

航空事故調査報告書

航空大学校所属
ビーチクラフト式95-B55型JA5202
仙台空港
昭和57年8月24日

昭和59年6月27日

航空事故調査委員会議決（空委第26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

航空大学校所属ビーチクラフト式95-B55型JA5202は、昭和57年8月24日、学生の航法訓練を終え、仙台空港へ着陸するための進入時にノーズ・ランディング・ギヤに故障を生じ、ダウン・ロックがかからないまま同空港の滑走路12に緊急着陸を行い、接地点から約254メートル滑走して、同滑走路に15時06分ごろ、かく座停止した。

同機には、教官1名、学生（訓練生）3名の計4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 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和57年8月24日運輸大臣から事故発生の通報を受け、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

昭和57年8月25日～27日 現場調査及びノーズ・ランディング・ギヤ系統の調

387001

査

昭和57年8月30日～11月29日 ノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッド・エンドの破面についての巨視的及び微視的観察

昭和58年1月14日～2月25日 飛行試験によるノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッドのロッド・エンドに作用する応力の測定及びロッド・エンドの引張試験（於 航空大学校仙台分校）

昭和58年6月3日～昭和59年2月27日 ノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッドのロッド・エンドの破面の調査及びロッド・エンドの疲れ試験（於 科学技術庁金属材料技術研究所）

1.2.3 原因関係者からの意見聴取

原因関係者として教官から、昭和59年6月26日意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 5 2 0 2 は、昭和57年8月24日、学生の航法訓練のため、教官、学生A、B及びCが搭乗し学生Aが操縦して、計器飛行方式により10時35分ごろ仙台空港を離陸し、11時45分ごろ宇都宮飛行場に正常に着陸した。

整備記録によれば、同機は当日朝、整備士により飛行前点検を受けており、特に異常は認められていない。

同機は、操縦を学生Bに交替して、計器飛行方式により12時15分ごろ宇都宮飛行場を離陸し、12時58分ごろ仙台VOR/DME上空の高度4,000フィートに到達した。

以後、同機の事故発生にいたるまでの経過は、教官及び学生等の口述によれば、次のとおりであった。

同機は、VOR/ILSアプローチを行うため、ランディング・ギヤを「ダウン」し、500フィート毎分の降下率で降下しながら、仙台VOR/DMEの東約9マイルの地点に達し、ベース・ターンを開始した。高度1,600フィートになった時点で、学生Bの指示により、教官がランディング・ギヤ・アップの操作を行った。

この時、前方左席下方から異音がきこえた後、緑色の脚位置指示灯が3個ともに消灯し、赤色の脚位置指示灯が点灯したままとなった。

387002

教官は、点検のため再びランディング・ギヤ・ダウンの操作を行ったところまた異音がきこえ、緑色の脚位置指示灯はメイン・ランディング・ギヤの2個のみが点灯し、ノーズ・ランディング・ギヤの1個は点灯せず、赤色の脚位置指示灯が消灯しなかった。このことから教官は、ノーズ・ランディング・ギヤに異常が生じたものと判断した。

その後、同機はILSアプローチで進入を続け、途中で計器飛行方式をキャンセルするとともに、仙台タワーにコンタクトし滑走路27上を高度約500フィートでロー・パスして、同タワーからランディング・ギヤの状態を目視点検してもらったところ、ノーズ・ランディング・ギヤは出ているがロックされているかどうかわからない旨の連絡があった。

丁度この頃訓練のため離陸する他機(JA5211)があったので、同機は場周経路上を他機と雁行飛行し、ランディング・ギヤの状態を確認してもらった結果、ノーズ・ランディング・ギヤは45度位出ているが、アン・ロックの状態であるとのことであった。

引き続き同機は、高度200～300フィートで滑走路12上を4回ロー・パスを行って、同校運航管理室の上から整備担当者により、再度ランディング・ギヤの状態を確認してもらうとともに、同室からの指示により、機速をつけて降下引き起しを2回行って、ノーズ・ランディング・ギヤをロックさせようと試みた。しかし、脚位置指示灯の指示の状況に変化はなく、この後続けて2回行ったロー・パスによる確認でも、ランディング・ギヤの状態は変わっていないとのことであった。

