航空事故調査報告書

大阪エアウェーズ株式会社所属
ベル式206L—1型JA9233
鳥取県日野郡江府町美用
昭和55年12月22日

昭和５７年１２月８日
航空事故調査委員会議決（空委第３２号）

委員長　八田桂三
委　員　榎本善臣
委　員　糸永吉運
委　員　小一原　正
委　員　幸尾治朗

1　航空事故調査の経過

1.1　航空事故の概要

大阪エアウエーズ株式会社所属ベル式２０６Ｌ−１型ＪＡ９２３３は、昭和５５年１２月２２日、報道取材のため八尾空港から美保飛行場へ向けて飛行中、エンジンが停止し、１０時２５分ごろ鳥取県日野郡江府町美用の積雪した水田に不時着した。

同機には、機長、整備士のほか同乗者３名計５名が搭乗していたが死傷者はなかった。

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　事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和５５年１２月２２日正午ごろ運輸大臣より事故発生の第一報を受けた。

同委員会により当該事故の調査を担当する者として主管調査官ほか1名が指名された。

エンジン分解調査にあたっては、科学技術庁航空宇宙技術研究所の協力を得た。

1.2.2　調査の実施時期

昭和55年12月22日～24日　　現場調査

昭和56年　2月　4日～　6日　　残がい調査

昭和56年　3月10日～12日　　エンジン分解調査

昭和56年　4月　3日～　7月　2日

タービン・セクションのアリソン社による技術調査

昭和56年　6月11日～12日　　補機機能試験

昭和56年　7月　9日　　計器機能試験

昭和56年　8月10日～12月20日

タービン・セクションの損傷確認調査

1.2.3　原因関係者からの意見聴取

原因関係者として機長から昭和57年11月29日意見聴取を行った。

2　認定した事実

2.1　飛行の経過

JA9233は、報道取材のため昭和55年12月22日、八尾空港を離陸して大阪市淀川場外離着陸場（以下「淀川ヘリポート」という。）に立寄った後美保飛行場へ飛行の予定であった。

整備記録によれば、同機は整備士により飛行前整備点検を受けており、異常は認められなかった。

機長は、08時30分ごろ、八尾空港事務所に飛行計画を提出した。これによれば、同機は、運航速度100ノット、有視界飛行方式により八尾空港を出発して淀川ヘリポートに立寄り、姫路－津山－大山を経由して美保飛行場に向かう予定となっていた。なお、同機には、八尾空港にて機長、整備士が搭乗し、途中淀川ヘリポートにて報道関係者3名が更に搭乗することになっていた。

同機は、09時08分ごろ八尾空港を離陸し、09時15分ごろ淀川ヘリポートに着陸してエンジンを運転状態のまま報道関係者3名を乗せ、09時18分ごろ美保飛行場に向けて同ヘリポートを離陸した。

その後、所定コースに沿い、１０時２２分ごろ、岡山、鳥取県境付近上空を計器指示高度約4,500フィート、対気速度１００～１１０ノットで飛行中、機長は、エンジン潤滑油圧力計（以下「油圧計」という。）の指針がその運用範囲内ではあるが約１５ｐｓｉの幅で比較的緩徐に振れているのに気がついた。整備士と共に各計器、及び警報灯の点検を行ったところ、当該油圧計のほかには、不具合が認められなかったので、エンジン関連計器に特に留意しつつ目的地に向け飛行を継続した。油圧計の針振れを認めて１分４０～５０秒後、突然大きな異音が発生すると共に、機首が左に約１００度偏向して高度が低下し、同時にエンジン音が消失してエンジン停止の警報音が鳴り、エンジン・アウト及びジェネレータ・フェイル・アウトを示す警報灯が点灯した。機長は、直ちに不時着を決意し、コレクテイブ・ピッチ・レバーを下げてオートロティーション操作に入ると共に、右前方の谷間に積雪におおわれた水田と思われる平地を不時着地点と定め、対地高度も十分に余裕があったので機首の左偏向にあわせて左降下旋回を継続し、最終機首方位約２４０度、対気速度５０～７０ノットで、これに進入した（付図４参照）。積雪におおわれた不時着予定地点のわずか手前で通常よりやや高い高度でフレア操作して行き足を停めた後着地操作を行ったが、落着ぎみに接地し、前傾約１７度、右傾約１２度の前のめりの姿勢で停止した（付図６及び写真１参照）。直ちに整備士が外に出て火災発生に備えメインロータが停止した時点で機長を最後に残りの搭乗者全員が機外に出た。

同機のテール・コーン部分が破断されて、同機の周辺に散乱していた（付図５参照）。落着地点は、鳥取県日野郡江府町美用の大山山ろくの斜面を切り開いて作られた階段状水田地帯（標高約４８０メートル）の２つの水田の境（段差約９５センチメートル）であり、付近一帯は約４５センチメートルの積雪があった。事故発生時間は１０時２５分ごろであった。

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（部品を含む。）の損壊に関する情報

2.3.1　損壊の程度

大　　破

2.3.2　各部の損壊状況

(1)　エンジンのガス・プロデューサ（以下「G.P」という。）・第１段タービン・ホイールが破断分離してタービン・セクションを損傷し、エンジン外に飛び出してエンジン・コンパートメントの床上にその主要部分が落ちていた。

(2) ダブル・チェック・バルブ及びパワータービン・ガバナへの空気配管並びに付近の電気配線が飛散したG.P第1段タービン・ホイールにより破断していた。

(3) エンジン・カウリング・サイドパネルは飛散したG.P第1段タービンホイールにより破損していた。

(4) メインロータの両ブレードはテールコーンとの接触により破断していた。

(5) テールロータの両ブレードはテール・コーンの破断により脱落破損していた。

(6) テール・コーンはテールフインと共にメインロータ・ブレードとの接触により破断していた。

(7) テールロータ・ドライブ・シヤフトはメインロータ・ブレードとの接触により破断していた。

(8) ホリゾンタル・スタビライザはメインロータとの接触により破断していた。

(9) 胴体下面は一部変形していた。

(10) 降着装置は変形破損していた。

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

損壊なし

2.5 乗組員その他の関係者に関する情報

機長　男性　29才

事業用操縦士技能証明書　第6952号

昭和53年1月25日取得

限定事項　ベル47型、ベル型206型

総飛行時間　957時間35分

同型式機による飛行時間278時間17分

最近30日間の飛行時間21時間15分

第1種航空身体検査証明書第12391077号

有効期間昭和55年2月10日から昭和56年2月9日まで

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式　ベル式206L−1型

製造番号　第４５２４５号

製造年月日　昭和５４年５月１７日製造

耐空証明　第大－５５－１４９号

昭和５６年８月３日まで有効

総飛行時間３１０時間４６分

定時点検後飛行時間　昭和５５年８月２８日臨時(注)１００時間点検実施後６８時間２６分

(注)他の型式機の事故に伴う小型機の一斉臨時点検である。

2.6.2　エンジン

型式　アリソン式２５０－Ｃ２８Ｂ型

製造番号　ＣＡＥ－８６０１３５

製造年月日　昭和５４年３月２１日製造

総使用時間　３１０時間４６分

定時点検使用時間　昭和５５年８月２８日　臨時１００時間点検実施後　６８時間２６分

2.6.3　重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は3,531ポンド、重心位置は前後方向１２３インチ、横方向－0.06インチと推算され、いずれも許容範囲（最大許容全備重量4,050ポンド重心範囲前後方向118.6～127.6インチ、横方向＋3.5～4.0インチ）内にあったものと認められる。

2.6.4　燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ＪＰＡ－１、潤滑油はＭＩＬ－Ｌ－２３６９９で、いずれも規格品であった。

2.7　気象に関する情報

事故発生時前後における鳥取地方気象台美保空港出張所（事故現場の３０５度、約38キロメートル）及び岡山地方気象台津山測候所（１８５度、約４５キロメートル）の気象観測値は、それぞれ次のとおりであった。

（美保）　１０時００分、風向１８０度、風速４ノット、規程３２キロメートル、雲量1／8、積雲　雲高2,500フィート、雲量3／8、層積雲　雲高4,500フィート、雲量6／8、絹雲　雲高22,000フィート、気温３度Ｃ、露点温度２度Ｃ、ＱＮＨ30.21インチ／水銀柱。

１１時００分、風向２２０度、風速２ノット、規程３２キロメートル、雲量1／8積雲　雲高2,500フィート、雲量3／8、高積雲　雲高10,000フィート、気温５度Ｃ、露天温度２度Ｃ、ＱＮＨ30.19インチ／水銀柱。

（津山）　０９時００分、風向南東、風速0.7メートル／秒、規程５キロメートル、もや、

雲量８／１０、３割積雲、２割層積雲、２割高積雲、４割絹雲、気温－0.2度C、気圧１０２４.４ミリバール。

１０時００分（自動記録器）、風向東南東、風速0.8メートル／秒、気温０度C。

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 エンジン及び補機の調査

(1) エンジンの外観調査

(ア) タービン・セクションのG・P・サポート・アセンブリ前方部外周に２カ所のスリット状破孔があった。その位置は時計文字盤による約１時より約３時まで（孤の長さ約１１センチメートル、幅３センチメートル。)また約６時より約１１まで(孤の長さ約２６センチメートル、幅約４センチメートル。)であった。なお、以後エンジンの左右とはエンジンを後方（コンバッションセクションのある方をいう。)から見てのものをいう。

(イ) 左右のコンプレッサ・デイス・チャージ・チューブの内側にもスリット状の破孔があった。

(ウ) ダブル・チェック・バルブ及びパワー・タービン・ガバナーへの空気配管並びにタービン・アウトレット・テンペラチャ・フレキンブル・サーモ・カップル・ハーネスが切損していた。

