

航空事故調査報告書
日本地域航空株式会社所属
セスナ式172NAT型JA3841
名古屋空港
平成6年4月26日

平成8年8月22日

航空事故調査委員会議決

委員長 竹内和之

委員 小林哲一

委員 川井力

委員 東口實

委員 相原康彦

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

日本地域航空株式会社所属セスナ式172NAT型JA3841は、平成6年4月26日11時54分ごろ、名古屋空港において、写真撮影飛行を行うため離陸位置に向かってエプロン誘導路を地上走行中、進行方向右側の駐機場においてエンジン試運転中であつた中日本エアラインサービス株式会社所属のフォッカー式F27マーク050型機の後流を受け、機体があおられて左主翼端等が誘導路面に接触した。

同機には、機長ほか同乗者1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6年4月26日、当該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6年4月27日～28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

2.1.1 飛行の経過

J A 3 8 4 1は、平成6年4月26日、写真撮影飛行のため、機長及び同乗者が搭乗し、名古屋空港のノース・エプロン（北側小型機駐機場）において、11時45分ごろ、エンジンを始動した。

同機は、11時52分過ぎ、タワーのグラウンド・コントロールと交信し、誘導路Lへの地上走行許可を受け、この際、誘導路W4付近を駐機場に向かって着陸後の地上走行を実施していたボーイング式B767型機の後を走行するよう指示を受け、同53分ごろ、地上走行を開始した。

同機は、誘導路WP2を經由し、エプロン誘導路を南南東に向かって走行した。

一方、同機が走行中のエプロン誘導路の進行方向右側の駐機場16番Bスポットでは、中日本エアラインサービス株式会社所属のフォッカー式F27マーク050型JA8875（以下「試運転機」という。）が、誘導路に機尾を向け、誘導路中心線からプロペラまで約70mの位置でエンジン試運転を行っていた。

同機は、誘導路W4と誘導路Lのほぼ中間のエプロン誘導路を走行中、試運転機の後方を通過した際、右側から試運転機のプロペラ後流を受け、機体があおられて左主翼端等が誘導路面に接触した。

事故発生の状況について、機長が述べている内容は次のとおりであった。

誘導路を走行中、試運転機は視界の中にはほぼ入っていたが、特に注意を払って見たわけではなく、当該機がエンジン試運転を実施中であることには、事故発生まで気付かなかった。

自機は、先行のB767型機に約300mの間隔を取って走行し、試運転機の真後ろに差しかけた頃、突然、機首が右に大きく偏向した。

左ラダーを踏み込んだが、その後は対応のいとまもなく、機体は左前方に大きく傾いて左主翼端が接地し、次いで機首が浮き上がった後、3点姿勢に復して、試運転機の真後ろから南南東約30mの誘導路上で南東を向いて停止した。

エンジンは自然に停止していたが、マスタ・スイッチをオフにして火災発生の危険がないか様子を見たが、その徴候はなかった。

事故機は、停止した位置でエンジンを再始動し、11時55分過ぎに、グラウンド・

コントロールと交信し、駐機場への地上走行の許可を得るとともに、その後、試運転機がエンジンを停止したとの情報を得て、試運転機の後方を通過して、出発時の駐機場に自力走行で戻った。

事故現場の誘導路上には、付図1のとおり、プロペラ接地痕（2ヶ所）、左主翼端接地痕（長さ約2m）及び尾部胴体下面の接地痕が認められた。

事故発生地点は、名古屋空港のW誘導路のエプロン誘導路上で、事故発生時刻は、11時54分ごろであった。

2.1.2 試運転機のエンジン試運転の実施状況

試運転機のエンジン試運転の実施状況について、試運転を行った整備士ほか関係者が述べている内容は次のとおりであった。

(1) 試運転実施の経過及び整備士等の配置

試運転機は、当日、中日本エアラインサービス株式会社の不定期便として、名古屋空港から高松空港に向けて運航中に、No. 1 エンジンの抽気系統に不具合が発生し、整備基地である名古屋空港において修理作業を実施し、引き続き、当日のその後の運航に供することとなった。

10時00分ごろ、整備担当者は、駐機場16番Bスポットでの離陸出力を含む試運転の実施について空港事務所に届出を行い、承認を得た。

試運転機は、名古屋空港に到着した後、No. 1 エンジンの関連部品を交換し、引き続き、11時26分ごろからエンジン試運転を実施して修復の確認を行ったが、不具合は修正されていなかったため、11時38分ごろ、一旦、試運転を中止した。