次いで同機は、荒浜上空においてJA5201機に搭乗した整備担当者により、ランディング・ギヤの状態の確認を受けたところ、ノーズ・ランディング・ギヤは45度から60度位の範囲でフラフラと自由な動きをしており、ロックされていないとのことであった。また、この確認のための飛行中、運航管理室からの指示により、手動クランク操作によるエマージェンシー・ギヤ・ダウンの操作を2回行ったが、脚位置指示灯の指示の状況に変化は見られなかった。

同機は、搭載燃料を消費してからの着陸を意図し、飛行を続行したが、天候の急変が予想される状態となったことに加えて運航管理室からの指示もあり、教官は緊急着陸を決意した。

同機は、教官の操縦により通常の着陸経路で進入し、滑走路12の進入端から約700メートルの地点に接地した。接地後、教官が同機の方角及び機首上げ状態の保持に努めている間に、学生Bが緊急着陸の際の手順に従った操作を行った。

その後同機は、機首上げ状態の保持が出来なくなり、プロペラが滑走路面をたたき始め、次いで機首部が滑走路面に接触した状態で滑走を続け、接地点より約254メートル進行して右に約70度偏向し、前傾した状態でかく座停止した。

387003

同機の停止後、教官、学生A及びBは右側メイン・ドアから、学生Cは左側後方の非常脱出窓から、それぞれ機外に脱出した。

同機の事故発生時刻は、15時06分ごろであった。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

なし

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

中 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

ノーズ・コーン下面損傷、
ヒータ・エキゾースト・パイプ損傷、ノーズ・ランディング・ギヤ・ドア前方損傷、
ノーズ・ランディング・ギヤ・ドア後方胴体下面外板損傷、
ノーズ・バグゲージ・ドア変形、
ノーズ・ランディング・ギヤ前方リトラクト・ロッドのロッド・エンド破断、
胴体ステーション12000のバルクヘッド下面損傷、
ADFセンス・アンテナ前方マスト湾曲、損傷、
左側（№1）及び右側（№2）の各プロペラ・ブレード湾曲、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 乗組員その他の関係者に関する情報

教官 男性 46才

事業用操縦士技能証明書 第3406号 昭和45年12月25日取得

限定事項 飛行機陸上単発 昭和45年12月25日取得

飛行機陸上多発 昭和50年6月6日取得

操縦教育証明 第727号 昭和47年7月1日取得

限定事項 飛行機

計器飛行証明 第3414号 昭和50年6月12日取得

第1種航空身体検査証明書 第11680255号

有効期限 昭和58年5月17日

387004

総飛行時間 9,719時間50分

同型式機による飛行時間 3,833時間30分

最近30日間の飛行時間 25時間10分

学生A、B及びCは、いずれも所要の資格を有していた。

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 ビーチクラフト式95-B55型

製造番号及び製造年月日 第TC-1476号 昭和48年3月26日製造

耐空証明 第東57-145号 昭和58年6月8日まで有効

総飛行時間 6,591時間30分

定時点検後の飛行時間 昭和57年7月14日50時間点検実施後19時間55分

2.6.2 ノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッド・エンド

部品番号 HMX5FG

製造番号 なし 製造年月日 不明

総使用時間 6,591時間30分

定時点検後の使用時間 昭和57年7月14日50時間点検実施後19時間55分

ノーズ・ランディング・ギヤの操作回数 51,096回

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は4,401ポンド、重心位置は81.37インチと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量5,100ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲77.5～86.0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

燃料は航空用ガソリン100/130、潤滑油はSAE50で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

仙台管区气象台 仙台航空測候所の事故後の気象観測値は、次のとおりであった。

15時10分

387005

風向 130 度、風速 5 ノット、視程 5 キロメートル、雲量 1 / 8 層雲 雲高 800 フ
ィート、雲量 2 / 8 積乱雲 雲高 2,500 フィート、雲量 5 / 8 積雲 雲高 3,000
気温 25 度 C、露点温度 24 度 C、Q·NH 29.88 インチ / 水銀柱。

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 ノーズ・ランディング・ギヤについての調査

事故後、同機をジャッキ・アップしてノーズ・ランディング・ギヤについて調査した結果、同リトラクト前方ロッドのロッド・エンド 1 個が破損していたことを除いては、異常は認められなかった。