(2) エンジンの分解調査（付図３参照）

(ア) タービン・セクションを除くコンプレッサ、アクセサリ、ギァボックス、コンバスションの各セクションには損傷は認められなかった。

(イ) タービン・セクションの損傷状況等は次のとおりであった。

(a) G.P.タービン・スラスト・ベアリング（以下「第８ベアリング」という。）があるG.P.タービン（以下「G.P.T」という。)のサポート・アセンブリ部分にあるベアリング・サポート・オイル・サンプ・アセンブリのサンプ・エリア・スナップリングが緩み、同ベア ング・サポート・オイル・サンプ・アセンブリの前面側にカーボンが推積し、その中央部にへこみがあった。

(b) G.P.第１段タービン・ノズル及びダイヤフラムの前面側にG.P第１段タービン・ホイールの破断．飛散による二次的損傷があった。同ノズル及びダイヤフラムの前面は荒れていて変形が有った。また、G.P第１段タービン・ホイールの破断飛散による二次的損傷を受けていなかったクーリング・エアー・ホールは、その６０

パーセントのもの－20個中12個－に大きな半径方向のき裂が発生していた。

(c) G.P.第1段タービン・ホイール（38枚のブレード、前方カービック・カップリング部及び後方スタブ・シャフト部が一体鋳造されている。)の外周約3分の1の部分（ブレード14枚分）が分離飛散し、後方スタブ・シャフトはホイール・ハブ部で破断分離していた。

G.P.第1段タービン・ホイールの残存主要部分にあるブレードは程度の差こそあれ本ホイール各部の破断分離による二次的損傷を受けていた。また、同ホイールの前面及び後面に擦過傷、特にリム部に強い擦過傷が認められた。更にG.P.第1段タービン・ホイールと第2段タービン・ホイールとをつないでいるタイ・ボルトは、その両端が切断され、曲った状態で本ホイール・ハブ部内にとどまっていた（写真2及び3並びに付図1参照）。

(d) G.P.第2段タービン・ノズル及びダイヤフラムの後面側は、G.P第1段タービン・ホイールの破断、飛散による二次的損傷を受けており、前面側は、ベーン後縁外周部に打痕が認められた。

(e) G.P.第2段タービン・ホイールのブレード前縁先端部が損傷し、また、本ホイールのカービック・カップリングはG.P第1段タービン・ホイールの破断、飛散による二次的損傷を受けていた。

(f) パワー・タービン（以下「P.T」という。）サポートのフランジ部が変形していた。

(g) P.T.第3段タービン・ノズル及びP.T.第4段タービン・ノズルのベーンにわずかの打痕があり、また、両者のダイヤフラムのエア・シールに接触摩耗が認められた。

(h) P.T.第3段タービン・ホイール及びP.T.第4段タービン・ホイールのブレードにわずかの打痕があり、両者のエア・シールに接触摩耗が発生していた。また、P.T.第4段タービン・ホイール前方のカービック・カップリングの内外面及びこれに連結している出力軸にカーボンが付着していた。

(i) オイル・ポンプ・アセンブリの歯車及びハウジングに異常は認められなかった。

(j) マグネテック・チップ・デイテクタの磁極に金属片は付着していなかった。

(3) 補機の機能試験及び分解調査G.P.フューエル・コントロール、P.T.ガバナ、フューエル・ノズル及びエアー・ブリード・バルブを調査した結果、持段の異常は認められなかった。

2.8.2　計器の機能試験

トルク圧力計、G.P回転計及びエンジン滑油温度並びに圧力計を調査した結果、持段の異常は認められなかった。

3　事実を認定した理由

3.1　解析のための試験及び研究

同機のエンジンのタービンセクションのG.P.Tサポート・アセンブリ、G.P.第1段タービン・ノズル及びダイヤフラム、G.P.第1段タービン・ホイールなどを製造者であるアリソン社に送付し、詳細調査を依頼した。その結果は次のとおりである。

(1)　G.P.T・サポート・アセンブリ部の調査結果

(a)　G.P.T・ベアリング・サポート・オイル・サンプ・アセンブリの中央部のへこみは、エンジン破断時にタービン・タイボルト及びタービン・タイボルト・スパナーナットが当該部分にぶつかって生じたものと思われる。

(b)　第8ベアリング・リテーナ・プレートは、エンジン破断前からあったのか又はエンジン破断のために生じたのか分からないが、後方へ凸形に変形していた。また、同プレートは、その外側エッヂ部のみがオイル・サンプ・アセンブリ及びサポート・アセンブリと接触していたに過ぎなかった。

(c)　メタリック〝U〟リング・ガスケット（以下「〝U〟リング・ガスケット」という。）の寸度及び圧縮力には持段の異常はなかったが、その表面にオイルの残留が認められるとともに、わずかながら変色箇所があったのでオイルが漏洩した可能性がある（写真7.8参照）

(d)　オイル・サンプ・アセンブリ部の各種部品や組付部の寸法計測を行ったが、いずれも寸法規格に適合しており、これら部品や、組付部の不具合によってG.P.第1段・タービン・ホイール後面のコンパートメントへの油漏れが生じたという証拠は見出されなかった。

(e)　G.P.Tサポート・アセンブリの前面部及び同アセンブリの後方にあるオイル・サンプ・アセンブリの前面側にカーボンが推積していた。このカーボンの推積は、同アセンブリの中心部に残存していたG.P第1段タービン・ホイール・スタブ・シヤフトの破断面にも全く同様に認められていて、エンジン破断後オイル・サンプ・アセンブリ部が高

温となったため潤滑油が炭化して生じたものと考えられる。

なお、P.T.第4段タービン・ホイール・カービック・カップリング及びそれに続くP.T.出力軸のカーボン推積（2.8.1(2)(h)参照）も、同様の過程により生じたものと思われる。

(f) 第8ベアリングは、自由に回り特に異常はみられなかった。

(g) G.P.T.サポート・アセンブリの静構造材のすべての破断面〔2.8.1(1)参照〕は、他の部品による衝撃のため発生した急速破壊の特性を示しており、G.P第1段タービン・ホイールの破断、分離、飛散の際に生じたものと認められる。

(2) G.P.第1段タービン・ノズル及びダイヤフラム部の調査結果

(a) 材料分析の結果、G.P.第1段タービン・ノズルはX40、ダイヤフラムはハステロイXの材料規格に適合していた。

ハステロイXには非常に少量（0～0.04パーセント）しか燐は含まれていない。

(b) G.P.第1段タービン・ノズル・ダイヤフラムの後面側には圧縮器出口圧力の圧縮空気が導かれ、前面側はG.P.第1段タービン・ノズル出口圧力になっている。このダイヤフラム前後両間の圧力差により、G.P第1段タービン・ノズル・ダイヤフラムの外周にある前方へ凸形の環状部先端付近にあるクーリング・エア・ホール（付図2及び写真5参照）から圧縮空気が前方へ噴出し、G.P.第1段タービン・ホイール・リム部に吹きつけることにより同ホイールを冷却する様になっている。一方、G.P.T、ベアリング・サポート・オイル・サンプ内のブリーザ圧力は、専用のスカベンジング・オイル・ポンプにより上記第1段タービン・ノズル・ダイヤフラム前面部即ち、G.P.第1段タービン・ホイール後面のコンパートメントの圧力より低圧に保たれている。このため、第8ベアリングに噴きつけられた潤滑油は、G.P.T.ベアリング・サポート・オイル・サンプを経て、スカベンジングオイル・ポンプにより排出されるが、その際この油がG.P第1段タービン・ホイール・スタブ・シャフトと第8ベアリング・サポートとの間にあるラビリンス・エア・シールを通って、G.第1段タービン・ホイール後面のコンパートメントへ漏洩するようなことはない様になっている。

また、G.P.T.ベアリング・サポート・オイル・サンプの後方外面と燃焼室の前方壁を形づくるG.P.第1段タービン・ノズル・シールドとで形成する空間は、G.P.第1段タービン・ノズル・ダイヤフラムの後面側と通じていて、圧縮機出口圧力の圧縮空気で冷却される様になっており、その空間とブリーザ圧力であるG.P.T・ベアリング・サポート・オイル・サンプとの気密は、G.P.Tベアリング・サポート.オイル・

サンプ・アセンブリとG．P．Tベアリング・サポート・アセンブリ間の〝U〟リング・ガスケット〔 3.1.1 (c) 参照 〕により保たれるようになっている。

(c) G．P第1段タービン・ノズル・ダイヤフラム前方側のクーリング・エア・ホール、付近の表面は、ひどく荒れておりまた、エンジン破断に伴う二次的損傷を受けていないクーリング・エア・ホールの60パーセントのものには半径方向に大きなき裂が入っていたので、クーリング・エア・ホール近傍の前側表面をX線マイクロ（波長分散型）分析を行って調査したところ、同部分は燐の含有率が非常に高い（約10.9パーセント）表面酸化層、次いで、その約2倍位の厚さの少量（0.9～1.2パーセント）の燐がベース・メタルであるハステロイX中に拡散した第二層及びその更に内側の燐のない結晶構造のはっきり見える正常なハステロイXよりなっていることが分かった。クーリング・エア・ホールのダイヤフラム前面側エッヂ部に燐が拡散しているのは、クーリング・エア・ホールが燐の拡散するのに十分な高温に達していたことを示している。研究の結果、この燐は、燐を含んでいるエンジン潤滑油（MIL－L－23699）がクーリング・エア・ホールの近傍で燃焼したことによるものと推定された。