試運転機は、更に、別の関連部品を交換し、11時49分ごろから、2回目のエンジン試運転を開始した。

試運転時の整備士等の配置については、次のとおりであった。

機内では、確認整備士である一等航空整備士Aが、機長席に位置して試運転を実施し、三等航空整備士Bが、その補佐にあたった。

このほか機内には、当該機の次の運航便の搭乗整備士の三等航空整備士Cが、操縦室の後方の前方客室に位置して、修復作業に立ち会っていた。

機内と機外の監視員との間の連絡は手信号によるものであったが、機外との連絡専門の要員は機内に配置されていなかった。

試運転機は、1回目の試運転を開始する11時26分ごろ、グラウンド・コントロールに対し試運転の実施を通報し、それに対する了解の旨の応答を得たが、その後は交信はしなかった。また、試運転中、A及びBは、グラウンド・コントロールの周波数をモニタしていたが、自機への呼び出し以外には注意して聞い

ておらず、事故機が地上走行を開始する際にグラウンド・コントロールとの間で行った交信を含め、他機の交信については聴取していなかった。

機外では、整備員D（航空整備士の技能証明は有していない。）が監視員の業務についていた。

また、一等航空整備士Eが電源車による支援業務につき、整備員F（航空整備士の技能証明は有していない。）がEから整備士の業務訓練を受けていた。

(2) 試運転の実施及び監視の状況

11時49分ごろ、Aは2回目の試運転を開始し、先にNo. 1エンジンを、次いでNo. 2エンジンを始動し、11時54分ごろ、両エンジンを離陸出力に増加させた。

両エンジンとも離陸出力の状態、AはBと連携して、各エンジンのフェューエル・トリミングを、それぞれ約15秒間実施し、この間、Aはエンジンのトルク計と時計を注視し、Bはメンテナンス・アンド・テスト・パネルのスイッチ操作を実施した。

試運転機の前方約25mの監視位置についていたDは、No. 1エンジンに係わる整備作業が行われた後の試運転であったので、No. 1エンジンに、オイル・リーク等の異常がないかを点検するため、主として、機体の左側に注意を向けていた。

Dは、その視界内に、試運転機の右後方のエプロン誘導路を走行して来る事故機を認め、機内のAに対して、エンジン停止の手信号を送った。

Dが事故機を認めた時には、事故機はまもなく試運転機の右主翼端の後方に差しかかる頃であった。

事故機は速度を変えず試運転機の後方に進んで来たが、機内のAは顔を計器に向けたままで、エンジン停止の手信号に気付かなかった。

Dは試運転機の操縦室の前方に接近しながら手信号を送り続けたが、Aは手信号に気付かず、試運転機の両エンジンは離陸出力のままであった。

事故機は、試運転機の真後ろを通過した頃、右主翼が浮き上がり、左に傾いて左主翼端が接地し、その後、正常姿勢に復帰し、試運転機の左後方の誘導路上に停止した。

なお、Eは、エンジン始動終了後、電源車を機体の右前方約35mの位置に移動し、電源車を停止して試運転機を見たところ、既に事故が発生していた。

また、Fは、徒歩で電源車の駐車位置まで移動した後、試運転機を見た時には、事故機が試運転機のほぼ真後ろを通過中であった。

機内のAは、フェューエル・トリミングが終了し、11時55分ごろ、両エンジンを離陸出力からグラウンド・アイドルに絞り、外を見た。この時、初めてD

の手信号に気づき、Dが整備作業を行ったNo. 1エンジンの外部に異常を認め、エンジン停止の合図を送っているのかと思い、当該エンジンを窓越しに見た。

Aは、No. 1エンジンを見た限りでは異常を認めなかったが、合図に従って、両エンジンを停止し、その後、操縦室の窓を開けて、Dから状況を聞き、この時、初めて事故が発生したことを知った。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

