アダプターより大きかった。同一の材料という割にその差がやや大きかったが、それがいかにして生じたのかは明らかにできなかった。

同機に取り付けられていたスプリング・アダプターのループの降伏点は、コイル・スプリングによって掛かる最大荷重とほぼ同じであった。

② 引張疲労試験

本試験は、スプリング・アダプターを試験装置のグリップで固定した方法のほか、コイル・スプリングを接続した方法で実施した。

a グリップで固定した方法の場合

スプリング・アダプターに引張りの変位量、周波数及び繰返し数を変えて荷重をかけた。

試験の結果、スプリング・アダプターのループの塑性変形量は小さく、弾性範囲をやや越える荷重をごく短い時間かけることを繰り返しても疲労により塑性変形を起こすようなことはないものと推定された。

また、生じた塑性変形も同機取付品のような変形ではなかった。

b コイル・スプリングを接続した方法の場合

スプリング・アダプターにコイル・スプリングを接続し、実機に取り付けた状態での最大たわみ量まで繰返し引き伸ばすことによって荷重をかけた。

試験の結果、スプリング・アダプターのループの塑性変形は、コイル・スプリングを付けない上記 a のグリップで固定した方法で同じ繰返し数を実施した試験結果よりやや大きくなった。これは、荷重がスプリングを取り付けない試験より大きかったためと考えられ、疲労によって伸びたものではないと考えられた。また、上記 a の試験と同じ繰返し数(1,200回)を実施しようとしたが、それに達する前(1,030回)にループが破断した。このループが大きく塑性変形することなく破断し

た事象は、同機の実際の事象とは異なっていた。

(写真8参照)

③ 引張クリープ試験

スプリング・アダプターにコイル・スプリングを接続し、荷重を一定にしてある時間引っ張った。

試験の結果、スプリング・アダプターのループは、降伏点以下の荷重では大きな変形、すなわちクリープによる塑性変形を起こさないことが確認された。

(注) 本試験は、科学技術庁航空宇宙技術研究所疲労強度研究室の協力によって実施した。

2.10 その他必要な事項

2.10.1 同機の飛行経歴等

2.10.1.1 ハード・ランディング

同機は、平成8年9月、ハード・ランディングを経験していた。その状況は、同機を操縦していた機長によれば、概略次のとおりであった。

関宿滑空場を離陸し、高度約500ftまで上昇したところでエンジン・トラブル（プロペラ駆動ベルト外れ）が発生し、滑空場に戻るため反転して逆方向から進入した。エンジンを収納できなかつたので高速で進入し、柔らかかつた離着陸帯にハード・ランディングとなり、尾輪取付フォークには歪みが発生した。

2.10.1.2 ハード・ランディング後に実施された整備について

同機がハード・ランディングした後に実施された整備は、同機の整備記録によれば、エンジン取り下ろし整備、機体特別点検、キャノピー修理及び尾輪取付フォーク塑性変形修理であった。

同整備を担当した整備士によれば、その内容は、次のとおりであった。

(1) 機体特別点検

メンテナンス・マニュアルに従って実施した。

(2) 尾輪取付フォーク変形修理

座屈したフォークを整形し、補強材を取り付けた。

この整備の際、スプリング・アダプターの取外し、取付けを実施しているが、端末のループが塑性変形していたかどうかについては分からない。

2.10.2 DG-400型機のメンテナンス・マニュアルの記述

同機のメンテナンス・マニュアルによれば、ヘビー・ランディングした場合の点検の項に、尾輪については次のとおり記述されている。

2.3 Inspection after a heavy landing.

Rear wheel

Is the fork bent?

Any cracks or white patches around the fork attachment in the rear wheel box?

2.10.3 同種事例について

(1) DGフルークツォイクバウ社によれば、本事故以外に、DG-400型機のスプリング・アダプターの不具合による事故事例はないとのことであった。

(2) 同型式機の離陸滑走中の偏向事例

同機の機長の友人が同型式機によるインシデントを経験していた。

同友人によれば、その概要は、次のとおりであった。

1998年、オーストラリアにおいて、離陸滑走中、偏向し、ラダーを使っても離陸方向に戻すことができず、オフ・ランウェイしてしまった。オフ・ランウェイ後の機体点検において、尾輪の片側のコイル・スプリングとスプリング・アダプターとの接続が外れているのを見つけた。

その時は、同じことが起きないようにスプリング・アダプターのループの間隙をしっかりと閉じる修理をした。その後は、同アダプターの交換等をしていない。

2000年4月、同アダプターのループの間隙を見てみると、左右とも約1mm程度であった。

なお、このインシデントの約2年前、着陸時にグラウンド・ループを経験している。

このインシデントは、スプリング・アダプターの前方側ループとコイル・スプリングとの接続が外れたことによるものであった。

グラウンド・ループ後のスプリング・アダプターの状態が不明であるため、インシデント後の機体点検で、スプリング・アダプターの前方側ループの間隙が大きくなっていたことにグラウンド・ループが関与していたのかどうかは、不明である。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 機長は、適法な航空従事者技能証明及び有効な航空身体検査証明を有していた。