(d) 本来存在しないはずの潤滑油がG．P第1段タービン後面のコンパートメント内に入ってクーリング・エア・ホールの近くで燃焼したのは、ブリーザ圧力であるG．P．Tベアリング・サポート・オイル・サンプと圧縮機出口の圧縮空気圧力であるその後方コンパートメントとの間の気密を保つ〝U〟リング・ガスケット漏洩が生じ〔 3.1.1 (c) 参照 〕、オイル・サンプ内のブリーザ圧力が高まって、G．P．第1段タービン・ホイール後面のコンパートメントの圧力より高くなったため、G．P．第1段タービン・ホイール・スタブ・シャフトのラビリンス・エア・シール部より潤滑油ミストが、G．P．第1段タービン・ノズル出口圧力である燃焼ガスとクーリング・エア・ホールよりの冷却空気との混合気の入っているG．P．第1段タービン・ホイール、後面のコンパートメント内に洩れこみ、同ミストやその熱分解ガスなどが新鮮な圧縮空気の噴出するクーリング・エア・ホール近辺で何らかの機会に点火燃焼したものと考えられる。

(3) G．P．第1段タービン・ホイールの調査結果

(a) 材料分析の結果、本ホイールはM246の材料規格に適合していた。

(b) エンジン・コンパート床より回収された本ホイール主要部分の蛍光探傷検査を行ったところ、リム外周部のブレード前縁側（ホイール後方側）にき裂があり（付図1参照↑印位置）、また、ホイール後面のリム外周近傍に後面側から始まるき裂があった（写真5.付図1.☆印参照）が、前面側にはき裂は全く無かった。即ち、き裂はG．P．第1段タービン・ノズル・ダイヤフラムにあるクーリ

ング・エア・ホールから空気が吹きつけられる場所近くのより外周部にあった（付図２参照）。

(c) 写真５に示した長さ0.34インチのタービン・ブレード前縁部にまで達しているき裂を開いて調査したところ破面は酸化していたが、き裂の起点や欠陥は見出されなかった。本ホイールの主破断面についても同様であった。この様に破断面に強い酸化が見られたので、これらのき裂はエンジン運転中から存在していたもので、エンジン破断による二次的損傷とは認められない。

(d) すべてのき裂破面は過度の局部歪をうけたことを示しており、高サイクル疲労の徴候は認められなかった。

(e) タービン・ブレード間を流れる燃焼ガス温度の過度の上昇が無かったかどうかを調べるため、本ホイールに残っていたブレードを先端部、中央部根元部で切断して金属組織を調べたが、すべて正常であり、２０００度Ｆを超える金属温度になった証拠を見出すことはできなかった。

(f) 本ホイールとＧ．Ｐ．第２段タービン・ホイールとをつなぐカービック・カップリングの歯面にも特にひどいフレッテイングは見出されなかった。

(g) 破損したものを除くすべてのタービン・セクションの部品の精密寸度計測を行ったが、内経なども規格内であり、オーバースピードの徴候は認められなかった。また、本ホイールの主破断面の破断形態も内経孔を通るオーバ・スピード・バースト型ではない。

(h) 本ホイールの破断は、燃燃ガスの温度過昇、オーバ・スピードまたはホイール若しくは軸ホイール系の高周波振動などによるものではなく、Ｇ．Ｐ．第１段タービン・ノズル・ダイヤフラムのクーリング・エア・ホール近傍における漏出潤滑油ミストの燃燃によりホイールリム内周部近傍が加熱され、大きい温度勾配によりリム外周部にき裂が生じ、１４枚のタービンブレードのある外周部がこのき裂を起点として破断分離し、そのために生じた大きい不平衡力により残余のホイール主要部分がホイール・ハブ部でスタグ・シヤフトより破断し、更にダイ・ボルトを切断して分離、飛散し、タービン・セクション静構造部を破壊してエンジン外に飛び出したものと考えられる。

(4) 破損の推定経緯

(a) 高圧冷却空気が〝Ｕ〟リング・ガスケットを通ってＧ．Ｐ．Ｔ・ベアリング・サポート・オイル・サンプ内に漏洩した。

(b) 上記サンプ内ブリーザ圧力がＧ．Ｐ．第１段タービン・ホイール後面のコンパートメントの圧力より高くなり、そのためオイル・ミストがラビリンス・シールを逆流してＧ．Ｐ第１段タービン・ホイール後面のコンパートメントに吹き出した。

(c) G.P.第1段タービン・ホイール後面のコンパートメント内のオイル・ミスト及びオイル熱分解ガスなどが、着火し、G.P.第1段タービン・ノズル・ダイヤフラムのクーリング・エア・ホール近傍で噴出する空気のふいご作用を受け、燃焼した。

(d) G.P.第1段タービン・ホイール後面リム内周部近傍に上記オイル・ミスト燃焼の火炎が吹きつけられ、後面リム外周部に大きい温度勾配に伴う過度の熱歪が生じ、き裂が発生した。

(e) き裂の進展に伴い、14枚のタービン・ブレードをもったリム外周部がき裂を起点として分離、破断し、それにより主要ホイール部分に生じた大きい不平衡力のため同ホイールがハブ部でスタブ・シャフトより破断するとともに、更にタイボルトも切断して分離飛散した。周囲のタービン・セクションの静構造部材や圧縮機出口ダクトなどの一部は、これらのG.P第1段タービン・ホイールの破断、飛散した部材により破壊された。

(5) 結　論

本エンジンの出力喪失は、G.P第1段タービン・ホイールが破断してエンジン外へ飛散したためで、G.P第1段タービン・ホイールの破断は、G.P.T・ベアリング・サポート・オイルサンプ部の"U"リング・ガスケットのシーリング機能が低下し、G.P.第1段タービン・ホイール後面のコンパートメント内にオイル・ミストが吹出し、G.P.第1段ノズル・ダイヤフラム・クーリング・エア・ホール近傍でオイル燃焼が発生し、G.P.第1段タービン・ホイール後面リム内周部を過熱し、同ホイール後面リム外周部にき裂が発生進展したことによるものと推定される。

(6) 対　策

アリソン社は、昭和54年(1979年)中ごろ以降の新製エンジンについては、組立の際、"U"リング・ガスケットの漏洩有無の圧力テスト(ラビリンスシール、その他オイルの出口をゴムでカバーし、"U"リング・ガスケットに石鹸液を付け、20±2psiの高圧空気を加えて"U"リング・ガスケットのシール機能をチェックする。)を実施している。

また、オーバホールの際にも同様の圧力テストを実施するよう昭和56年7月14日付で技術指示を発している。

本事故機搭載のエンジンは、昭和54年(1979年)中ごろ以前に製造されたもので組立の際、上記圧力テストは実施されていなかった。

3.2 解　析

3.2.1　機長は、適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。

3.2.2　ＪＡ９２３３は、有効な耐空証明を有し、所定の定時整備が実施されており、調査結果から、エンジンの不具合を除き事故発生まで異常はなかったものと推定される。

3.2.3　事故当時の気象状況は、事故に直接関連はなかったものと推定される。

3.2.4　飛行中油圧計の針が振れたのは、Ｇ．Ｐ．Ｔ・ベアリング・サポート・オイル・サンプ内に高圧空気が漏洩し、ブリーザ圧力が上昇して、オイル圧力系統中に空気が混入したことによるものと考えられる。

3.2.5　エンジンが停止したのは、Ｇ．Ｐ．第１段タービン・ホイールが破断、飛散したことによるものと推定される。このＧ．Ｐ．第１段タービン・ホイールの破断は、材料欠陥、軸ホイール系の高周波振動、タービン・ガス温度の過昇、またはオーバ・スピードによるものではなく、次の様な過程により生じた同ホイール後面リム部の過熱によるものと推定される。

(1)　Ｇ．Ｐ．Ｔ・ベアリング・サポート・オイル・サンプ・アセンブリと燃焼室の前方壁を形づくるＧ．Ｐ．第１段タービン・ノズル・シールとの間を冷却している圧縮機出口圧力の圧縮空気が〝Ｕ〟リング・ガスケットのシール機能低下によりＧ．Ｐ．Ｔ．ベアリング・サポート・オイル・サンプ内に漏洩して、同サンプ内のブリーザ圧力が上昇した。なお、これには、〝Ｕ〟リング・ガスケット部の組立時における漏洩テスト等が十分に行われていなかったことが関与しているものと考えられる。

(2)　同サンプ内のブリーザ圧力が上昇して第８ベアリング部の圧力がＧ．Ｐ．第１段タービン・ホイール後面のコンパートメント圧力より高くなったため、同ベアリング・ラビリンス・シールよりオイル・ミストが逆流してＧ．Ｐ．第１段タービン・ホイール後面のコンパートメント内に漏洩流出した。

(3)　流出したオイルミストの熱分解生成ガスが点火し、Ｇ．Ｐ．第１段タービン・ノズル・ダイヤフラムにあるクーリング・エア・ホールより噴出する冷却用高圧空気の「ふいご」作用を受けて同ホール近傍で燃焼し、Ｇ．Ｐ．第１段タービン・ホイール後面リム内周部を過熱し、後面リム外周部に熱応力によるき裂を発生せしめた。

(4)　Ｇ．Ｐ．第１段タービン・ホイールのリム外周部に多数のき裂が発生し、それが進展して一部外周部が破断分離し、残余のホイール主要部分に大きい不平衡力がかかり、Ｇ．Ｐ．Ｔ・ホイール・スタブ・シャフト及びタイ・ボルトがホイール・ハブ部で切断され、分離したＧ．Ｐ．第１段タービン・ホイール各部が周囲のタービン・セクション静構造などの一部を破壊してエンジン外に飛び出した。