2.8.2 破断したロッド・エンドの破面の調査

- (1) ロッド・エンドは、グリース補給用ニップル取付孔の付近と、その反対側の二個所で破断していた（写真参照）。
- (2) 破断したロッド・エンドの材質は調査の結果、ビッカース硬さは平均 409 で、その金属組織も正常な焼戻しマルテンサイト組織を有しており、規格に合致していた。
- (3) ニップル取付孔付近の破面の巨視的観察の結果、ニップル取付孔の内面を起点としたピーチ・マークが明瞭に認められ、同ロッド・エンドに作用した比較的低い繰返し荷重により疲れき裂が発生し、この疲れき裂がかなり長期間にわたって進行して、その深さがニップル取付孔内表面から約 1.2 ミリメートルになった時点で、残余の部分の強度が不足したため、荷重に耐えられなくなって破断したものと認められる。
- (4) 上記破面の微視的観察の結果、破壊の起点は同ロッド・エンド頭部外周表面から、ニップル取付孔内部に約 1.2 ミリメートル入りこんだ付近の孔内表面で、ニップル打ちこみの際に生じたと思われる極めて浅い搔き傷に沿って複数個所から疲れによりき裂が生じているが、起点部付近には特に問題とすべき材質上の欠陥、機械加工等による傷及び腐食等は認められなかった。しかし、同部分には粒界破面が見られ、低応力の繰返し作用で進行した疲れ破面の特徴を有しており、全体にかなり酸化していて、疲れ破壊の進行が長期間にわたった形跡がうかがわれる。また、き裂深さ 0.6 ミリメートル以上の破面においては、疲れ破壊特有のストライエーション模様が認められた。従って、この破断は、ロッド・エンドの同部分に作用した比較的低い繰返し荷重によるかなり長期間にわたる疲れ破断と認められる。
- (5) ニップル取付孔と反対側の破断部分の破面は、微視的観察の結果、過大荷重による引張破壊時に見られる細かいディンプル模様が全面に認められ、この破断はニップル

387006

取付孔付近の破断後に、引張荷重により生じた二次的破断と認められる。

- (6) ロッド・エンドは、球面軸受を介して軸に力を伝える構造になっており、ロッド・エンドにはボルト軸方向の荷重が主として作用し、曲げやねじり等の他の荷重はほとんど作用しないと考えられ、また、ロッド・エンドにはノーズ・ランディング・ギヤを操作する時以外には、ほとんど荷重が作用しないことから、同ロッド・エンドに疲れ破断を生ぜしめた荷重は、ノーズ・ランディング・ギヤ操作の際に同ロッド・エンドに作用する引張荷重によるものと考えられる。

2.8.3 ロッド・エンドに作用する荷重についての調査

ロッド・エンドにストレイン・ゲージを貼付して飛行試験により、各種飛行条件のもとでノーズ・ランディング・ギヤを「アップ」及び「ダウン」に操作して、その際にロッド・エンドに作用する最大応力を測定し、別途にロッド・エンドについて行った引張試験による同応力と引張荷重との関係を用いて、ノーズ・ランディング・ギヤ操作時の最大引張荷重を求めたところ、その荷重はノーズ・ランディング・ギヤ操作時の飛行条件により多少ばらつくが、650キログラム・フォースから750キログラム・フォースの範囲にあることがわかった。

2.8.4 ロッド・エンドの静的引張試験及び簡易モデルの近似的計算による応力解析

ロッド・エンドには、ボルト軸部にグリース溜の孔を有する中空型のもの、孔を有しない中実型のものとの二種類あり、同一部品番号で混用されている。事故機に取付けられていて総使用時間約6,591時間、ノーズ・ランディング・ギヤ操作による引張荷重繰返し回数約 5.11×10^4 回で破断したロッド・エンドは、中空型のものであった。

ロッド・エンドの静的引張試験及びロッド・エンドのボルト軸孔やニップル取付孔を板厚の減少で近似したロッド・エンドの近似二次元板状モデルの有限要素法による簡単な近似解析の結果、引張荷重が作用した時ニップル取付孔付近に最大応力が生ずることがわかった。また、ニップル取付孔付近の最大応力は、同取付孔の位置により影響され、その位置に多少のばらつきはあったが、同一荷重時における最大応力は、常に中実型の方が中空型より大きくなることもわかった。