3.1.2 同機は、有効な耐空証明を有しており、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3 事故当時の気象は、本事故の発生と関連はなかったものと推定される。

3.1.4 口述、地上痕跡及び機体の損傷から、同機は、離陸滑走時、右に偏向し、機長がラダー及びエルロンにより修正操作をしたが効果がなく、離陸中止を決意してスロットルを絞ったところ、機首が更に右に偏向し、離着陸帯を逸脱して駐機中の滑空機に接触し、機体を損傷したものと推定される。

3.1.5 同機が離陸滑走時、ラダー・ペダル及びエルロンを操作しても方向制御ができなかったのは、尾輪操向用スプリング・アダプターがラダー回転軸のホーンと接続するためのクレビス・ピンから外れたことによるものと推定される。

なお、スプリング・アダプターがクレビス・ピンから外れたのは、スプリング・アダプター端末のループの間隙がクレビス・ピンの直径以上に拡大していたことによるものと推定される。

3.1.6 2.9.3のスプリング・アダプターの引張試験の結果から、同機のスプリング・アダプターのループの変形は、塑性変形を発生させるような過大な荷重が負荷したことによるものと推定される。

3.1.7 同機のスプリング・アダプターのループの塑性変形が大きくなったまま事故に至ったことに関しては、2.10.2に述べたとおり、同機のメンテナンス・マニュアルには、ハード・ランディングをした場合の整備について、尾輪を点検することは記述されているが、スプリング・アダプターを点検することまでは記述されていない。このことから、同機が過去にハード・ランディングをした時の点検、整備の際、スプリング・アダプターを点検することについて、注意が払われなかったことが考えられる。

また、定時点検においても、同アダプターを点検することにはなっていないため、その変形が気付かれなかったことが考えられる。

3.1.8 同型式機の調査の結果、スプリング・アダプターのループの間隙の大きさと

飛行時間とに明確な比例関係は認められないが、ハード・ランディングのような特異な飛行経歴がない機体のスプリング・アダプターのループも、塑性変形を発生することがあり得ると考えられる。

これらの変形は、通常の運航中、塑性変形が発生する荷重が負荷したことにより生じる可能性が考えられる。

4 原因

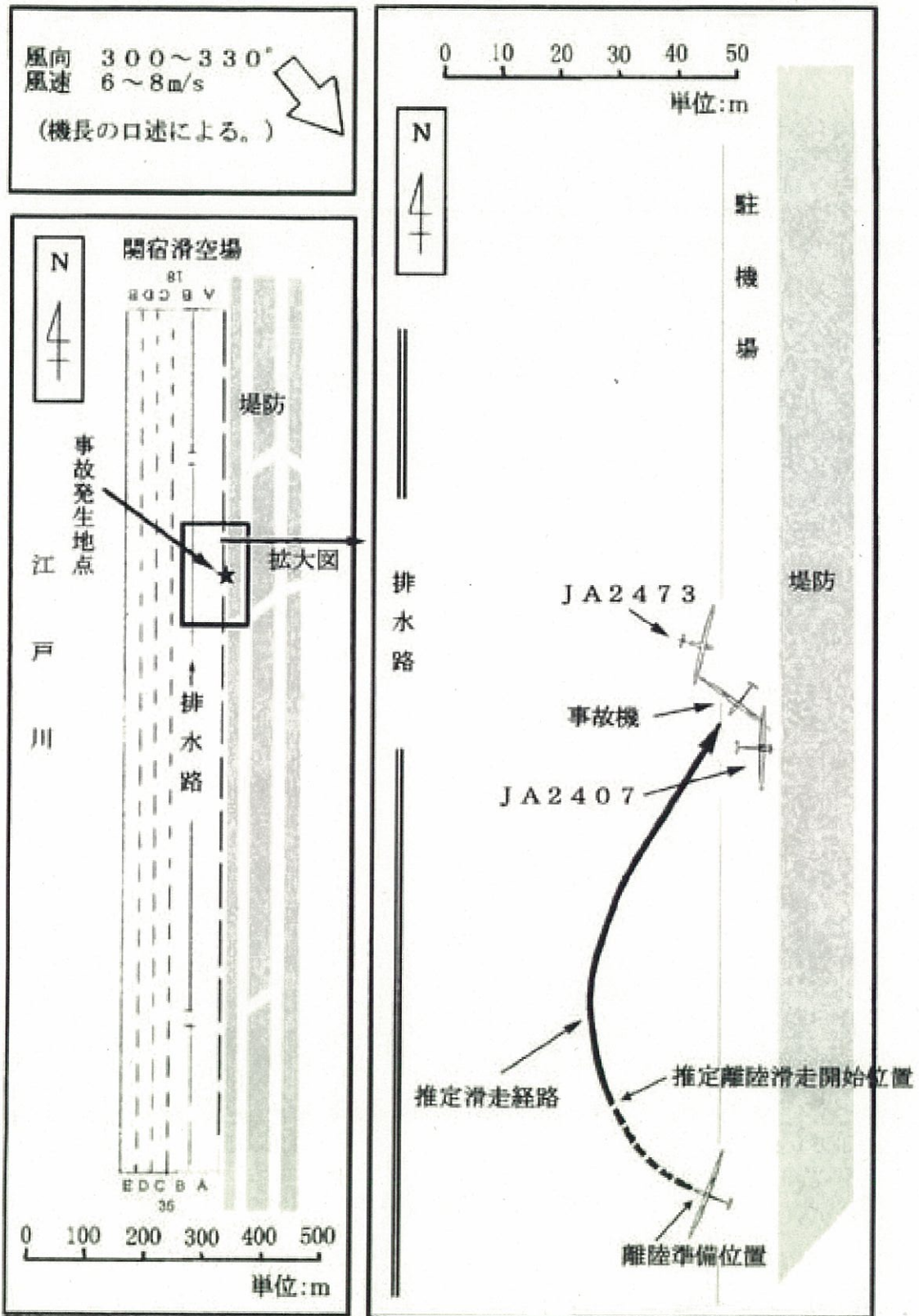
本事故は、同機が離陸滑走の際、ラダー・ペダルの操作による機体の方向制御が不能となり、離着陸帯を逸脱し、駐機していた滑空機と接触したため、機体を損傷したことによるものと推定される。

