

航空事故調査報告書
個人所属
ベル式206L-3型JA6059
愛知県海部郡木曾岬干拓地
平成3年7月29日

平成4年4月16日

航空事故調査委員会議決

委員長 竹内和之

委員 吉末幹昌

委員 宮内恒幸

委員 東 昭

委員 東 口 實

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

個人所属ベル式206L-3型JA6059(回転翼航空機)は、平成3年7月29日、愛知県海部郡木曾岬干拓地においてオートロテーション(パワー・リカバリ)訓練中、10時20分ごろハードランディングした。

同機には、機長ほか操縦士1名及び同乗者1名の計3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、平成3年7月29日、運輸大臣から事故発生 of 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

平成3年7月30日～31日	現場調査
平成3年8月8日～9日及び	
平成4年4月6日～7日	燃料コントロール機器調査
平成3年11月15日	試験飛行
平成3年11月21日	エンジン及び燃料システムの再調査

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

J A 6 0 5 9 は、平成3年7月29日、機長の操縦訓練のため機長が右席に、機長よりは操縦経験のある操縦士が左席に、同乗者1名が後席に搭乗して、機長の操縦により三重県四日市市山田町の場外離着陸場を09時40分に離陸し、愛知県海部郡木曾岬干拓地の場外離着陸場（以下「場外離着陸場」という。）の上空に10時00分ごろ到着した。その後の飛行経過については機長及び操縦士によれば次のとおりであった。

機長が操縦して場外離着陸場において約5分間ホバリング訓練を行った後、当時弱い西風であったので、干拓地の中央付近に着陸地点を設定し、東から西に向かって直進オートロテーション（パワー・リカバリ）訓練を行うことにした。開始諸元を対地高度（以下「高度」という。）700フィート、速度80～90ノット、オートロテーション進入後の速度60ノット、パワー・リカバリ開始高度を機長の飛行経験を考え安全上の配慮から300フィートとし、3回目まで特に問題もなく行えたので4回目も同じ諸元で行った。

機長はオートロテーション進入後、高度300フィートでパワー・リカバリを行うため、ツイスト・グリップをフル・パワー側に一杯に回し、トルク計を注視したところ指針が零位置から動かず、エンジンが加速しなかった。ツイスト・グリップに付いているフル・パワー位置を示す赤の合いマークを確認したところ、正しくフル・パワー位置にあった。

左席の操縦士は、この時点で異常を感じ自分側のツイスト・グリップがフル・パワー位置にあることを確認するとともに、デュアル回転計の指針が針割れ状態にあることを視認し、エンジンに異常が発生したと思って、機長と操縦を交代してオートロテーション・ランディングを行った。このとき速度は約60ノット、メイン・ロータの回転は緑マーク内にあったので、引き続き降下して着陸地点に近づき機体をフレアさせて減速し、速度約15ノットで機体の沈みを止めるためコレクティブ・ピッチを使用した。接地前に使い切り、機体はハードランディングしてバウンドし、前方約3メートルのところで停止した。

この間、エンジンは加速せず機首の振れもなく、コレクティブ・ピッチを大きく使用したときにメイン・ロータの低回転警報音が鳴ったように思った。

機体が停止した時の計器の指示は、トルクが0、N1が64～65%、T.O.Tが570度Cであった。燃料バルブを閉としてエンジンを停止し、機体外に出たところテール・ブームがメイン・ロータで切断されていた。

事故発生時刻は、10時20分ごろであった。(写真1及び2参照)

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

メイン・ロータ

破 損

テール・ブーム

切 断

スキッド

後部取付部損傷

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

な し

2.5 乗組員に関する情報

機長 男性 39歳

自家用操縦士技能証明書

第16527号

限定事項

回転翼航空機 陸上単発ピストン機

平成3年3月26日

陸上単発タービン機

平成3年5月22日

第二種航空身体検査証明書

第25470132号

有効期限

平成4年7月7日

総飛行時間

180時間47分

同型式機飛行時間

20時間50分

(内206L-3型機8時間40分)

最近30日間の飛行時間

14時間45分

操縦士 男性 19歳

自家用操縦士技能証明書

第15675号

限定事項

回転翼航空機 陸上単発ピストン機

平成2年7月26日

陸上単発タービン機

平成2年9月19日

第二種航空身体検査証明書

第24240478号

有効期限

平成3年8月30日

総飛行時間

329時間33分

同型式機飛行時間

33時間56分

(内206L-3型機21時間50分)