3.2.6　同機は、エンジン出力を喪失したためオートロテーション状態で不時着地点に進入して着地手前でフレアー操作をしたが、その際高度が通常よりやや高くなったのは、付近一帯が積雪のため機長の高度判定が容易でなかったことによるものと推定される。また、同機が段差のある2つの水田の境界線上に着陸したのは、積雪状態であって同機のメインローターにより舞い上がった粉雪のため、機長の視界がさまたげられたことによるものと推定される。

3.2.7　同機は、段差のある2つの水田の境界線上に、落着ぎみに、ランディング・スキッドの後方部分を接地したため、尾部がはね上って前のめりとなりその修正のための機首上げ操作をしたところメインローター面が後傾状態となった。メインローター面が後傾状態となったことに回転が低下したことも加わり、これがたわんだため、そのブレード先端部がホリゾンタル・スタビライザ及びテール・コーンに接触し、これらを破断したものと推定される。

4　原　　因

4.1　解析の要約

4.1.1　飛行中油圧計指針が振れたのは、エンジンのオイル圧力系統中に空気が混入したことによるものと考えられる。

4.1.2　その後、エンジンが停止したのはG.P.第1段タービン・ホイールが破断飛散したことによるものと推定される。同ホイールが破断に至った推移は、次のとおりと推定される。

(1)高圧空気が"U"リング・ガスケットのシール機能低下のためG.P.T・ベアリング・サポート・オイル・サンプ内に漏洩したため、同サンプ内のブリーザ圧力が上昇した。(2)そのためオイルミストが第8ベアリング・コンパートメントのラビリンス・シールから逆流してG.P.第1段タービン・ホイール後面のコンパートメントに漏洩流出した。(3) G.P.第1段タービン・ノズル・ダイヤフラムのクーリング・エア・ホールから噴出した冷却用高圧空気の「ふいご」の作用を受けて漏洩したオイル・ミストがクーリング・エア・ホール近傍で燃焼した。(4)このためG.P.第1段タービン・ホイールの後面リム内周部が高温となり、同リム後面外周部に熱応力によるき裂が発生した。(5)それが進展して当該ホイールの一部外周部が破断分離した。(6)これにより、同ホイールはアンバランスとなり、

スタブ・シャフト及びタイ・ボルトが破断して、内ホイール各部は周囲のタービン・セクション静構造部などを破壊して、エンジン外に飛散した。

なお、これには"U"リング・ガスケットの組立時における漏洩テスト等が十分に行われていなかったことが関与しているものと考えられる。

4.1.3　機長が不時着地点手前でフレア操作をした際高度が通常より高かったのは、積雪のため高度判定が容易でなかったことによるものと推定される。

また、段差のある水田の境界線に落着したのは、ダウン・ウオシュにより舞い上がった粉雪のため視界をさまたげられたことによるものと推定される。

4.1.4　同機が、段差のある2つの水田の境界線上に落着ぎみに前のめりの姿勢となって接地したとき、メインローター面が後傾し、加えてたわんだため、そのブレード先端部が同機のテール・コーンに接触してこれを破断したものと推定される。

4.2　推定原因

本事故は、エンジン停止による不時着の際、ダウン・ウオシュにより舞い上げられた雪のため視界がさまたげられて、段差のついた2つの水田の境界線上に落着したことによるものと推定される。

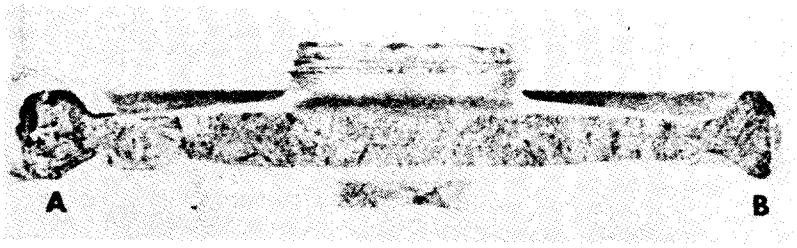
なお、エンジン停止は、G.P.T・ベアリング・サポート・オイル・サンプ部にある"U"リング・ガスケットのシーリング機能の低下が原因でG.P.第1段タービン・ホイール後面のコンパートメントに漏洩流出したオイル・ミストの燃焼により、G.P.第1段タービン・ホイールのリム部が高温となり、同ホイールが破断分離し、エンジン外に飛散したことによるものと推定される。

5　参　考　事　項

この事故に鑑み、同エンジンの製造者であるアリソン社により、同型エンジンに関するオーバーホール・マニアルの改定が昭和56年7月14日付で行われた。

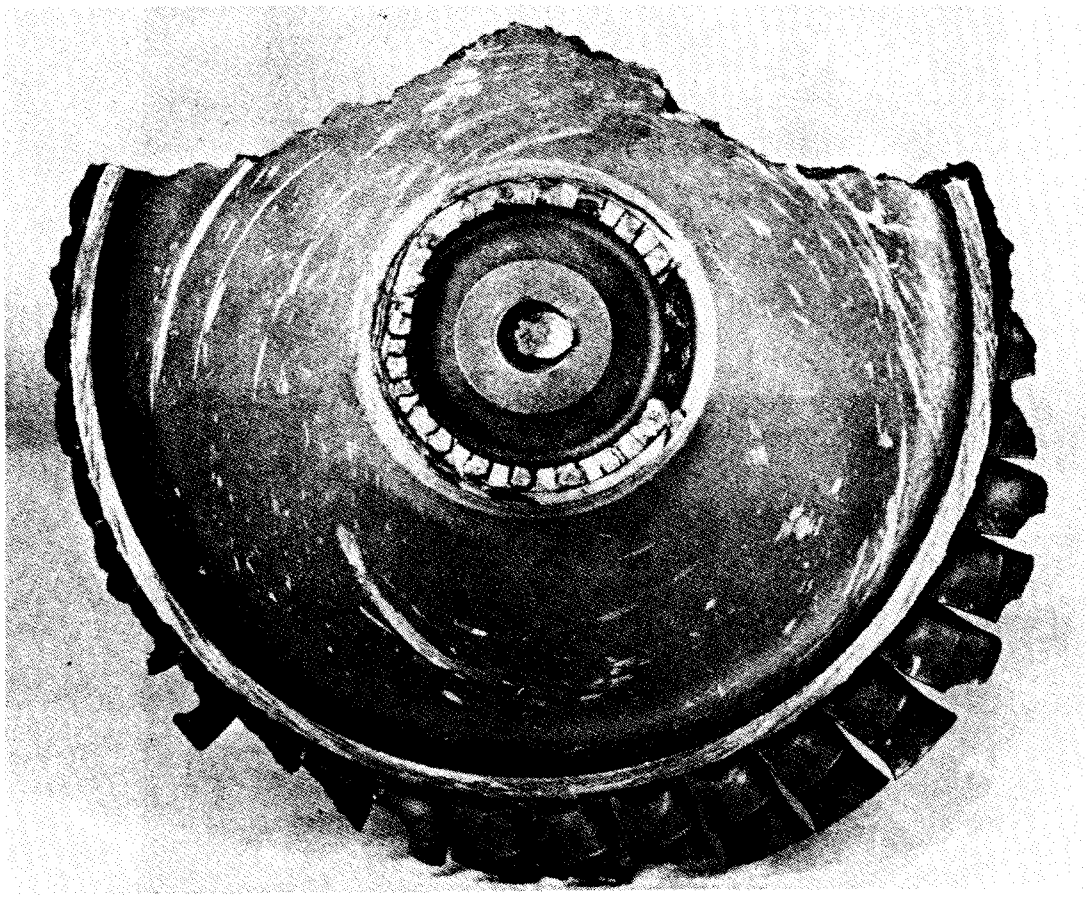
現　場　写　真

写　真　2.



破　　面

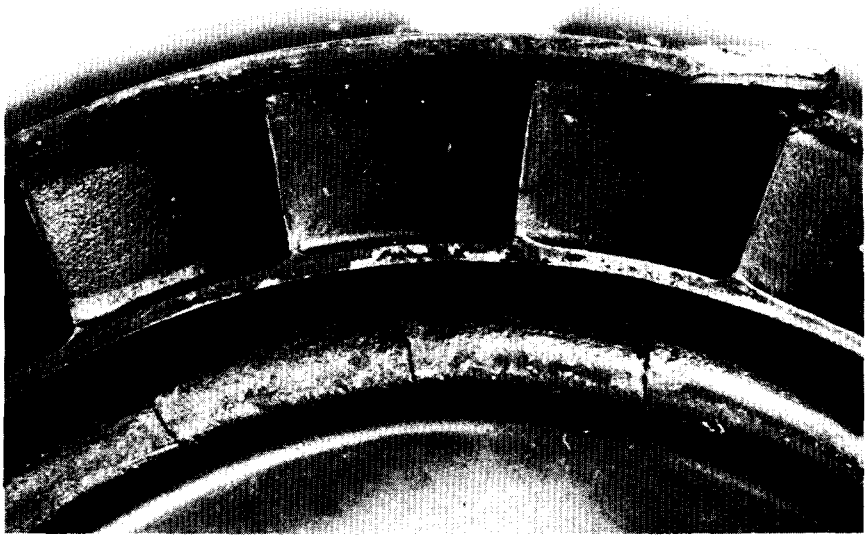
写　真　3.