2.8.5 ロッド・エンドについての疲れ試験

中空型3個、中実型5個のロッド・エンドを使用して、室温、大気中、最小最大応力比0.1、50サイクル毎秒（ただし、寿命 $N_f < 10^5$ では10サイクル毎秒。）の正弦波モードの条件で、片振引張疲れ試験を行った。実験点の少ないことを考慮して中空型及び中実型を一括してばらつきを評価した結果、荷重範囲の変動係数として1.5.7バ

ーセントという値が得られた。このばらつきを考慮するとロッド・エンドの引張り荷重に対する疲れ限度は、少なくとも中空型の場合は約399キログラム・フォース、中実型の場合は約125キログラム・フォースと認められる。このように、疲れ破断を生じない最大荷重である疲れ限度荷重は、中実型は中空型に比して大幅に小さいが、 5×10^4 回程程度の繰返し荷重回数で疲れ破断を生ずるような高荷重短寿命領域では、両者の疲れ強度の差は少ない。疲れ破壊に関する荷重—負荷回数曲線は、中実型と中空型では前述のように異なるが、荷重をニップル取付孔付近の最大応力に換算した応力—負荷回数曲線では、両者はほぼ一致する。

ノーズ・ランディング・ギヤの操作時にロッド・エンドに作用する引張荷重は、中空型及び中実型の疲れ限度荷重よりもはるかに大きいので、ノーズ・ランディング・ギヤの操作回数が増加すれば、いずれニップル取付孔付近で疲れ破断を生ずる。疲れ試験の結果と上述のノーズ・ランディング・ギヤ操作時にロッド・エンドに作用する引張荷重とから疲れ破断する負荷回数を推定すると、疲れ破断を早く起すものでおよそ 4×10^4 回から 1×10^5 回程度となる。

2.8.6 破断したロッド・エンドと供試ロッド・エンドとの破面の比較

最大荷重720キログラム・フォースで疲れ試験を行った中空型ロッド・エンドは、繰返し荷重回数 1.8×10^5 回で疲れ破断したが、その破面の疲れき裂の深さと、巨視的及び微視的様相はともに事故機のロッド・エンドの破面のそれと、破面に酸化が見られなかった点を除けば、ほぼ一致していた。

2.8.7 前記2.8.1から2.8.6に記述のことから、同ロッド・エンドは正常な規格品であり、かつ、特段の欠陥はなかったが、ノーズ・ランディング・ギヤ操作時に同ロッド・エンドに作用する引張荷重の繰返しにより、ニップル取付孔付近に発生した疲れき裂が長期間にわたり進行した結果、ニップル取付孔部分が破断し、これと反対側の部分が二次破断したものと認められる。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 教官及び学生は、それぞれ適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。

387008

- 3.1.2 J A 5 2 0 2 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 当時の気象は、事故に関連はなかったものと推定される。
- 3.1.4 同機の破断したノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッドのロッド・エンドは記録によれば、同機の製造時に取付けられ、事故当日までの総使用時間は約 6,592 時間で、同ギヤの「アップ」及び「ダウン」操作による操作回数は、約 5.11×10^4 回であった。
- 3.1.5 前記 2.8.2 に記述の試験及び研究の結果から、

- (1) ロッド・エンドは、グリース補給用ニップル取付孔の付近と、その反対側の二個所で破断していたが、その材質は規格に合致していた。
- (2) ニップル取付孔付近の破面について巨視的及び微視的観察を行ったところ、ニップル取付孔の内面を起点としたビーチ・マークが明瞭に認められ、また、破壊の起点は、同ロッド・エンド頭部外周表面からニップル取付孔内部に約 1.2 ミリメートル入りこんだ付近の孔内表面で、ニップル打ちこみの際に生じたと思われる極めて浅い掻き傷に沿って複数個所から疲れによりき裂が生じていて、しかも同部分には粒界破面が見られ、低応力の繰返し作用で進行した疲れ破面の特徴を有していて、全体にかなり酸化が見られ、疲れ破壊の進行が長期間にわたった形跡がうかがわれ、加えてき裂深さ 0.6 ミリメートル以上の破面には、疲れ破壊特有のストライエーション模様が認められたことから、この破断は、ロッド・エンドの同部分に作用した比較的低い繰返し荷重によるかなり長期間にわたる疲れ破断と認められた。
- (3) ニップル取付孔と反対側の破断部分の破面について微視的観察を行ったところ、過大荷重による引張破壊時に見られる細かいディンプル模様が全面に見られたことから、この破断は、引張荷重により生じた破断と認められた。
- (4) ロッド・エンドは、球面軸受を介して軸に力を伝える構造になっており、ロッド・エンドにはボルト軸方向の荷重以外はほとんど作用しないと考えられることから、ロッド・エンドに疲れ破断を生じせしめた荷重は、ノーズ・ランディング・ギヤ操作の際に同ロッド・エンドに作用する引張荷重によるものと考えられた。

