

航空事故調査報告書

所 属 個人
型 式 シェンプ・ヒルト式アーカスM型（動力滑空機、複座）
登録記号 JA 1 1 AM
事故種類 墜落
発生日時 令和3年10月12日 09時39分頃
発生場所 北海道かみかわ上川郡びえい美瑛町

令和8年2月27日
運輸安全委員会（航空部会）議決
委 員 長 李家賢一（部会長）
委 員 高野 滋
委 員 堂園正人
委 員 早田久子
委 員 津田宏果
委 員 松井裕子

1 調査の経過

1.1 事故の概要	<p>個人所属シェンプ・ヒルト式アーカスM型JA 1 1 AMは、令和3年10月12日（火）、北海道上川郡美瑛町にある美瑛滑空場から離陸した直後の旋回中に墜落した。</p> <p>同機には、2名の操縦士が搭乗しており、2名とも死亡した。</p> <p>同機は大破したが、火災は発生しなかった。</p>
1.2 調査の概要	<p>運輸安全委員会は、令和3年10月12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。</p> <p>本調査には、事故機の機体及びエンジンの設計・製造国であるドイツ連邦共和国の代表が参加した。</p> <p>原因関係者からの意見聴取は、搭乗していた2名の操縦士が本事故で死亡したため行わない。関係国に対し、意見照会を行った。</p>

2 事実情報

2.1 飛行の経過	<p>同機の2名の操縦士の飛行仲間で、事故機の機体準備作業を手伝っていた目撃者の口述、同機に搭載されていたGPS装置の記録（航跡情報）及び事故現場付近を走行中の自動車に搭載されていたドライブレコーダーの映像によれば、飛行の経過は概略次のとおりであった（図1参照）。</p>
-----------	--



図1 美瑛滑空場、防犯カメラ及びドライブレコーダー撮影場所の位置関係

個人所属シェンプ・ヒルト式アークスM型JA11AMは、令和3年10月12日08時00分頃から、操縦士A及びその飛行仲間によって飛行の準備が開始された。操縦士Aは、同機を格納庫から駐機場に搬出し、エンジンの試運転を約5分間実施した。



図2 出発準備中の同機

その後、操縦士Aは、同機の燃料をタンクに満載となるまで補給した。同機は、けん引され離陸滑走開始位置に到着した後、操縦士Aが前席に、操縦士Bが後席に着座し、エンジンの始動に続いて暖気運転及びエンジンの作動確認を行った。

同機は、09時38分頃、レジャー飛行のため同滑空場南東端から北西に向けて自力発航^{*1}した。同機は、滑走路北西端付近を通過した後、上昇しながら左旋回を開始したが、約90°変針した辺りで、突然、エンジン音が消失した。通常、飛行中にエンジンが停止した場合は、飛行速度を維持するために降下しなければならないが、同機は、エンジン音が消失した後も降下する

*1 「自力発航」とは、動力滑空機が、自機に搭載されているエンジンを使用して離陸（発航）することをいう。

様子がなくそのまま左旋回を継続した。同機は、その後、対地高度約100mで左旋回のスピンに入り急降下した。スピンは1回転で止まり、機首をやや上げ始めたところで美瑛川に墜落した（図3参照）。



図3 推定飛行経路

滑空場にいた目撃者は、同機が墜落した直後に河原に到着し、美瑛川に墜落した同機を発見したが、操縦士A及び操縦士Bは意識のない状態で、同機のエンジンは停止していた。操縦士A及び操縦士Bは、その後到着した消防隊員により救急搬送されたが、搬送先の病院で両名の死亡が確認された。

目撃者は、事故発生当日、同機の飛行前に操縦士A及び操縦士Bと挨拶を交わした際、体調不良の様子は認めていない。

なお、操縦士Aは、本事故の発生日が、同機における初めての前席操縦であった。

本事故の発生場所は、北海道上川郡美瑛町にある美瑛滑空場の西約750m（北緯43度31分53秒、東経142度33分21秒）で、発生日時は、令和3年10月12日09時39分頃であった。

2.2 死傷者

操縦士A：死亡（脳挫傷及び右足脛骨下部の骨折）
操縦士B：死亡（脳挫傷）

2.3 損壊

- (1) 航空機の損壊の程度 大破
- (2) 航空機各部の損壊の状況（図4参照）
 - ・ コックピット：キャノピー破損、前後席座席バケット破損、前席フラップレバー屈曲及び固着
 - ・ 胴 体：中央部で折損、機首から主脚付近までの胴体下面破損
 - ・ 主 翼：左主翼下面破損、右主翼端折損