Weel, Turbine, 1st Stage

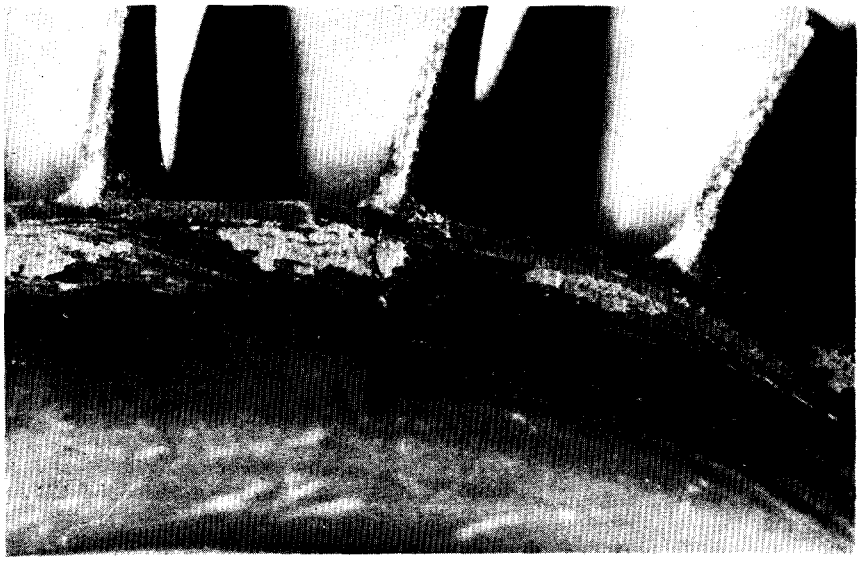
319017

写　真　4.



Weel、Turbine、1st Stage

写　真　5.



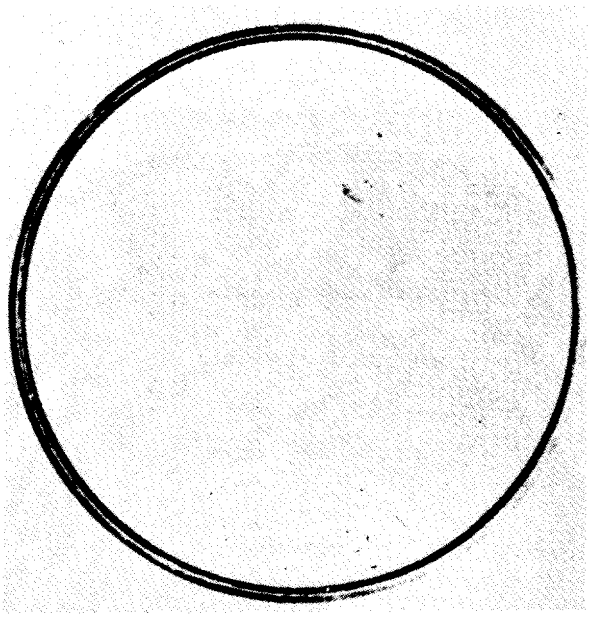
Nozzle、Assy、Turbine、1st Stage

319018

Nozzle, Assy, Turbine, 1st Stage

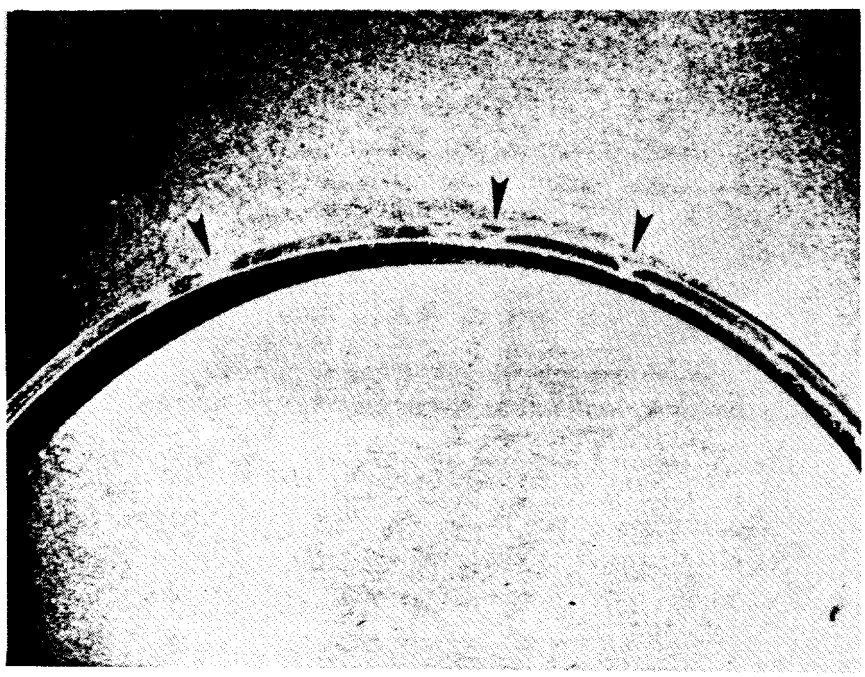
319019

写　真　7.



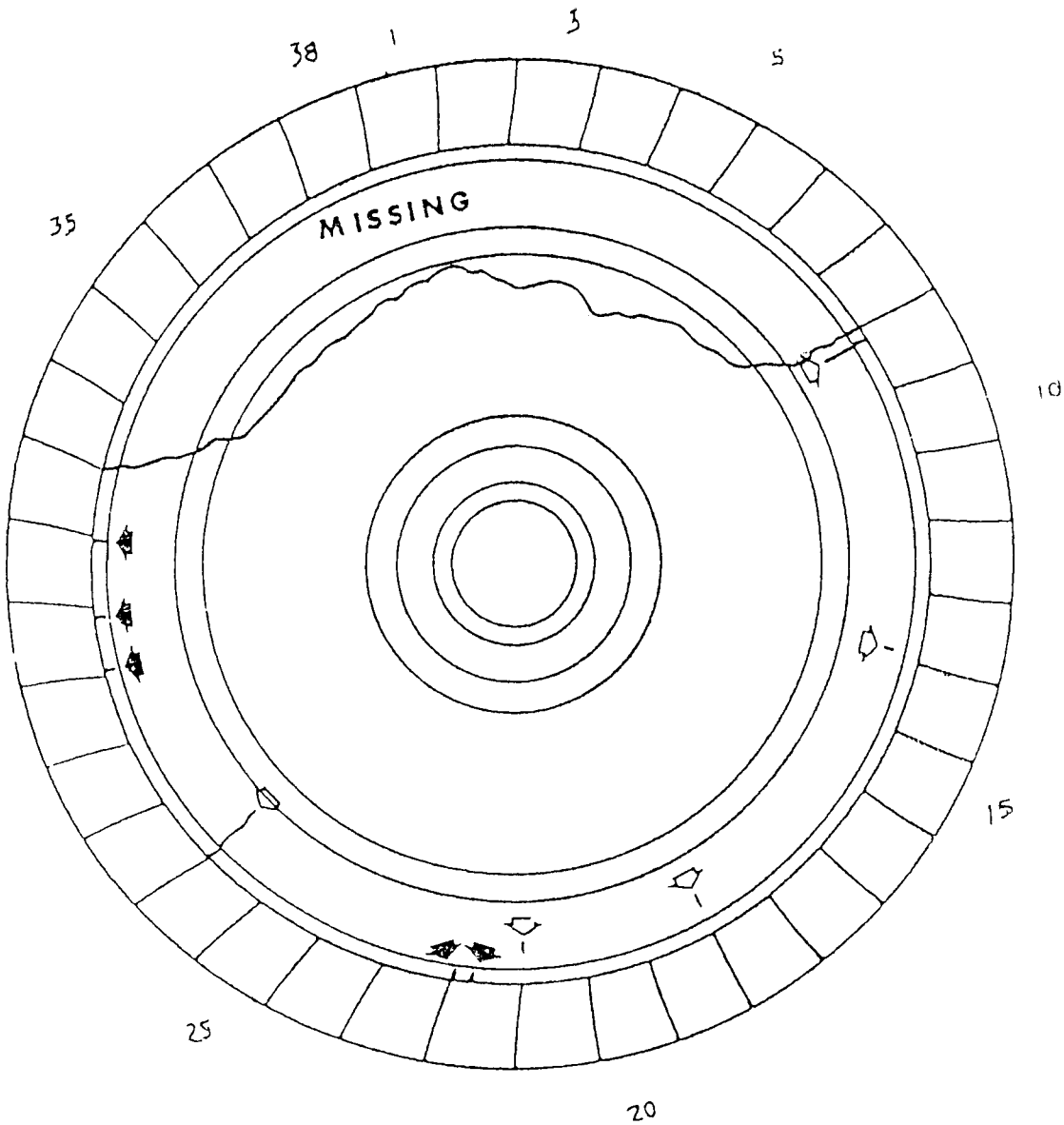
〝U〞Ring

写　真　8.