なし

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

プロペラ・ブレード	2枚とも先端から約10cmの部分で後方に湾曲、先端部損傷
主翼	左主翼破損
胴体	後部胴体変形、タイダウン・リング損傷

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

なし

2.5 乗組員等に関する情報

2.5.1 乗組員に関する情報

機長 男性 27歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）

第13692号

平成5年11月12日

限定事項 陸上単発機

平成4年3月27日

陸上多発機

平成4年6月1日

第1種航空身体検査証明書

第16590085号

有効期限

平成6年12月4日

総飛行時間

462時間30分

同型式機による飛行時間

222時間15分

最近30日間の飛行時間

10時間22分

2.5.2 試運転機の整備士等に関する情報

- (1) 整備士A 男性 29歳 機長席で試運転を実施
一等航空整備士技能証明書(飛行機) 第5844号 平成5年7月2日
限定事項 陸上多発機 フォッカー式50型
- (2) 整備士B 男性 25歳 機内で試運転を補佐
三等航空整備士技能証明書(飛行機) 第4818号 平成元年4月26日
限定事項 陸上単発機
- (3) 整備士C 男性 22歳 機内で修復作業に立会
三等航空整備士技能証明書(飛行機) 第5475号 平成4年4月14日
限定事項 陸上単発機
- (4) 整備員D 男性 25歳 地上監視
航空整備士の技能証明を有していない(訓練中)
入社年月日 平成4年4月1日

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	セスナ式172NAT型
製造番号	第17272499号
製造年月日	昭和54年4月6日
耐空証明書 有効期限	第大5-298号 平成6年8月1日
総飛行時間	4,060時間28分
定時点検(200時間点検 平成6年4月4日実施)後の飛行時間	5時間54分

2.6.2 エンジン

型 式	ライカミング式O-320-D2J型
製造番号	L9248-39A
製造年月日	平成元年11月10日
総使用時間	5,310時間02分
定時点検(200時間点検 平成6年4月4日実施)後の使用時間	5時間54分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は約2,115lb、重心位置は約42.8inと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量2,300lb、事故当時の重量に対応する重心範囲36.7~47.3in)内にあったものと推定される。

2.7 気象に関する情報

東京管区気象台名古屋航空測候所における事故発生時刻前後の観測値は、次のとおりであった。

11時30分 風向 変動、風速 1kt、視程 15km、雲 SCT 15,000ft
高積雲、気温 24℃、露点温度 0℃、QNH 29.78inHg
12時00分 風向 320°(変動200°~030°)、風速 7kt、視程 15km、
雲 SCT 3,000ft 積雲、気温 26℃、露点温度 0℃、
QNH 29.77inHg

2.8 その他必要な事項

2.8.1 試運転機に関する情報

(1) 型式等

航空機の型式はフォッカー式F27マーク050型で、エンジンはプラット・アンド・ホイットニー式PW125-B型を2基装備し、プロペラはダウティ・ロートル式R352/6-123F/1型を2基装備している。

(2) 後流に関する情報

当該機の製造会社のファシリティ・プランニング・マニュアルによれば、地上運転時の後流によるハザードス・エリアは、離陸出力時にはプロペラ回転面の後方約84mまでの範囲、同アイドル出力時には同後方約28mまでの範囲となっており、離陸出力時のハザードス・エリア及び同エリア内の風速分布は付図2のとおりである。

(3) DFDRに記録されていた試運転の状況

試運転機に搭載されていたDFDRには、11時49分ごろから2回目の試運転が開始され、両エンジンとも、11時54分15秒ごろ~同54分50秒ごろまでの約35秒間、離陸出力で運転され、その後、グランド・アイドルに絞られ、同55分30秒ごろ停止されたことを示すデータが記録されていた。

2.8.2 名古屋空港における駐機場における試運転の実施について

事故当時、名古屋空港においては、固定翼機のエンジン試運転は駐機場のスポットで実施されており、名古屋空港エプロン運用規程（名管情第033号 平成元年3月6日、一部改正 平成3年11月1日）第5条（エンジンの試運転）により、次のとおり定められていた。

- 1 航空機エンジンを試運転する場合は、その都度、情報官の承認を得るとともに、空港周辺住民への騒音を考慮して実施しなければならない。
- 2 試運転中は、常に管制塔の周波数をモニタし地上に監視員を配置して、他

の航空機及び人又は物件に危害を与えないように注意すること。

2.8.3 試運転機の試運転実施時の人員配置等に関する規定

事故当時、中日本エアラインサービス社においては、試運転時の機内外における人員の配置及び相互の間の連絡について、具体的に定めた試運転実施要領等の規定は整備されていなかった。

ただし、同社が整備員の訓練に使用している訓練資料の中の「ENG RUN UP」の項には、次の注意事項が記述されていた。

2 地上安全で最も注意すべきこと

(4) PROP後流の影響

3 RUN-UP時の一般的な注意事項

(1) 指定されたENG RUN-UP AREAに飛行機を正しくPARKさせPROPELLER後流面に影響するものがないか確認する。

(6) ENG及び機体の各部より、FUEL、OIL、HYD等のLEAKがないことを確認する。

(13) 運転中、運転実施者と常時連絡できる地上監視者を配置し、周囲の危険防止に万全を期し、危険が予想された場合は直ちに運転実施者に連絡する。又、運転者も運転計器にのみ注視することなく、機外にも留意し、非常の際、速やかな処置がとれるようにする。