最近30日間の飛行時間

23時間08分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式

ベル式206L-3型

製造番号

51432

製造年月日

平成2年12月4日

輸入新規組立日

平成3年4月23日

耐空証明書

第東3-119号

有効期限

平成4年4月30日

総飛行時間

48時間49分

2.6.2 エンジン

型 式	アリソン式250C-30P型
製造番号	CAE-895485
製造年月日	平成2年8月23日
総使用時間	48時間49分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は3,745ポンド、重心位置は120.0インチと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量4,150ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲119.3~126.8インチ)内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はモービル254(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

機長によれば事故現場付近は、弱い西風が吹いていたとのことであった。

また、事故現場から北東約30キロメートルに位置する名古屋空港の事故関連時間帯の航空気象観測値は、次のとおりであった。

10時00分 風向 150度、風速 9ノット、視程 20キロメートル、
雲 2/8積雲 2,500フィート、5/8積雲 3,500フィート、
気温 30度C、露点温度 25度C、QNH 29.82インチ/水銀柱
11時00分 風向 140度、風速 13ノット、視程 20キロメートル、
雲 3/8積雲 2,500フィート、5/8積雲 3,500フィート、
気温 31度C、露点温度 24度C、QNH 29.78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 エンジンの調査

1. エンジンの外観点検の結果、異常は認められなかった。
2. コンプレッサ及びパワー・タービンの手回し点検の結果、拘束や異音はなく滑らかに回転した。

また、コンプレッサ及びパワー・タービンのブレードにも異常は認められなかった。

3. 滑油フィルタ及び燃料フィルタに異物は認められなかった。
4. エンジン・コントロールのリンケージに異常は認められなかった。
5. フリー・ホイール・ユニットを手回しにより調査した結果、拘束や異音はなかった。

2.8.2 パワー・タービン・ガバナ及びガス・プロデューサ・フューエル・コントロールの調査

1. 同機のパワー・タービン・ガバナ及びガス・プロデューサ・フューエル・コントロールは、米国ベンディックス社が製造し、エンジン・メーカである米国アリソン社に納入され、パワー・タービン・ガバナは1990年7月30日に、ガス・プロデューサ・フューエル・コントロールは1990年4月4日に同社の受け入れ検査に合格している。

(1) パワー・タービン・ガバナ

部品番号	2524692
製造番号	BR36688
使用時間	48時間49分

(2) ガス・プロデューサ・フューエル・コントロール

部品番号	2524922
製造番号	BR52714
使用時間	48時間49分

当該ガス・プロデューサ・フューエル・コントロールのスタート・アクセレーション・アジャストメントは、ニュートラル・ポジションから、燃料流量を減らす側(反時計回り)に1クリック調整されている。

注：スタート・アクセレーション・アジャストメントは、アリソン社の規定によれば、エンジンのスタート時に、ガス・プロデューサ回転数が一定時間内に規定値まで上昇するよう燃料流量を増減する調整機構で、地域による温度差等により使用者が調整を行う。ニュートラル・ポジションから増量側に5クリック、減量側に2クリック調整ができる。調整できる燃料流量は、増量側に1時間当たり6～12ポンド、減量側に1時間当たり3～9ポンドである。

2. パワー・タービン・ガバナの機能試験

同機のパワー・タービン・ガバナの機能試験をアリソン社の規定にしたがって実施したところ、オーバーホールの規定値から一部はずれた値が認められたが、サービス・リミットの規定値内にあった。

注：1. オーバーホール規定値は、新規の製造時及びオーバーホールしたときに適用されるものである。

2. サービス・リミットの規定値は、使用中のものに対して適用されるものである。

3. ガス・プロデューサ・フューエル・コントロールの加速機能試験

同機のカス・プロデューサ・フューエル・コントロールの加速機能試験をアリソン社の規定にしたがって実施したところ、アクセラレーション・フロー・テストの項目において、燃料流量が全般にわたりオーバーホール規定値より少ない値が認められた。この値をサービス・リミットの規定値と照合したところ、規定値より少ない値が認められた。この試験結果をもってアリソン社に問い合わせたところ回答は次のとおりであった。