〝U〞Ring　　矢印部変色

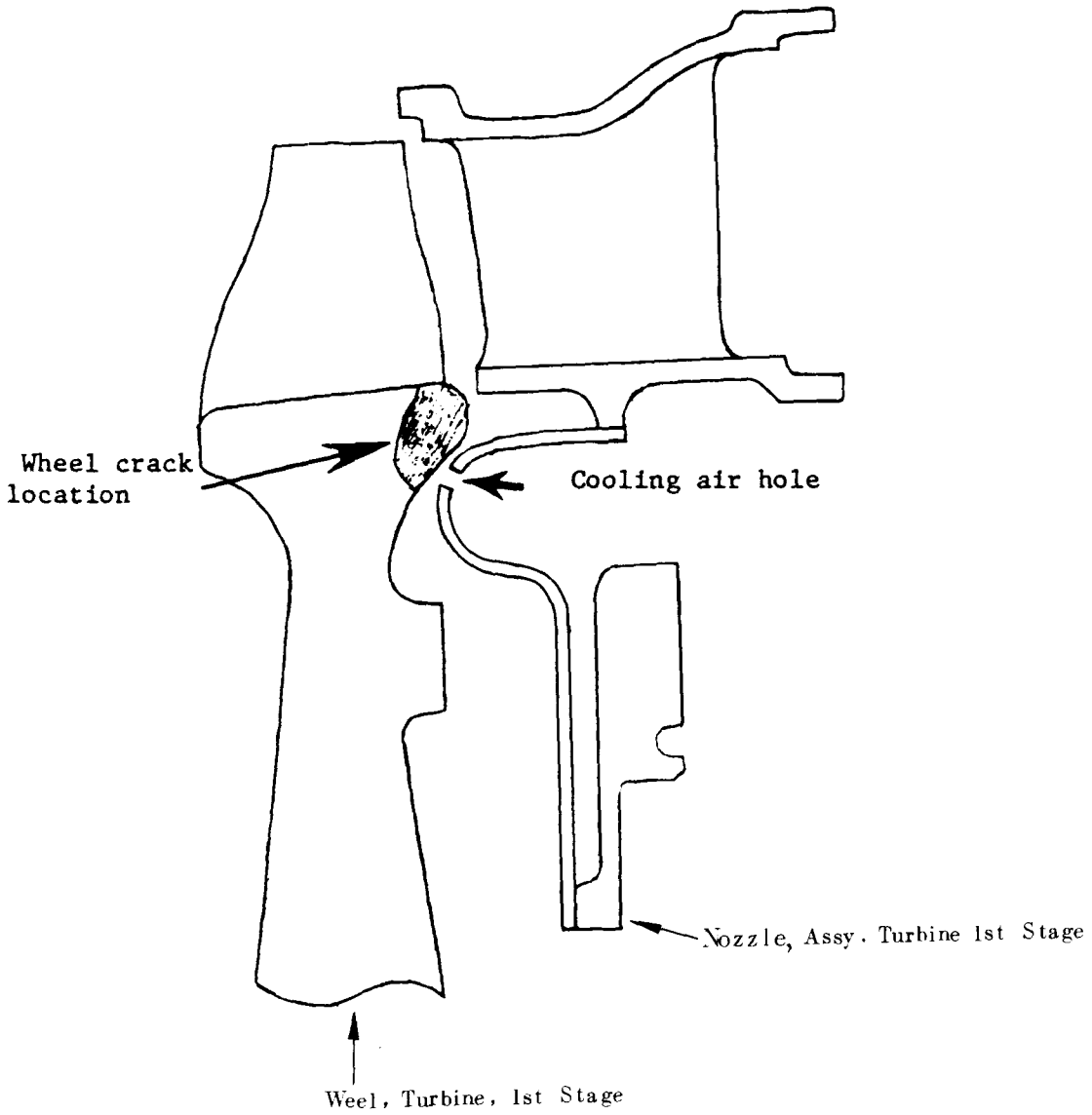
319020



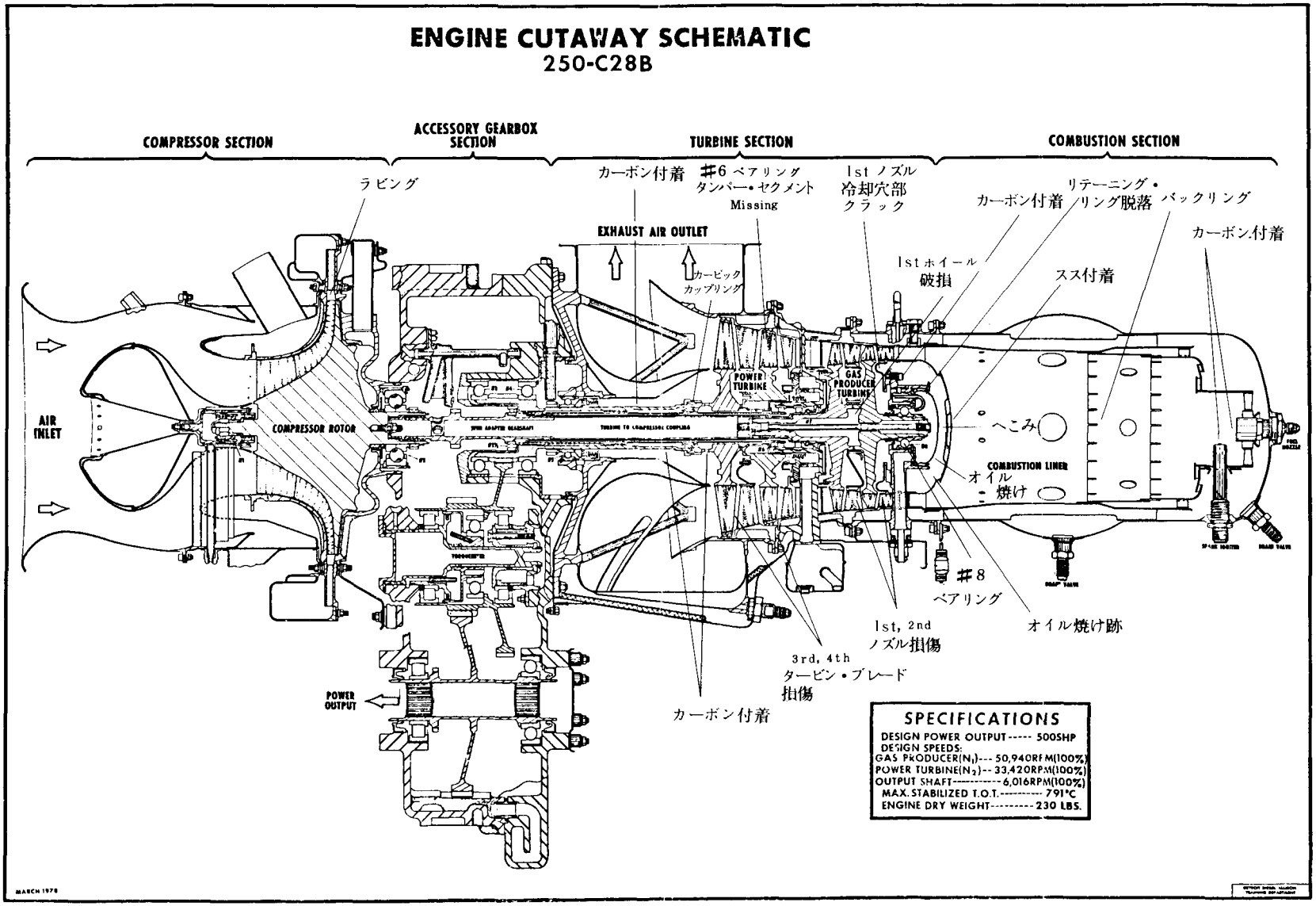
Weel, Turbine, 1st Stage

319021

付図 2

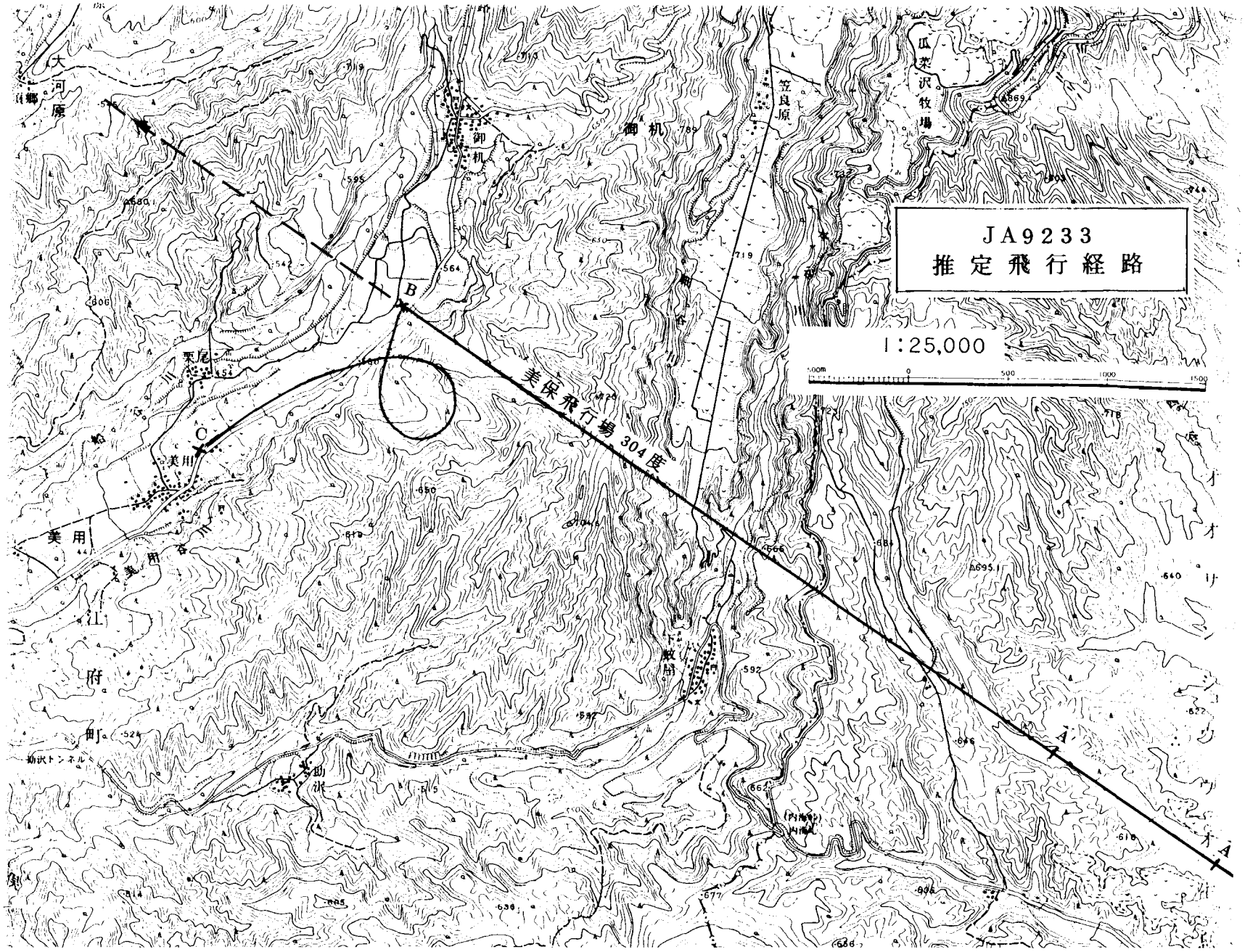

Wheel crack
location
Cooling air hole
Nozzle, Assy. Turbine 1st Stage
Weel, Turbine, 1st Stage