(主翼と胴体の取付部の損傷は認められなかった。)

- ・ 動力部：尾部方向に倒壊
 ※ 動力部を展開及び格納するためのアクチュエーターは、完全に展開された状態（エンジン作動位置）であった。
- ・ プロペラ：全ブレード（2枚）について後面のほぼ中央部に打痕
- ・ 主脚：スチールチューブ（支柱）が折損し、座屈
 操縦系統の不具合は認められなかった。また、エンジンに異常燃焼の痕跡や内部破壊などは認められなかったが、エンジンの点火系統の機体側（配線コネクターとエンジンコントロールユニットの間）の導通確認を行ったところ断線しているのが確認された。

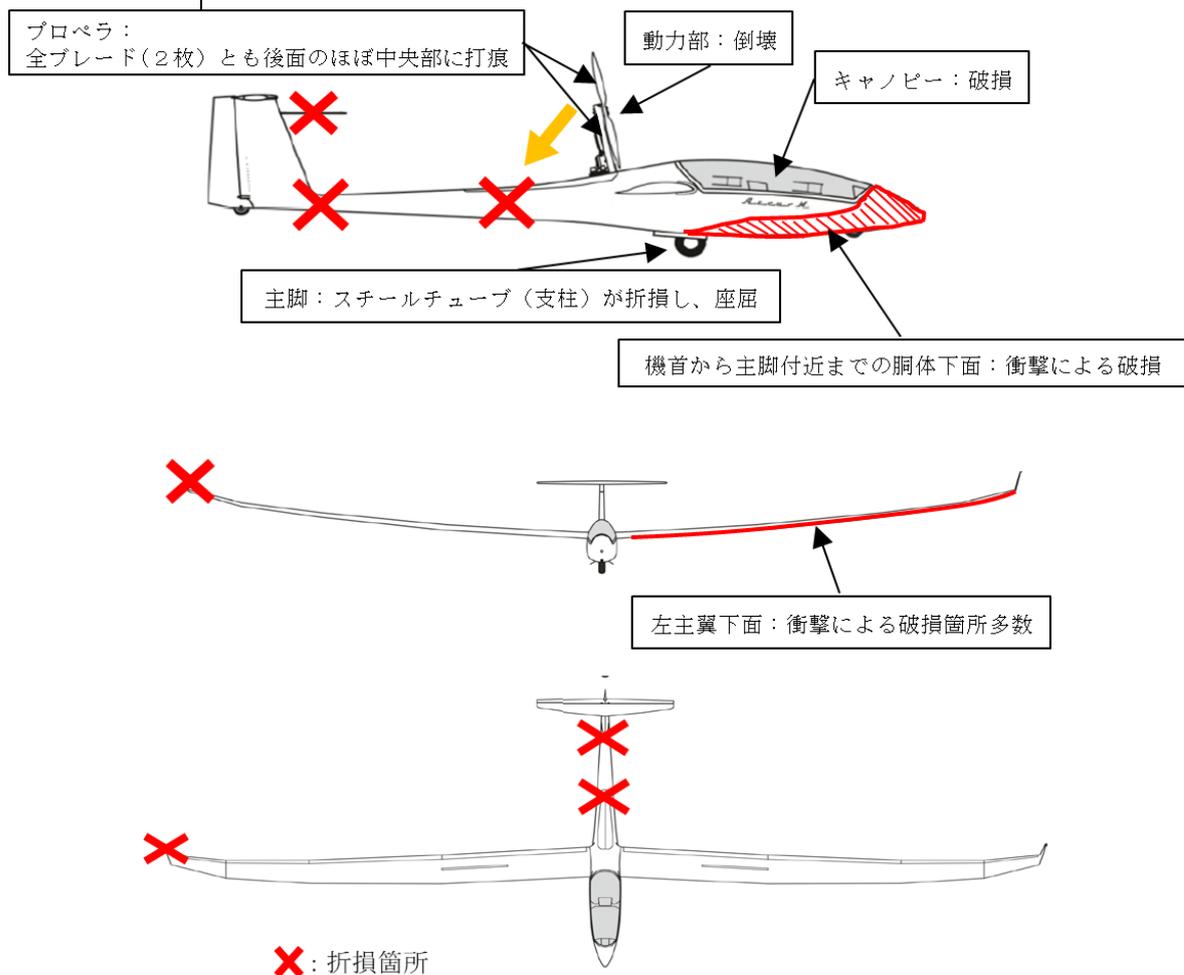


図4 機体の損壊状況

<p>2.4 乗組員等</p>	<p>(1) 操縦士A 69歳</p> <p>自家用操縦士技能証明書（滑空機） 昭和49年8月27日</p> <p>特定操縦技能 操縦等可能期間満了日 令和4年3月16日</p> <p>限定事項 動力 昭和49年8月27日</p> <p>第2種航空身体検査証明書 有効期限：令和4年2月6日</p> <p>総飛行時間 3,320時間54分</p> <p>同型式機による飛行時間（平成29年11月21日以降） 465時間35分</p> <p>最近30日間の飛行時間 4時間59分</p>
-----------------	--

	<p>(2) 操縦士B 68歳 自家用操縦士技能証明書（えい航装置なし動力滑空機） 平成26年2月13日 第2種航空身体検査証明書 有効期限：令和4年6月12日 総飛行時間 3,758時間18分 同型式機による飛行時間（平成28年11月14日以降） 390時間55分 最近30日間の飛行時間 20時間35分</p>
2.5 航空機等	<p>(1) 航空機型式：シェンプ・ヒルト式アーカスM型 製造番号：229、製造年月日：令和3年1月25日 耐空証明書：第2021-38-09号、有効期限：令和4年9月18日 総飛行時間：15時間25分</p> <p>(2) エンジン型式：Solo式2625-02i型（2ストロークエンジン） 製造番号：479/288、製造年月日：令和2年9月20日 総使用時間：2時間44分 本事故発生当時、同機の重量は約750kg、重心位置は約242mmと推算され、 いずれも許容範囲内（最大離陸重量850kg、許容重心位置95～290mm）に あった。</p>