ガス・プロデューサ・フューエル・コントロールのスタート・アクセラレーション・アジャストメントが、1クリック減量側に調整されている結果であり、その値はエンジンが正しく加速しなくなるほど大きなものではない。したがってガス・プロデューサ・フューエル・コントロールは、通常のとおり機能していたものと考えられる。

2.8.3 同型式機による試験飛行

同型式機により試験飛行を行った結果、次のことがわかった。

1. オートロテイションに進入後、速度を60ノットにセットして降下したところ、エンジン回転は91～92%、ガス・プロデューサは63%、トルクは3～4%であった。
2. 高度700フィートでオートロテイション進入し、速度60ノットで降下すると、ホバリングに移るまでの所要時間は31～33秒で、高度300フィートからホバリングに移るまでの所要時間は11～12秒であった。
3. オートロテイションに進入して速度を60ノットにセットするときには、スムーズな操作が必要で、速度が60ノットを切ると回復させるためには機体の姿勢が大きく変化して安定せず、また、降下率が大きくなってその後の操作に余裕がなくなりむずかしくなった。

4. ツイスト・グリップはストロークが小さく、フル・パワーにするために特別な力は必要としない。また、フル・パワー・ポジション位置からの戻りは感じられなかった。
5. パワー・リカバリの時期をフレア終了後の高度約15～20フィートで行ったところ、向い風約10ノットの条件下ではあったが、エンジン出力は円滑に追随し、高度2～3フィートでホバリングができた。
なお、上記試験飛行時の気象は、東風約10ノット、外気温度16度C、ヘリスポットは30×40メートルであった。

2.9 その他必要な事項

2.9.1 ツイスト・グリップについて

同機のツイスト・グリップは、直径約4センチメートル(円周約14センチメートル)で、アイドル状態からフル・パワー状態までの間のストロークは、1.3センチメートル(円周の約1/10ストローク)である。

また、右操縦士席側のツイスト・グリップ上面にフル・パワー位置を示す赤の合いマークが書かれている。

2.9.2 オートロテーション(パワー・リカバリ)について

オートロテーションのパワー・リカバリ訓練は、通常のようにオートロテーションに進入した後、高度75～100フィートでフレアを行い、速度及び降下率を減少させながらツイスト・グリップをフル・パワーとしてパワーをリカバーし、目標地点上空においてホバリングに移ることによりオートロテーション訓練を行うものである。

この訓練では、機体の接地操作は行わない代わりに、地表面に近づき操作が最も錯そうし、注意力が要するとき、パワー・リカバリという余分な操作を行うこととなる。このためツイスト・グリップのフル・パワー操作が不完全になりやすい。

2.9.3 機長及び操縦士のオートロテーション訓練の経験について

機長は、206B型機の免許を取得時に教官同乗で、数回のオートロテーション訓練を経験しているが、206L-3型機では事故発生時が初めてであった。

操縦士は、米国ベル社において、平成2年(1990年)2月6日～8日の間、ベル式206L-3型により7時間30分間の訓練を受け、その間に各種オートロテーション訓練を教官同乗で10数回行っているのみで、単独飛行での経験はない。

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 JA6059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 2.8.2の1項に述べたように、パワー・タービン・ガバナ及びガス・プロデューサ・フューエル・コントロールの機能試験をアリソン社の規定にしたがって行ったところ、オーバーホールの規定値からはずれた値が認められた。この値をサービス・リミットの規定値により照合したところ、パワー・タービン・ガバナについては規定値内にあったが、ガス・プロデューサ・フューエル・コントロールについては、一部に規定値より少ないものが認められたため、この試験結果をアリソン社に問い合わせたところ、2.8.2の3項に述べたように「ガス・プロデューサ・フューエル・コントロールのスタート・アクセラレーション・アジャストメントが、1クリック減量側に調整されている結果であり、ガス・プロデューサ・フューエル・コントロールは通常のとおり機能していたものと考えられる。」との回答を得た。

このことと、3回目までエンジンのリカバー時に異常は認められなかったこと及び事故発生後もエンジンがアイドル状態で回転していたこと並びに2.8.1項に述べたエンジンの調査から、エンジンは異常なかったものと推定される。