なお、同機の方方向制御が不能になったのは、尾輪操向用スプリング・アダプターのループが塑性変形し、接続されていたクレビス・ピンから外れたことによるものと推定される。

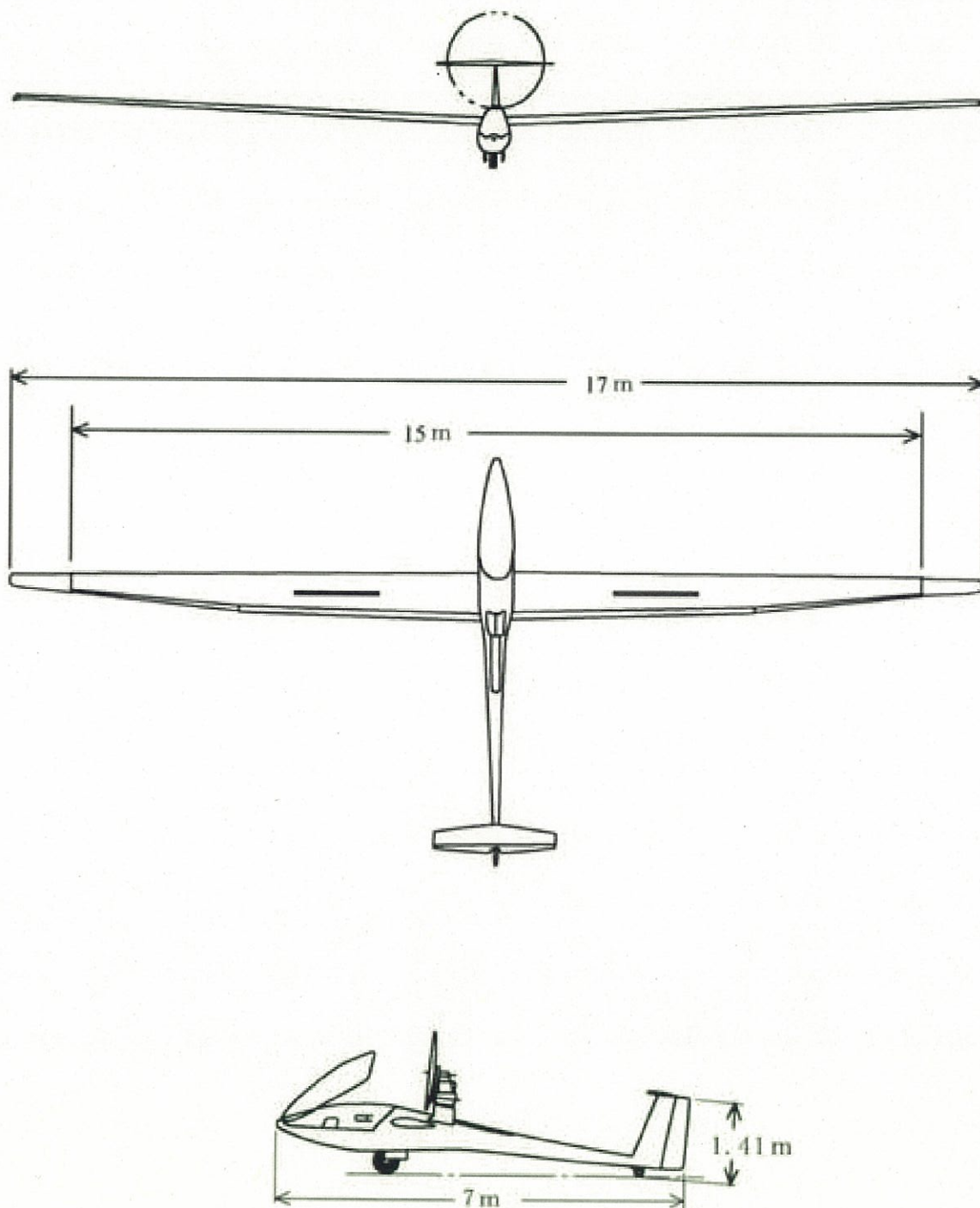
5 所見