これらのことから、同ロッド・エンドのグリース補給用ニップル取付部分が破断したのは、ニップル取付孔内表面から生じた疲れき裂がかなり長期間にわたって進行し、その深さがニップル取付孔内表面から約 1.2 ミリメートルになった時点で、残余の部分の強度がノーズ・ランディング・ギヤの「アップ」操作時の引張荷重に耐えられなくなって、破断したことによるものと認められる。また、ニップル取付孔と反対側の

387009

部分の破断は、ニップル取付孔部分が破断した後、過大な引張荷重によって二次的に破断したものと認められる。

3.1.6 ロッド・エンドには、ボルト軸部にグリース溜の孔を有する中空型のものと、孔を有しない中実型のものとの二種類があり、同一部品番号で混用されているが、破断したロッド・エンドは中空型のものであり、記録によれば操作回数約 5.11×10^4 回で破断している。前記 2.8.3 から 2.8.6 に記述の試験及び研究の結果から、次のことがわかった。

- (1) 飛行試験により、各種飛行条件のもとでノーズ・ランディング・ギヤ操作時に、同ロッド・エンドに作用する最大荷重を測定した結果、ノーズ・ランディング・ギヤ操作時の最大引張荷重は、約 650 キログラム・フォースから 750 キログラム・フォースの範囲にあるものと推定された。
- (2) ロッド・エンドの静的引張試験及び簡易モデルの簡単な近似的計算による応力解析を行った結果から、ロッド・エンドに引張荷重が作用した時ニップル取付孔付近に最大応力を生じ、また、ニップル取付孔付近の最大応力は、同一荷重時においては、中実型の方が中空型より大きくなることが推定された。
- (3) 中空型及び中実型ロッド・エンドを使用して行った片振引張疲れ試験の結果から、ロッド・エンドの引張荷重に対する疲れ限度は、少なくとも中空型の場合は約 399 キログラム・フォース、中実型の場合は約 125 キログラム・フォースと認められ、また、片振引張疲れ試験の結果と、ノーズ・ランディング・ギヤ操作時に同ロッド・エンドに作用する引張荷重とから、ロッド・エンドが疲れ破断する負荷回数はおよそ 4×10^4 回から 1×10^5 回程度になることが推定された。
- (4) 最大荷重 720 キログラム・フォースで疲れ試験を行った中空型ロッド・エンドは、繰返し荷重回数 1.85×10^5 回で破断したが、この破面と破断した事故機のロッド・エンドの破面と比較した結果、疲れ試験により破断したロッド・エンドの破面は、酸化が見られなかった点を除いては、事故機のロッド・エンドの破面とほぼ一致していた。
- (5) これらのことから、ノーズ・ランディング・ギヤ操作時に同ロッド・エンドに作用する引張荷重は、中空型及び中実型ロッド・エンドの疲れ限度荷重よりもはるかに大きいので、同ギヤの操作回数が増加すればいずれはニップル取付孔付近において疲れ破断を生じ、同ギヤの操作回数が 4×10^4 回を超えると、同ロッド・エンドが疲れ破断を生ずる可能性が強くなることが推定される。