3.1.4 機長はエンジンが加速しなかったと述べていること、操縦士はデュアル回転計の指針が針割れ状態にあったのでオートロテイション・ランディングを行ったと述べており、また、オートロテイションを行っていることから、同機のエンジンが何等かの理由により加速しなかったものと推定される。

この理由については、前項に述べたようにエンジンに異常がないこと、機長及び操縦士の両名が共にツイスト・グリップのフル・パワー状態にあることを確認したと述べているが2.9.2項に述べたように、ツイスト・グリップのフル・パワー操作が不完全になり易いこと並びに機長及び操縦士の飛行経験が少ないことから、

1. 当該時点においてエンジンに一過性の加速不良が発生した。
2. 機長及び操縦士の両名が、共にツイスト・グリップをフル・パワー側に回したつもりが回していなかった。

3. 同じく、回したつもりが不十分であった。
の3状態の可能性が考えられるが、このいずれであるかについては、これを明らかにすることはできなかった。

3.1.5 操縦士は、自ら操縦してオートロテーション・ランディングを行ったが、オートロテーション・ランディングを予期していなかったこと、着陸地域が高さ約1メートルの草地で高度判定が困難であったこと及び当時風が弱く操作が困難であったことから、コレクティブ・ピッチ・フレアーの操作に適切を欠き、接地前にコレクティブ・ピッチを使い切り、同機はハードランディングしてメイン・ロータで尾部を切断したものと推定される。

3.1.6 機長及び操縦士の同型式機についての飛行時間は、それぞれ20時間50分及び33時間56分と少なく、単独飛行でのオートロテーション訓練の経験もなく、風が弱く高温の条件下に、高い草に覆われた場所において同乗者を搭乗させて、オートロテーション(パワー・リカバリ)の訓練を行ったことは、訓練を安全に実施するための配慮に欠けていたものと考えられる。

4 原因

本事故は、同機がオートロテーションに進入後のパワー・リカバリ時に、エンジンが加速しなかったためオートロテーション・ランディングを行ったが、操作に適切を欠いたためハードランディングしたことによるものと推定される。

付図1 ベル式206L-Ⅲ型

(三面図)

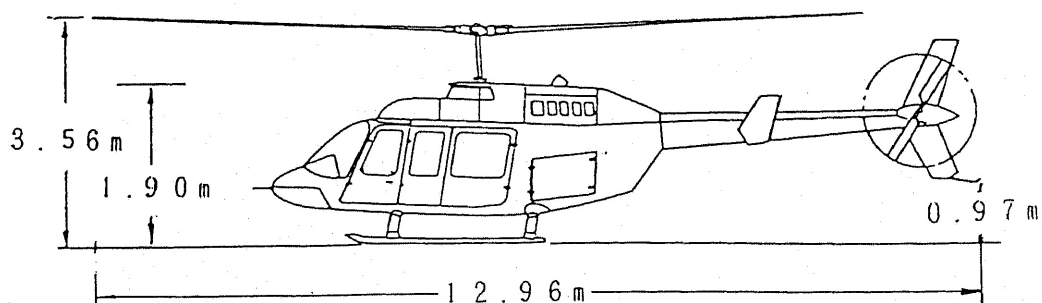
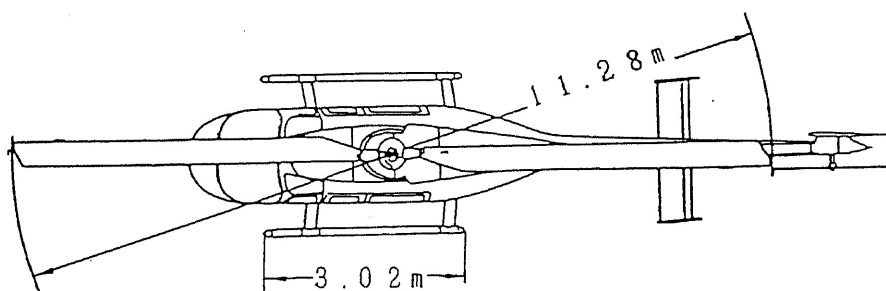
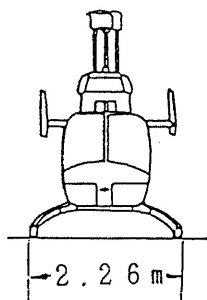


写真1 事故機



写真2 事故現場の状況