本事故に関し、同種事故の再発を防止するため、尾輪操向用スプリング・アダプターの点検の徹底等、所要の処置を検討する必要がある。

付図 1 事故現場見取図



付図2 グラザー・ディルクス式
DG-400型三面図



付図3 尾輪操向装置概要図

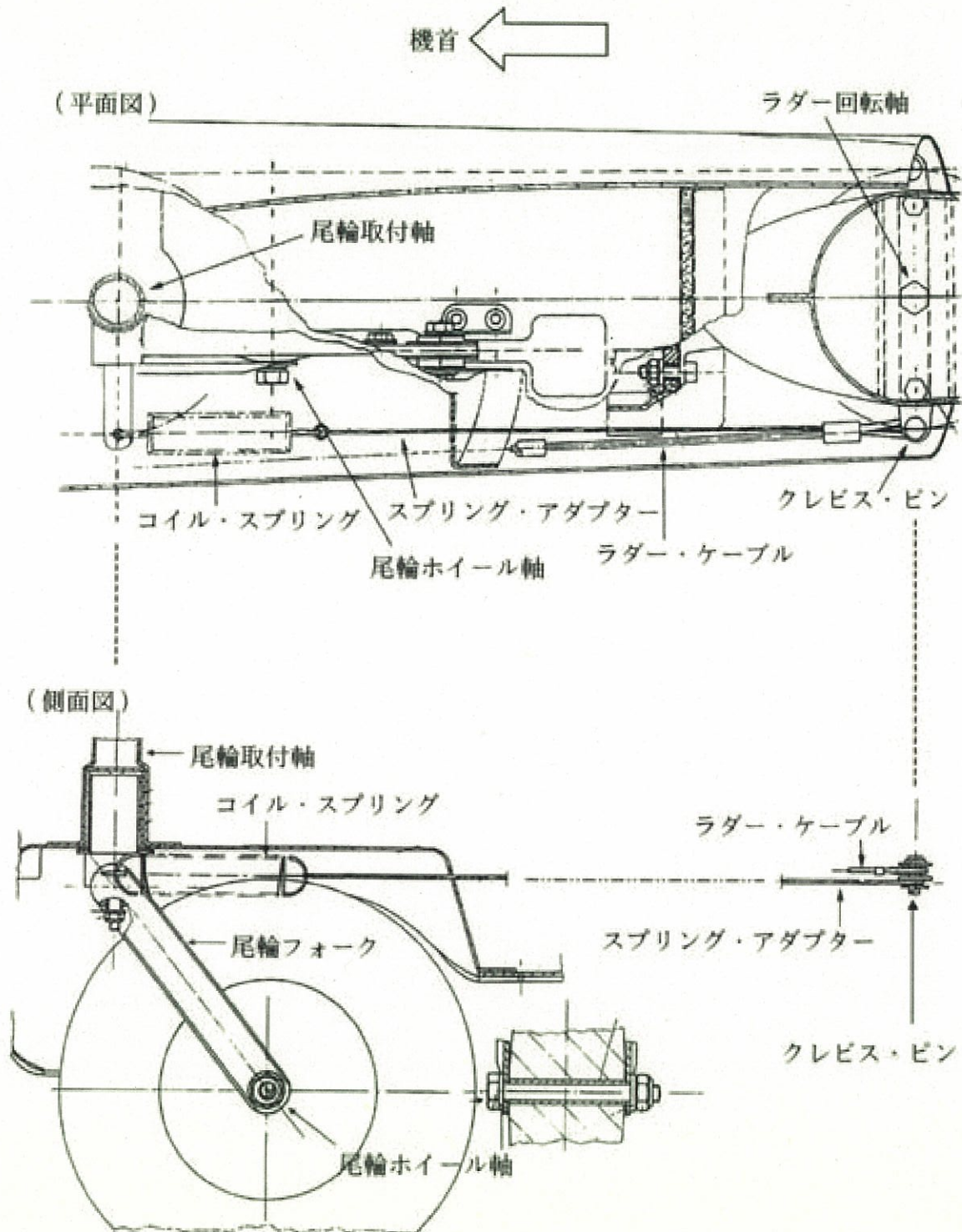


写真1 事故現場

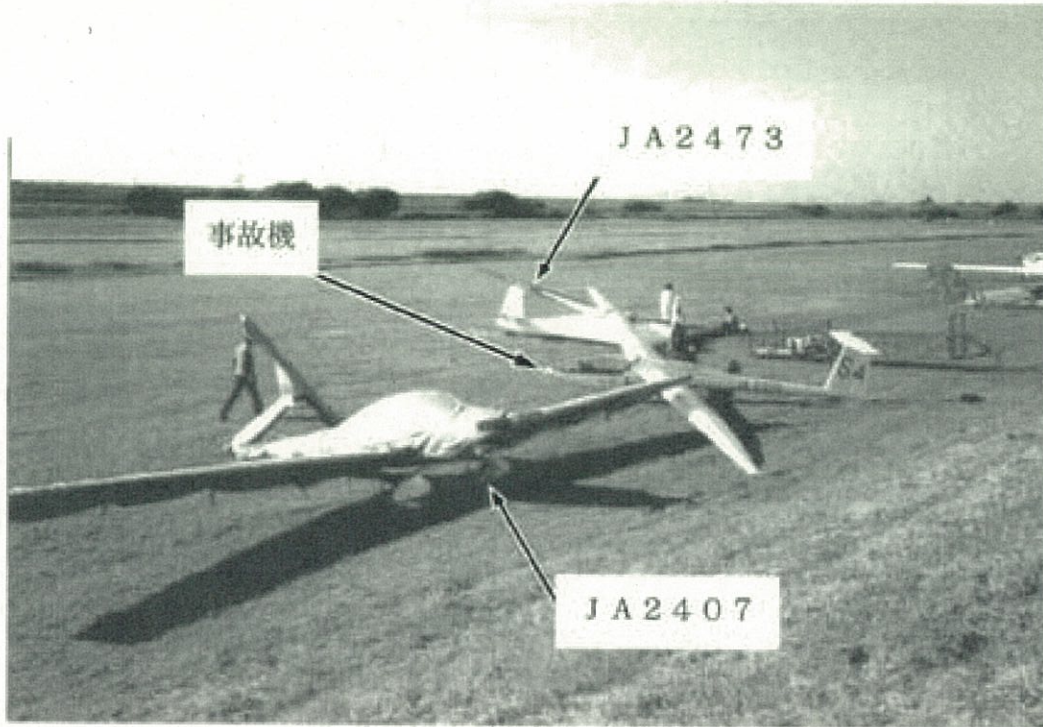


写真2 事故機の右主翼の損傷状況

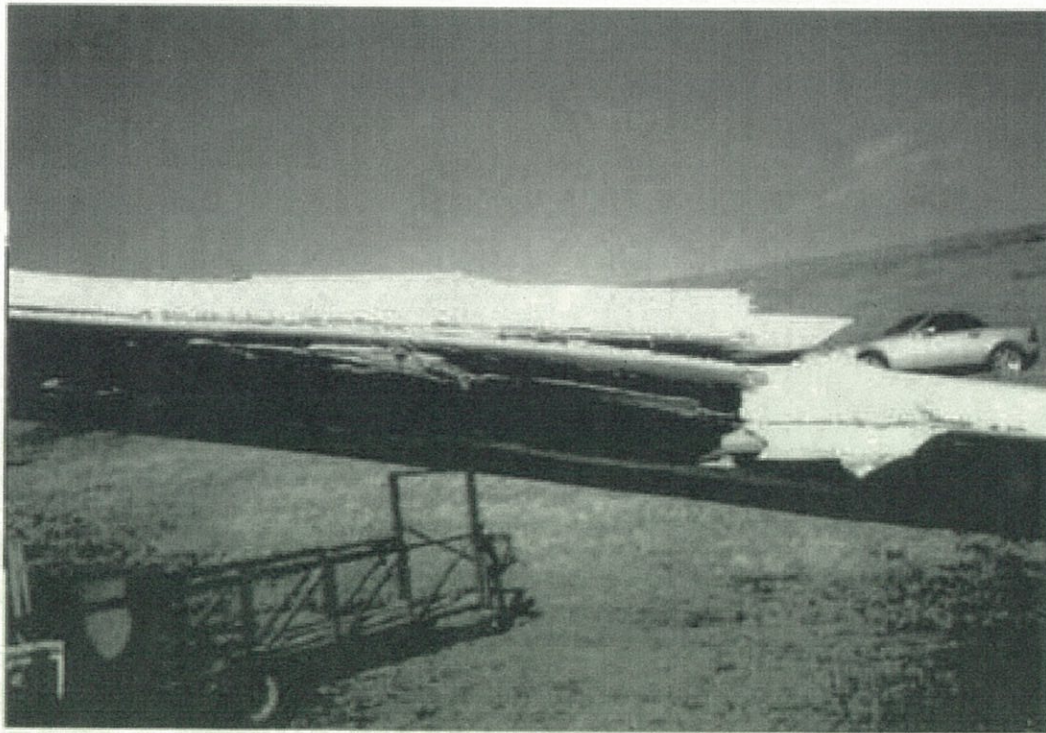