387010

- 3.1.7 教官がランディング・ギヤ・アップの操作を行った時にきいたと口述している異音は、すでにノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッドのロッド・エンドのグリース補給用ニップル取付孔の内面に生じていた疲れき裂のため、ランディング・ギヤ・アップ操作の際に同ロッド・エンドに作用した引張荷重に耐えられなくなって破断した時に生じたものと推定される。
- 3.1.8 ノーズ・ランディング・ギヤの「ダウン・ロック」がかからなかったことは、同ギヤのリトラクト・ブレースと結合されているリトラクト前方ロッドのロッド・エンドが破断して二つに分離したため、ギヤ・アクチュエータ・リトラクト・アームからの「ギヤ・ダウン」側への動きがつかわなかったことによるものと認められる。
- 3.1.9 ロッド・エンドは、1,000時間点検毎に取外し、洗じょうの後目視点検を行うことになっており、事故発生時までは6回にわたる1,000時間点検を経ているが、当該ロッド・エンドについては、き裂等の不具合は発見されていない。ロッド・エンドのき裂は、グリース補給用ニップル取付孔の内表面から発生していたことから、通常の点検において外部からこれを見出すことは、むづかしかったものと推定される。
- 3.1.10 同機のノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッドのロッド・エンドが、総飛行時間約6,600時間で疲れ破断したことについては、同機が操縦訓練専用として使用されているため、離着陸の回数も多く、さらに飛行中においてもランディング・ギヤの「アップ」及び「ダウン」操作が行われる等、ランディング・ギヤの操作回数が一般に使用されている他の同型式機に比して、極めて多いことが寄与しているものと認められる。

4 結 論

4.1 解析の要約

- 4.1.1 ロッド・エンドのグリース補給用ニップル取付孔部分が破断したのは、ニップル取付孔内表面の複数箇所から、ノーズ・ランディング・ギヤ操作の度毎に、同ロッド・エンドに繰返し作用する引張荷重による疲れき裂が発生し、かなり長期間にわたって進行して、その深さがニップル取付孔内表面から約1.2ミリメートルになった時点で、残余の部分の強度がノーズ・ランディング・ギヤの「アップ」操作時の引張荷重に耐えられなくなって、破断したことによるものと認められる。また、ニップル取付孔と反対側

387011

の部分の破断は、ニップル取付孔部分が破断した後に、過大な引張荷重によって二次的に破断したものと認められる。

4.1.2 同機のノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッドのロッド・エンドが総飛行時間約 6,600 時間で疲れ破断したことについては、同機が操縦訓練専用として使用されているため、離着陸の回数も多く、さらに飛行中においてもランディング・ギヤ操作が行われる等、ランディング・ギヤの操作回数が一般に使用されている他の同型機に比して、極めて多いことが寄与しているものと認められる。

4.2 原因

本事故の原因は、ノーズ・ランディング・ギヤのリトラクト前方ロッドのロッド・エンドが疲れ破断し、「ダウン・ロック」がかからなかったことによるものと認められる。

参考事項

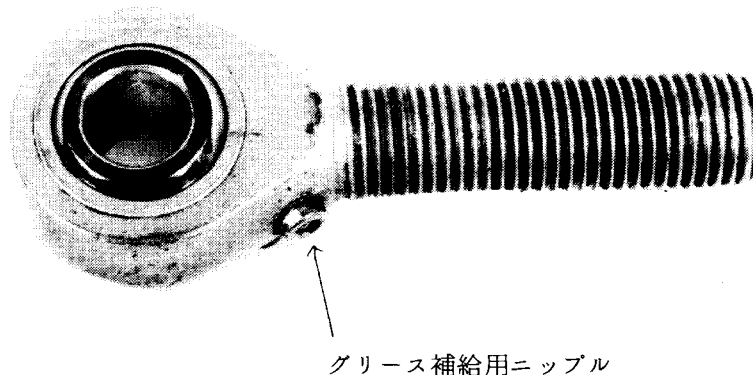
航空大学校は、本事故発生後、ビーチクラフト式 95 - B 5 5 型機について直ちに点検を行い、昭和 57 年 8 月 26 日から 10 月 14 日までの間に、全機（13 機）の同ロッド・エンドを新品と交換した。

また、同様にビーチクラフト式 E 3 3 型機に使用されている同型式のロッド・エンドについても、昭和 57 年 8 月 26 日から昭和 58 年 1 月 26 日までの間に、全機（22 機）新品と交換した。

さらに、従来交換時間の設定を要求されていなかった同ロッド・エンドについて技術的検討を行い、飛行 3,000 時間で廃棄するよう新たに整備要目を決定し、整備業務規程に追加規定した。