319022

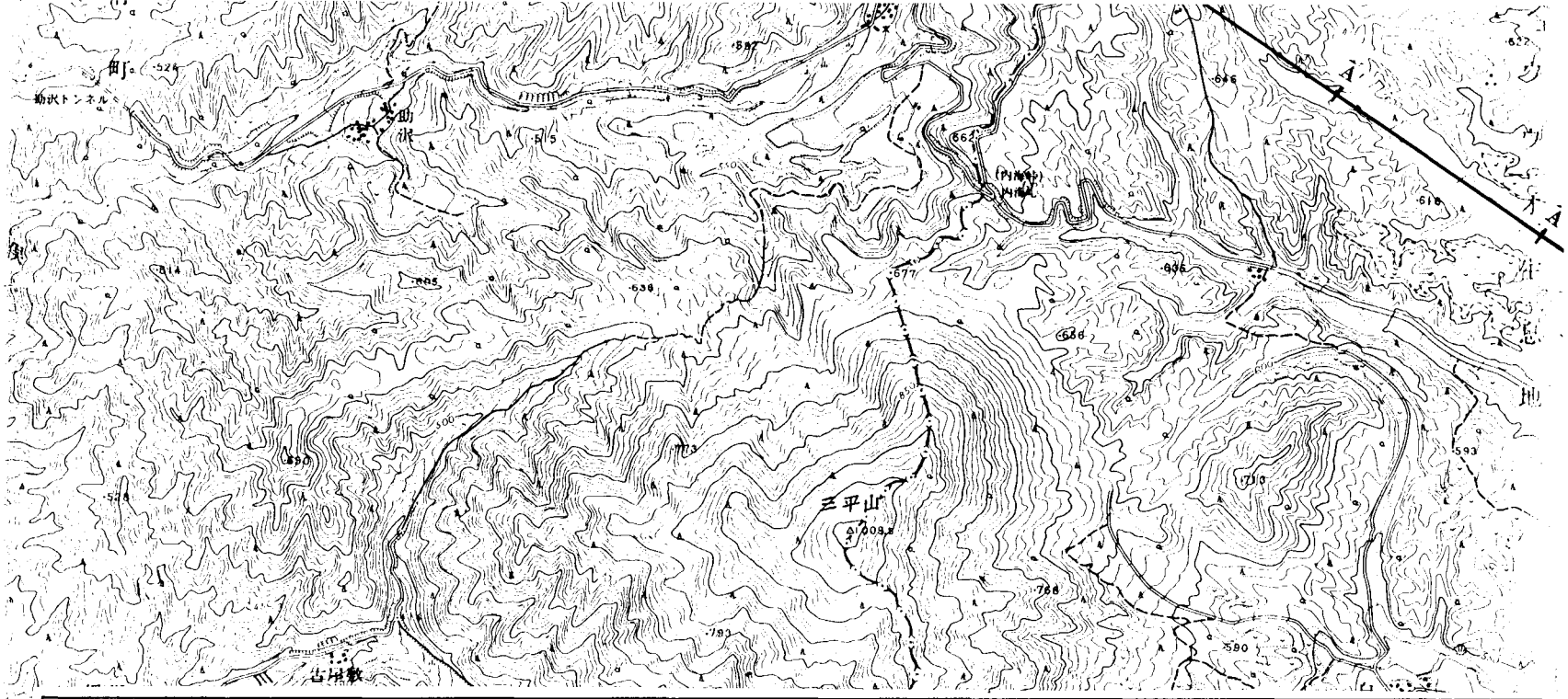

ENGINE CUTAWAY SCHEMATIC
250-C28B
COMPRESSOR SECTION
ACCESSORY GEARBOX SECTION
TURBINE SECTION
COMBUSTION SECTION
ラビング
カーボン付着
#6 ベアリング
タンバー・セクメント
Missing
1st ノズル
冷却穴部
クラック
リテーニング・
カーボン付着
リング脱落
バックリング
カーボン付着
EXHAUST AIR OUTLET
カービック
カップリング
1st ホイール
破損
スス付着
AIR INLET
COMPRESSOR ROTOR
POWER TURBINE
GAS PRODUCER TURBINE
へこみ
COMBUSTION LINER
オイル
焼け
#8
ベアリング
1st, 2nd
ノズル損傷
オイル焼け跡
3rd, 4th
タービン・ブレード
損傷
カーボン付着
POWER OUTPUT
SPECIFICATIONS
DESIGN POWER OUTPUT ----- 500SHP
DESIGN SPEEDS:
GAS PRODUCER(N_1)--- 50,940RPM(100%)
POWER TURBINE(N_2)-- 33,420RPM(100%)
OUTPUT SHAFT---------- 6,016RPM(100%)
MAX. STABILIZED T.O.T.---------- 791°C
ENGINE DRY WEIGHT--------- 230 LBS.
MARCH 1978