写真3 事故機のスプリング・アダプターの
のループの変形状況

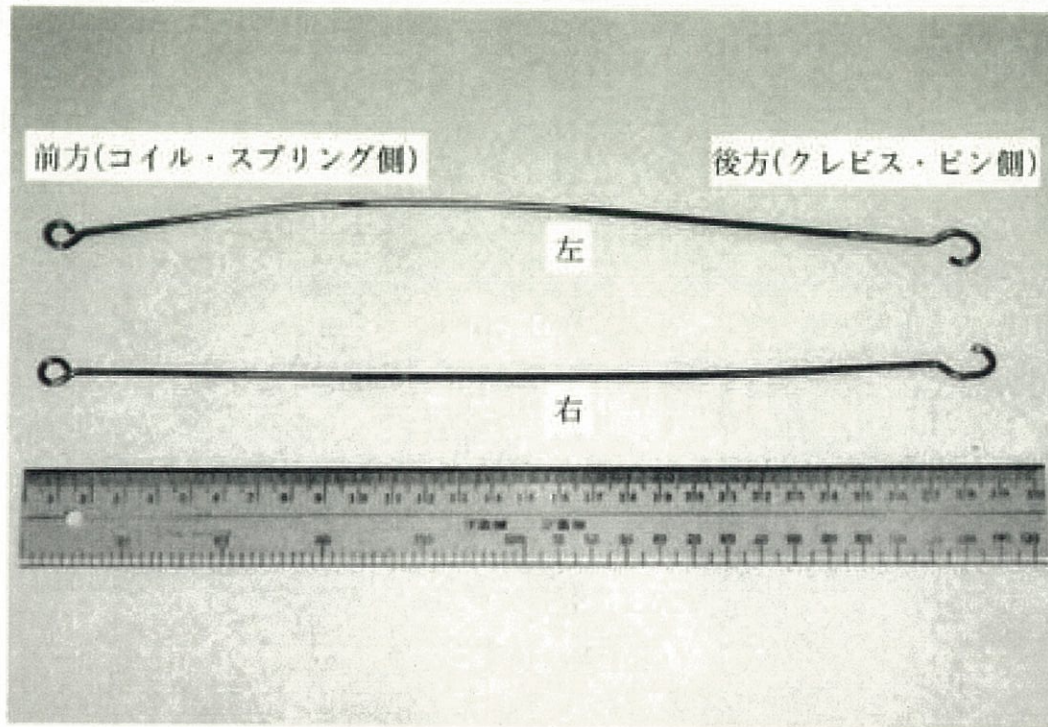


写真4 未使用のスプリング・アダプター