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、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3 調査の結果から、同機は事故発生まで異常はなかったものと推定される。

3.1.4 当時の気象は、事故に関連はなかったものと推定される。

3.1.5 試運転機の監視員Dは、整備作業を実施したNo. 1エンジンに注意を払っていたとのことであり、このため全般の監視が不十分となり、No. 1エンジンの方向

とは反対側の北北西から走行して来た事故機の発見が遅れたものと推定される。

また、監視員の配置が、機体前方の1名のみで、機体の後方の誘導路に近い位置に配置されていなかったため、事故機の発見が遅れるとともに、試運転機の後流によるハザーダス・エリア内に入る手前で、事故機に一時、待機してもらう措置も取れなかったものと考えられる。

3.1.6 事故機を認めた監視員Dは、直ちに、エンジン停止の合図を手信号で送ったが、試運転機は、両エンジンとも離陸出力の状態でのフューエル・トリミングが行われており、この間、試運転実施者Aは計器を注視しており、また、補助者等の他の2名も機外を見ていなかったため、監視員の合図は機内に伝わらず、離陸出力のまま、試運転が続けられたものと推定される。

監視員の合図が適時に試運転実施者に伝わらなかったのは、監視員と機内との連絡手段として航空機インタホーンが使用されていなかったこと、連絡手段が手信号のみであったにもかかわらず、機外との連絡専門要員が機内に配置されていなかったこと等、連絡系統の設定が十分ではなかったことによるものと考えられる。

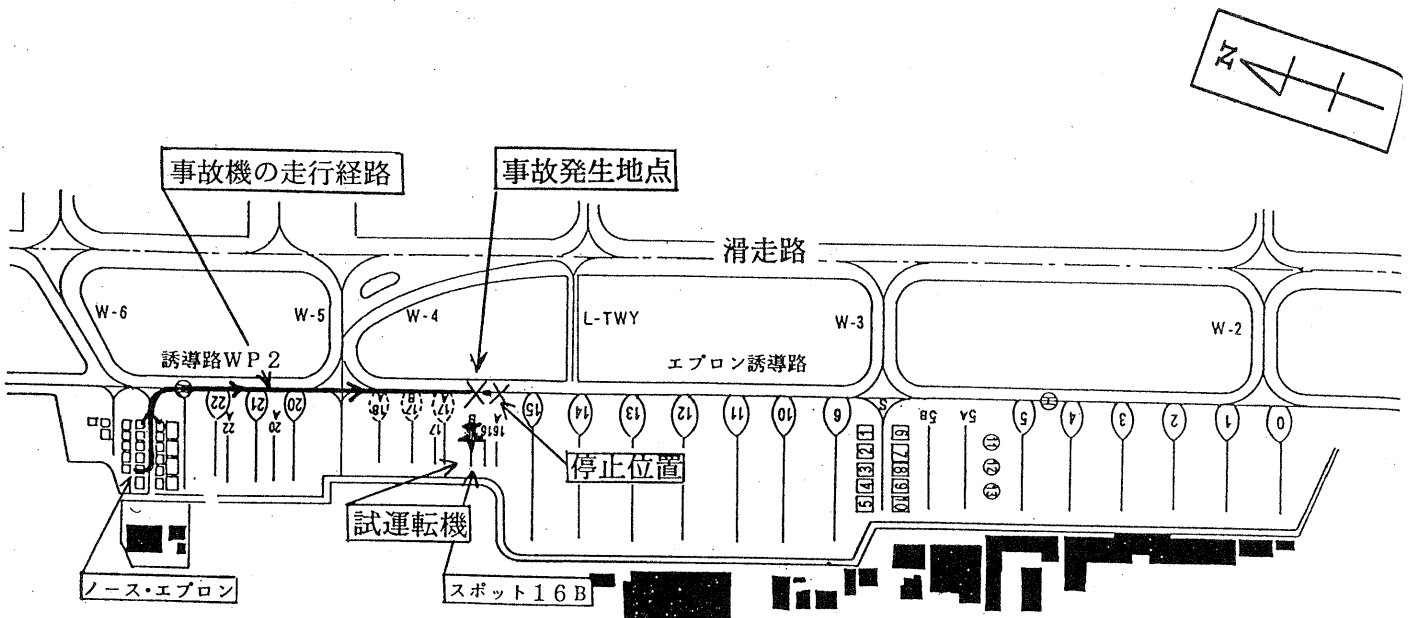
3.1.7 事故機は、両エンジンとも離陸出力で運転中であった試運転機のプロペラの後方約70mのエプロン誘導路を走行中、右方から約20m/s程度の後流を受けて、機体があおられ、左主翼端等が誘導路面に接触して機体を損傷したものと推定される。