2.6 気象	<p>事故直後に撮影された墜落現場の写真及び目撃者の口述によれば、事故発生 時、同滑空場は晴れており、また、同滑空場を本事故発生前に離陸した滑空機 操縦士の口述によれば、当該離陸後の大気の状態は静穏であった。</p> <p>事故現場の北西約7kmに位置する旭川地方気象台の美瑛地域気象観測所の 事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。</p> <p>09時40分 風向 西、風速 1.3m/s、気温 13.0℃</p>
2.7 その他必要な 事項	<p>(1) ドライブレコーダーの映像の状況 事故現場付近を走行していた自動車に搭載されていたドライブレコー ダーの映像には、同機の離陸後から、スピンに入り急降下するところなど、 墜落直前の状況が合計約4秒記録されていた。</p> <p>(2) 防犯カメラの録音の状況 事故現場付近の建物に設置されていた防犯カメラには、飛行中の同機の エンジン音が記録されており、当該エンジン音が消失してから約10秒後 に衝撃音が記録されていた。</p> <p>(3) GPS装置の情報 同機のGPS装置に記録されていた飛行速度*2は、機体が離陸してから約 11秒後に、同機の飛行規程（以下「飛行規程」という。）で定められた上 昇速度（51kt）まで加速していた。その後、当該上昇速度を中心としたお おむね50～52ktの範囲の速度を維持して上昇しており、記録が途絶え るまで（離陸後41秒）特異な変化は認められなかった。</p> <p>飛行高度（離陸滑走開始位置を0mとした高度）は、同機の離陸後ほぼ一 定の上昇率で上昇していた。左旋回開始時（離陸後29秒）の高度は76 m、離陸後39秒に106m、その2秒後に107mを記録したのを最後 に記録が途絶えていた（図5参照）。</p>

*2 GPS装置に記録されていた飛行速度は対地速度（km/h）である。飛行規程にある失速速度との比較を行うため、GPS装置から読み出したデータをノット（kt）に換算し、事故当時の気温及び高度を補正して指示対気速度（IAS）に換算した数値を使用している。

なお、当該情報の解析結果によれば、左旋回中の平均バンク角は約24°であった。

(4) 同機の離陸手順

飛行規程によれば、離陸後、飛行速度51kt、フラップ「+2」位置で上昇することが推奨されている。

また、飛行規程によれば、事故発生当時の同機の失速速度は、翼が水平の状態では46ktであり、バンク角24°においては48ktであった。

墜落後の同機のフラップレバー位置を確認したところ、前後席ともに、ほぼ離陸後の上昇で使用される「+2」の位置であった（ただし、機体部品流出防止のため、初動調査開始前に墜落した場所から機体を動かしたため、墜落時のフラップレバーの状態を直接は確認していない）。