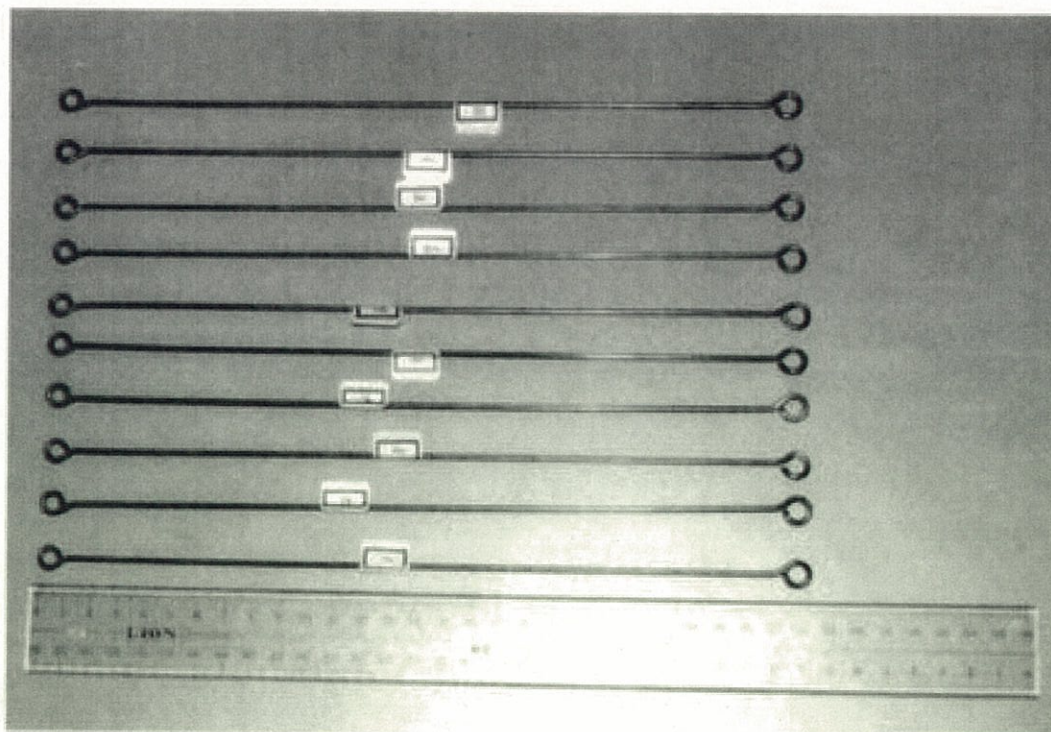


写真5 スプリング・アダプターとコイル
・スプリングの結合状態

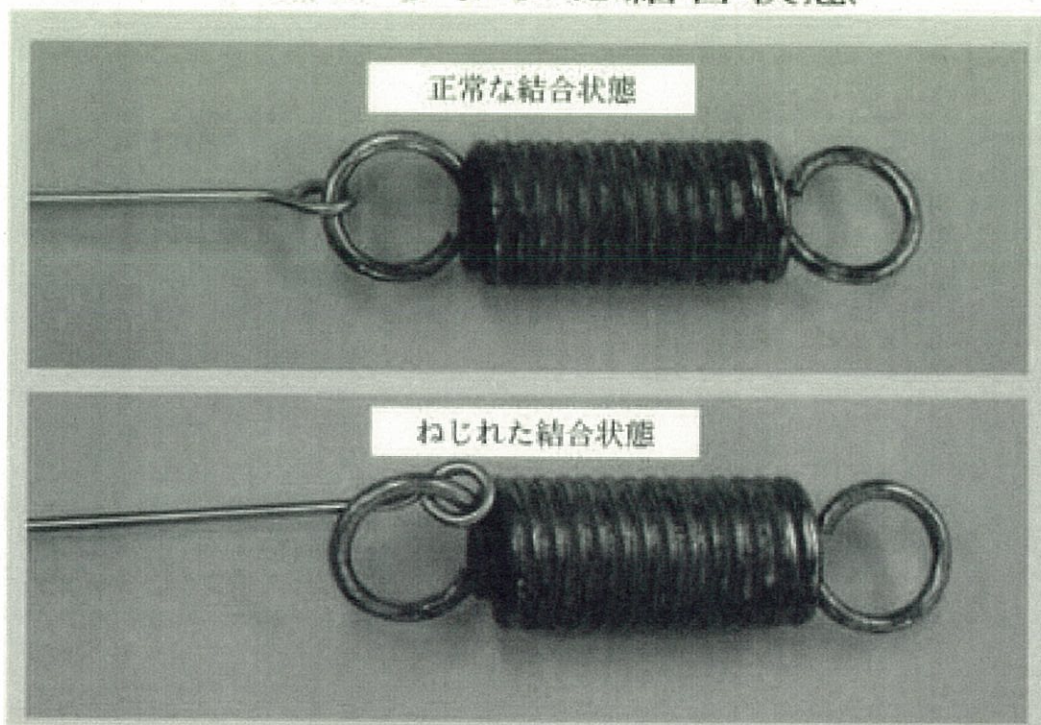


写真6 引張試験の状況