4 原因

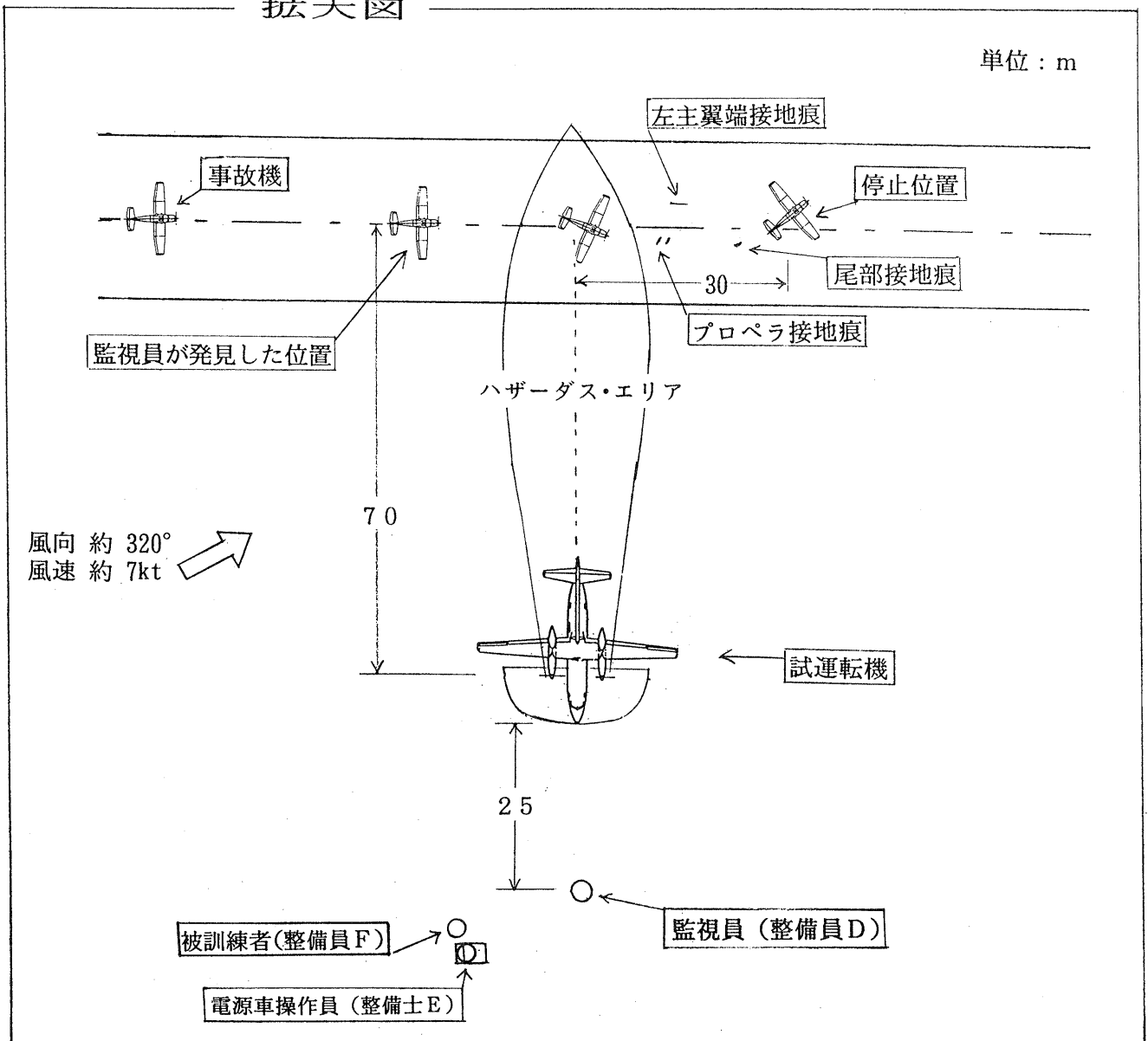
本事故は、同機が、駐機場においてエンジン試運転を実施していた航空機の後方のエプロン誘導路を走行した際、その後流を受けて機体があおられ、左主翼端等が誘導路面に接触して機体を損傷したことによるものと推定される。