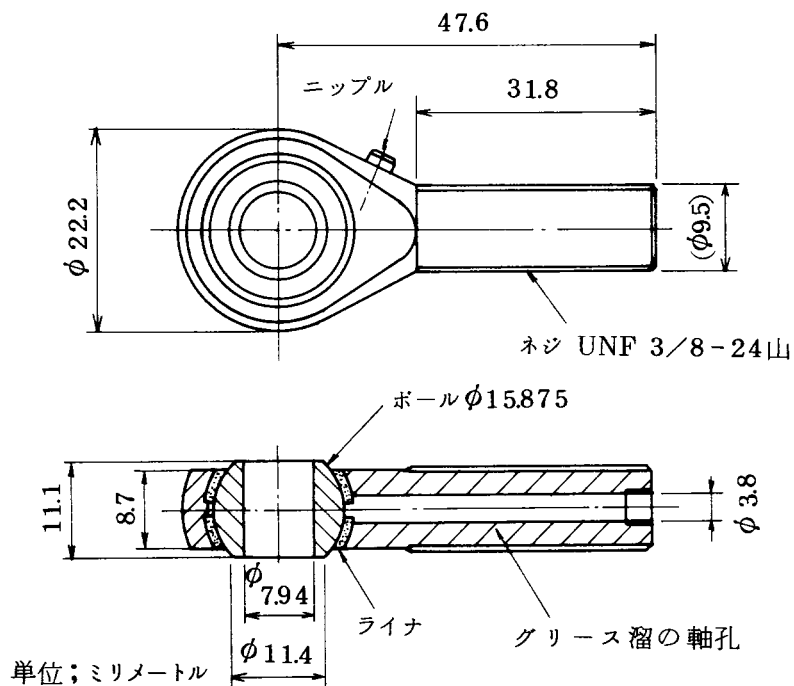
387012

ノーズ・ランディング・ギヤ・リトラクト前方ロッド・エンド



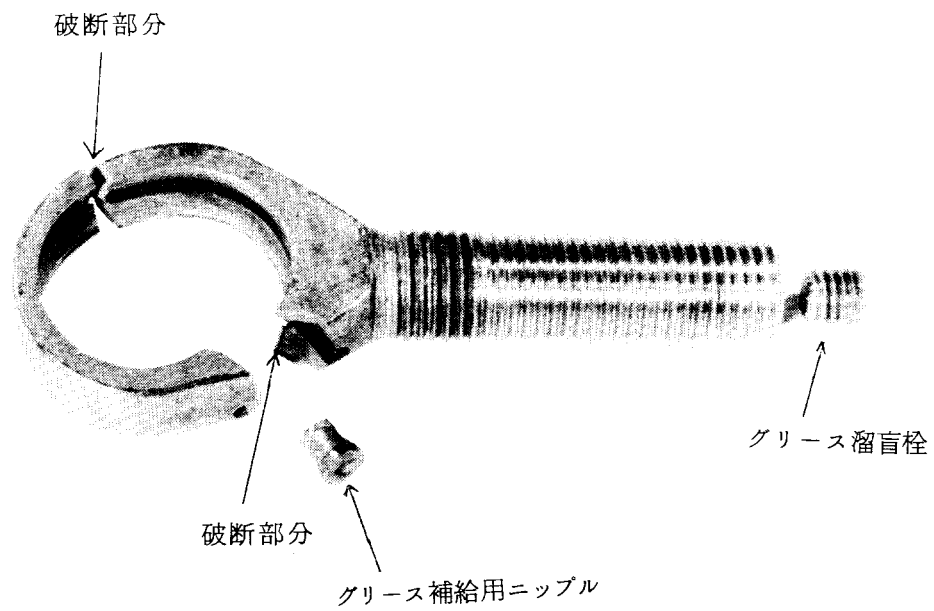
(A) ロッド・エンドの外観

グリース補給用ニップルは錐孔に打込まれている。



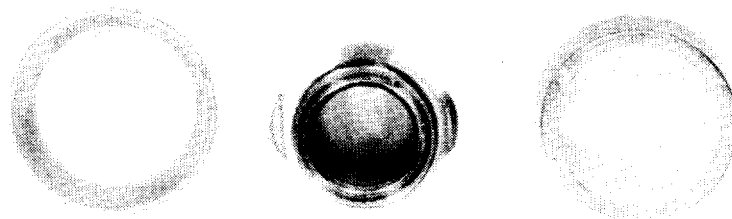
(B) ロッド・エンド（中空型）の詳細

387013-1



(C) ロッド・エンドの破損状況

軸部は中空で右端にねじで盲栓がなされている。



(D) ボール及びライナの外觀