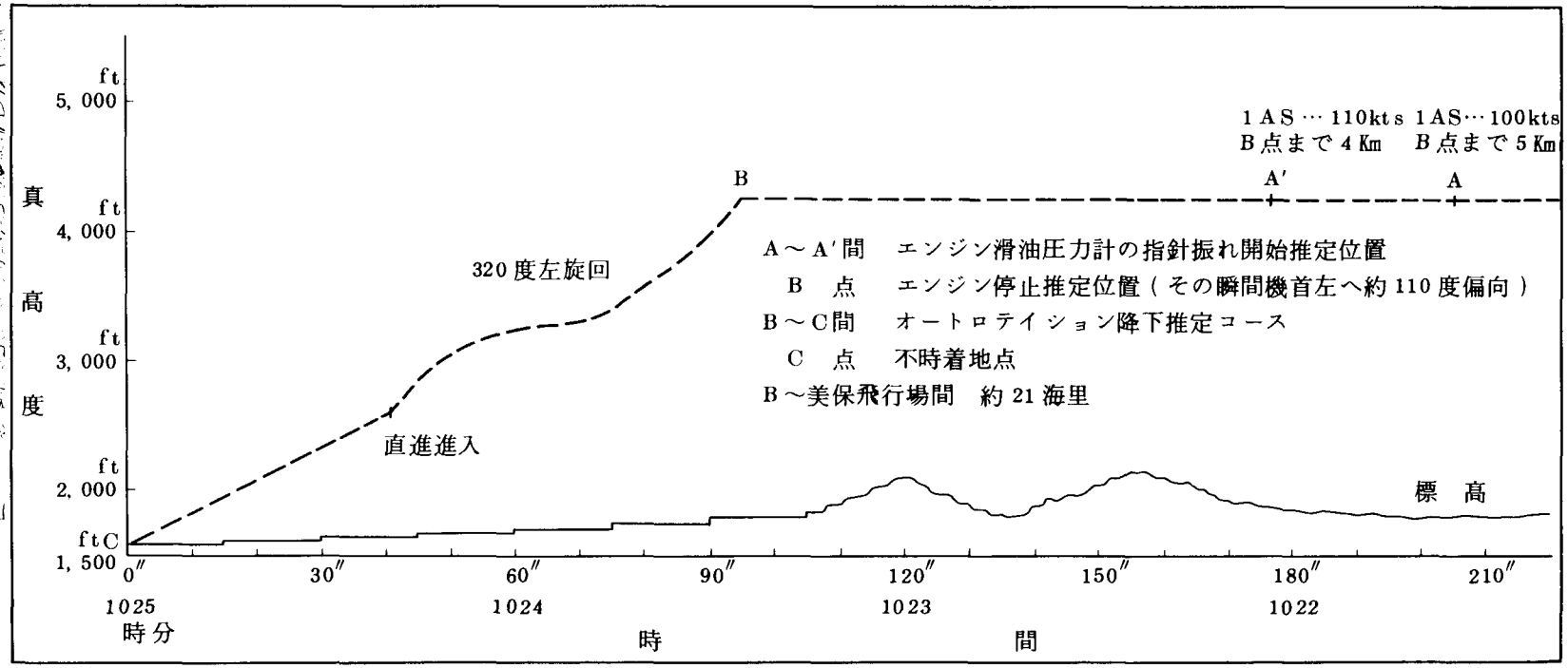
319023

付図 4


JA9233
推定飛行経路
1:25,000
美保飛行場 304度
A
A'
B
C
御机
笠良原
瓜菜沢牧場
大河原
栗尾
美用
江府町
助沢

319024-1

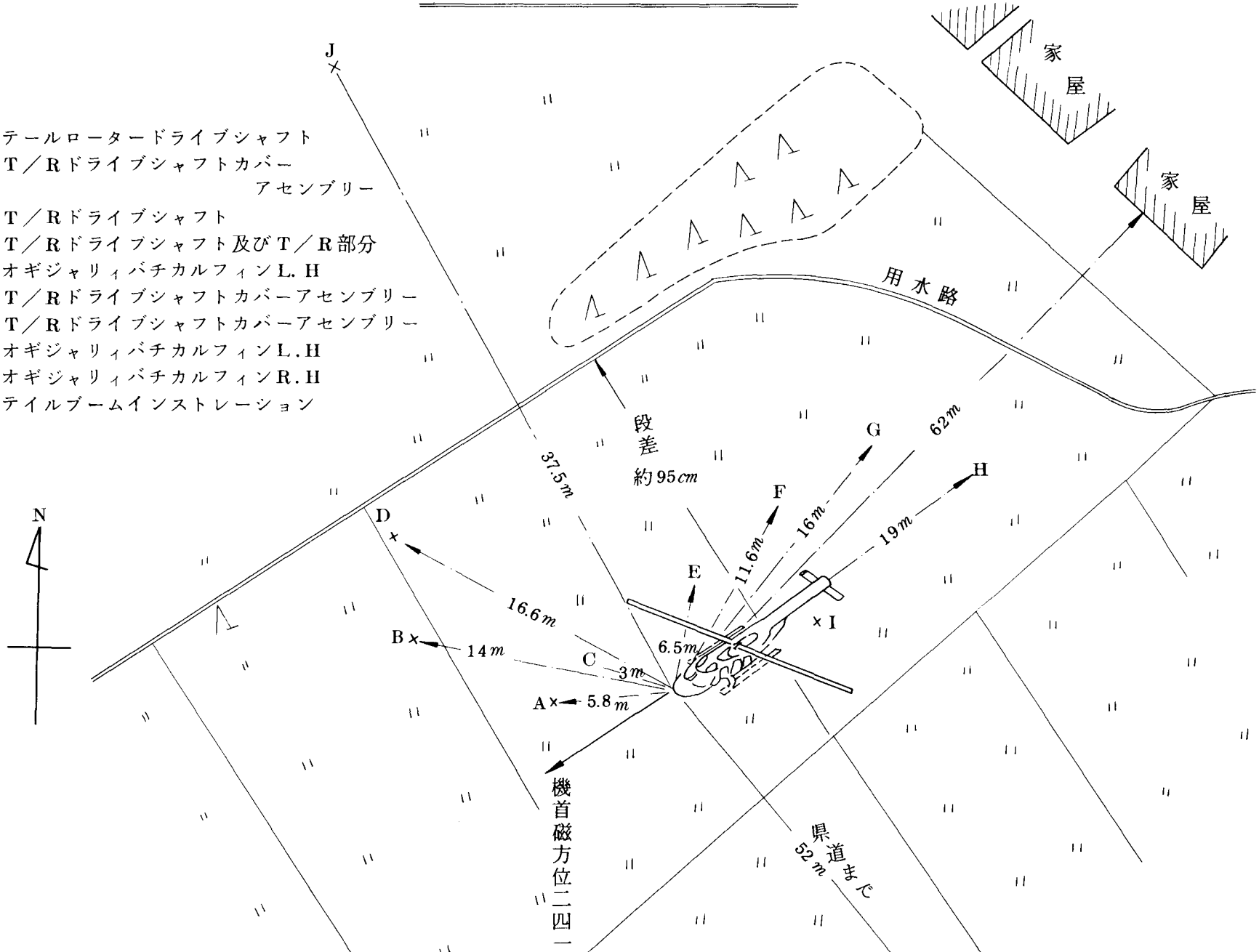

助沢
助沢トンネル
三平山
A
A'


真高度
ft 5,000
ft 4,000
ft 3,000
ft 2,000
ftC 1,500
0″ 30″ 60″ 90″ 120″ 150″ 180″ 210″
1025 1024 1023 1022
時分
時間
1AS…110kts 1AS…100kts
B点まで4Km B点まで5Km
A' A B
320度左旋回
直進進入
A～A'間 エンジン滑油圧力計の指針振れ開始推定位置
B 点 エンジン停止推定位置（その瞬間機首左へ約110度偏向）
B～C間 オートロテイション降下推定コース
C 点 不時着地点
B～美保飛行場間 約21海里
標高

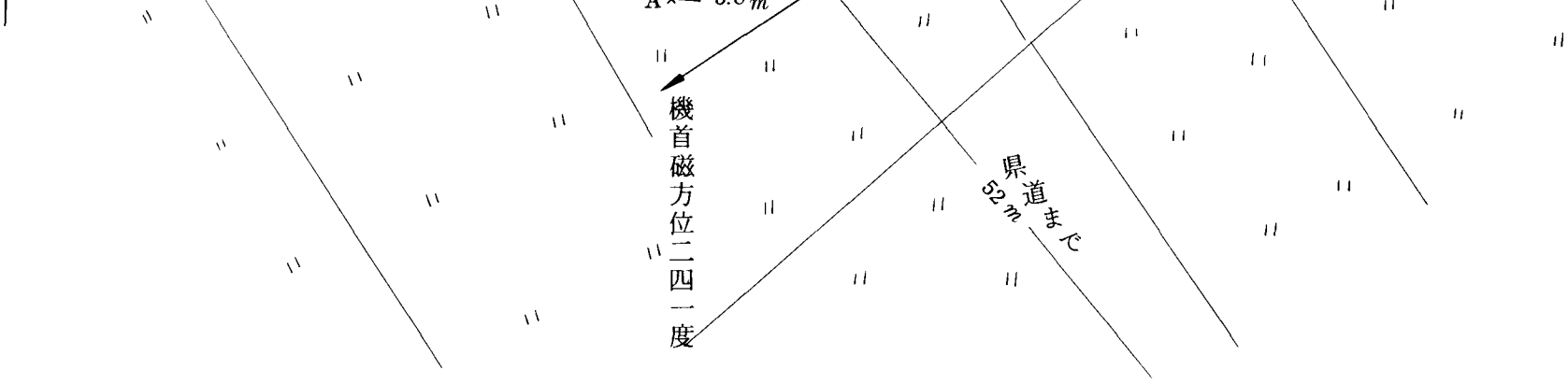
319024-2

付図5

現場付近見取図

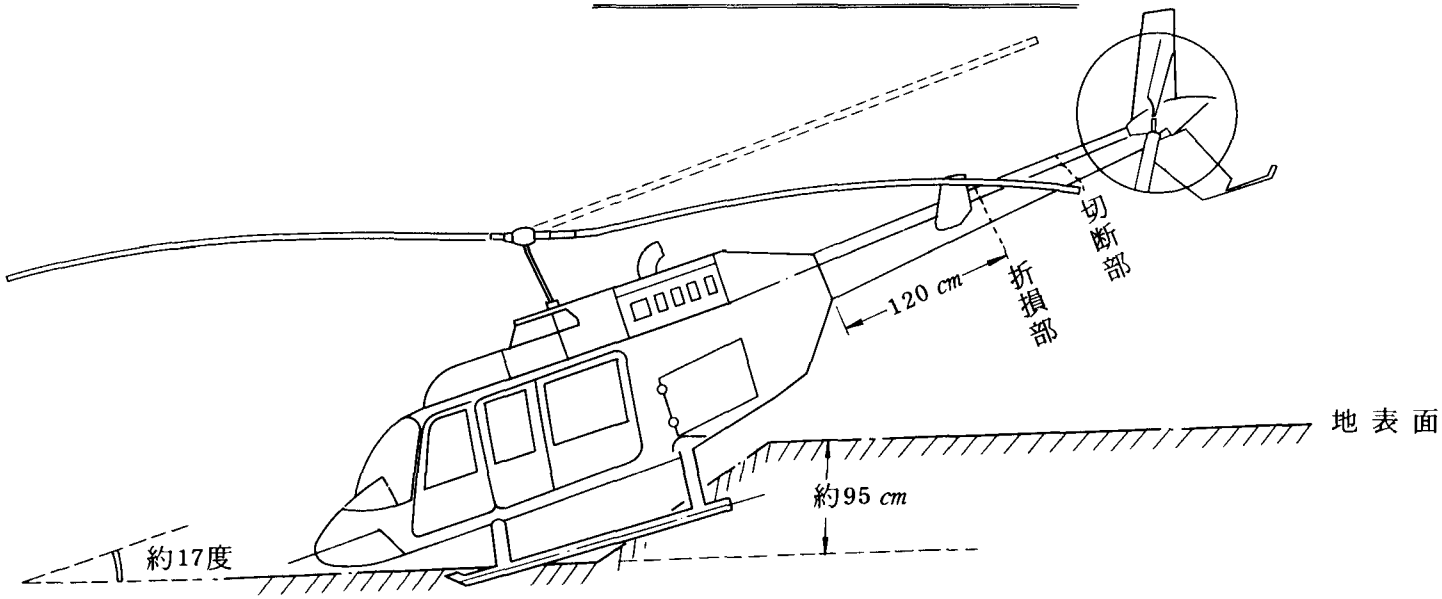


319025-1



付　図　6

事　故　現　場　見　取　図



○積雪量は約 45 センチメートル
○機体は右に約 12 度傾斜

319025-2