これには、試運転機の監視員の配置、監視の実施及び監視員と試運転機の機内との連絡が適切でなかったことが関与したものと考えられる。

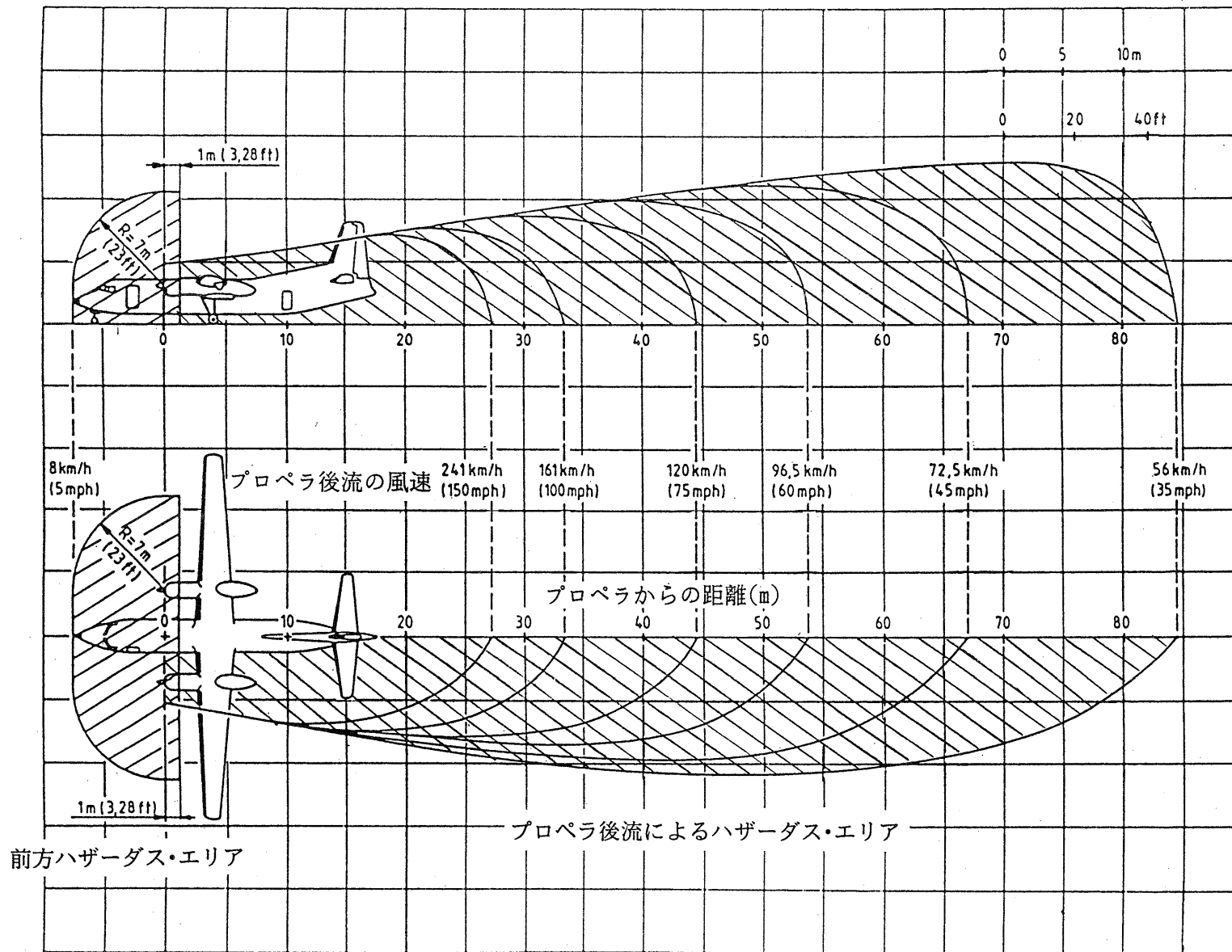
付図 1 事故現場見取図



拡大図



付図2 フォッカー式F-27マーク050型機の地上運転
 (両エンジン離陸出力)時のハザードス・エリア



付図3 セスナ式172NAT型
三面図

単位：m