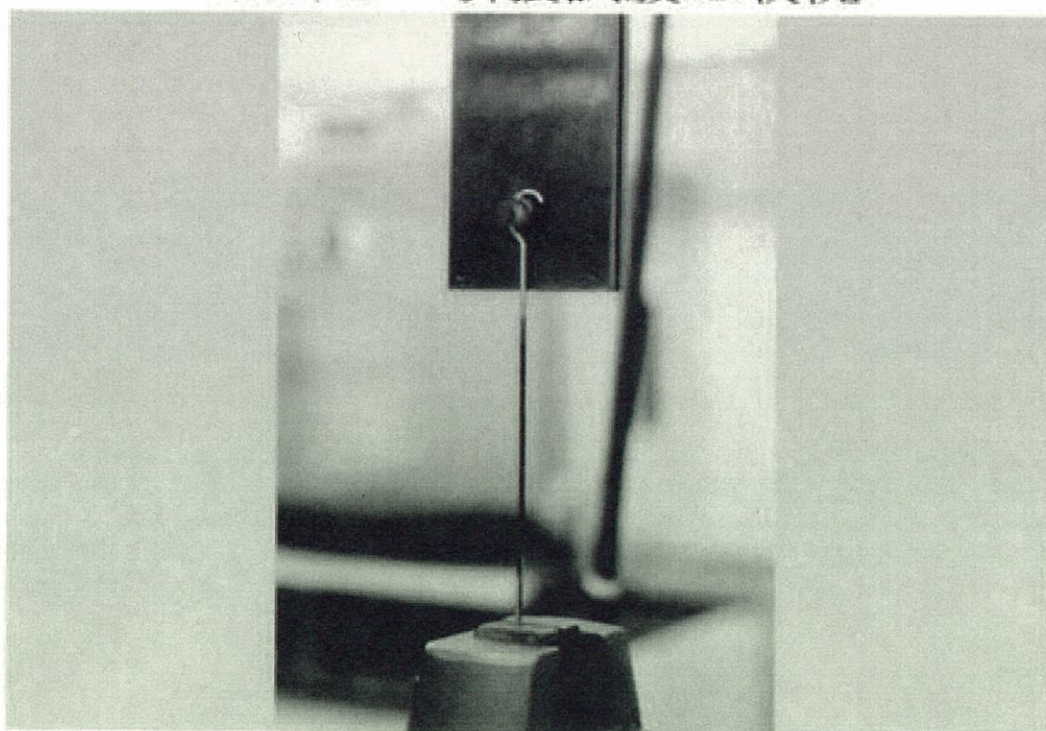


写真7 試験後のスプリング・アダプターの形状（引張静荷重試験）

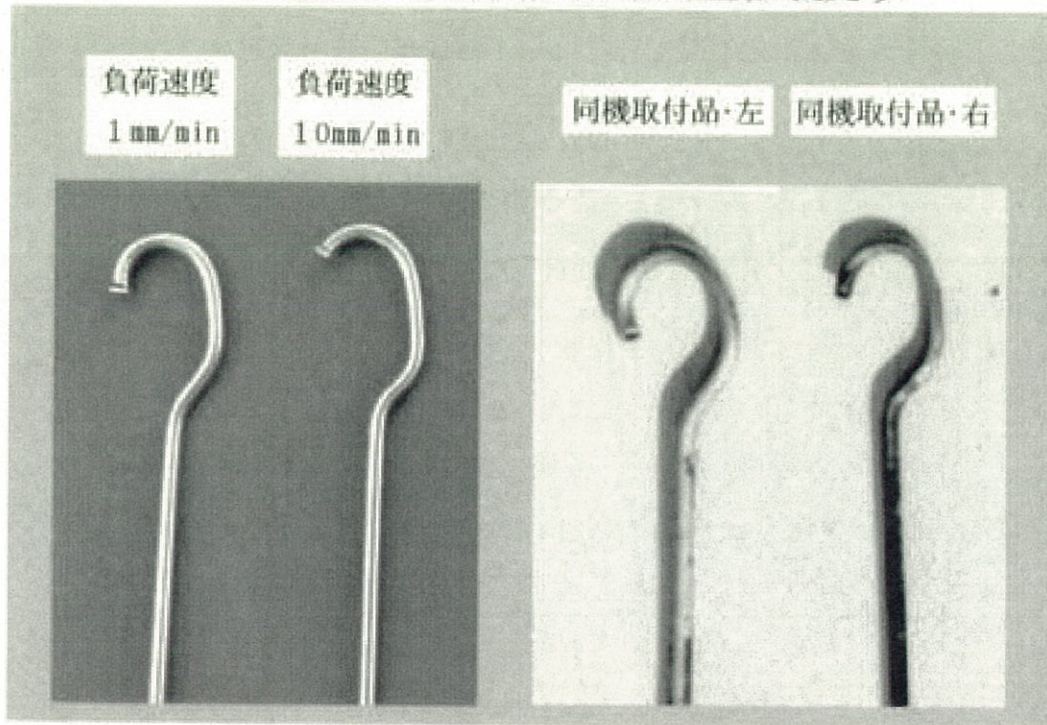


写真8 試験後のスプリング・アダプターの形状（引張疲労試験）