(5) エンジン格納式動力滑空機の空力特性（飛行特性）

米国連邦航空局編『Glider Flying Handbook』（FAA-H-8083-13, 2013）によれば、同機のように、胴体の上にエンジンを展開して作動させる動力滑空機において自力発航後の上昇中に発生したエンジン故障の対応について、次のとおり記述されている。

（仮訳）エンジンの故障の種類に関係なく、パイロットの最初に行うべきことは、飛行速度を維持し、グライダーを適切に制御することである。推力の喪失が発生した場合は、適切な飛行速度を維持するために必要なだけ、機首を下げる。完全に推力を失った場合、胴体の上にポッドに取り付けられたエンジンを備えた自力発航グライダーで飛行するパイロットは、エンジンが機首に取り付けられている機体よりも、かなり積極的に機首を下げる必要がある。前者では、最大出力で作動中のエンジン推力は、機首下げのピッチングモーメントを発生する傾向がある。推力を失った場合、機体の前後軸より上にあるエンジンポッドにより発生する抗力のため、機首下げのピッチモーメントがなくなり、機首上げのピッチモーメントが生じる。飛行速度を維持するために、操縦桿を前方向にかなり大きく操作することが必要となる可能性がある。高度が低い場合、エンジンを格納し、エンジンで生じる抗力を減らすための十分な時間はない。エンジンを出したままの状態グライダーを着陸させること。この形態での滑空比は、機外に出されたままのエンジンとプロペラの抗力のために小さくなる。

（中略）

推力低下が発航中又は上昇中に発生したときは、操縦できる時間は限られる可能性がある。大きな抵抗がある状態のグライダーは、推力なしで滑空できる距離が短くなる。旋回は最小限にし、できるだけ安全な場所に着陸すること。

（略）

また、同滑空場等において、操縦士A及びBと一緒に飛行していて、長年、同型滑空機の飛行経験がある操縦士（以下「同型機の操縦経験者」という。）によると、同型機では、飛行中にエンジンを止めてから胴体内部へエンジンを格納するまでの間、舵の効きが悪くなるが、コントロールに不安を感じるほどのものではない。

飛行規程では、失速に陥ると操縦桿及び操縦席の振動が顕著となり、操舵の効きが鈍くなる（Spongy）とされている。特に、動力部が展開されたま

まの状態です。失速に陥った場合、プロペラによって生じる気流の乱れによって、操縦桿の振動が激しくなるとされています。

(6) スピンからの回復手順

飛行規程によれば、スピンからの回復手順は、次のとおりである。

(仮訳) 3.5 スピンからの回復

(略)

重心位置が中央から後方にある場合、定常のスピン回転となる可能性がある。標準的な回復操作を行ったあと、アークスMは、フラップ位置によるが、1/2から3/4回転で回転が止まる。

回復操作を開始してから水平飛行に復するまでの高度損失は、250 m (590 ft) に達する可能性があり、回復時の速度は、130 km/h から210 km/h (70-113 kt, 81-130 mph) となる。

(略)

(7) エンジン故障時の手順

飛行規程によれば、エンジン故障が発生した場合の手順は、次のとおりである。

(仮訳)

① 離陸時 (抜粋)

十分な飛行速度を得るために、操縦桿を速やかに前方に押すこと。

(中略)

もし、選択した着陸方法の安全性が高まるのであれば、動力部を少なくとも途中まで格納すること (プロペラブレードの位置とは関係なく)。動力部が途中まで格納された状態であっても、滑空比はかなり向上する。

(中略)

警告

動力部が完全に展開された状態では、105 km/h (57 kt) で飛行する場合、降下率は約2.25 m/s (443 fpm) となり、滑空比は13 : 1に減少する。

なお、動力部を胴体内に格納した場合の滑空比は49 : 1になることが飛行規程の別の章で記載されている。

② 飛行中

飛行中、エンジン故障が発生した場合、以下のことを確認すること。

・燃料の量

・フューエル・シャットオフ・バルブ (開いているか?)

エンジンが再始動できない場合、動力部を格納して着陸すること。

(略)

③ エンジンへの電力供給に関する故障

(中略)

エンジン制御及び燃料噴射のための電力は、エンジン・バッテリーからの供給だけになる。エンジン・バッテリーの容量を使い果たしてしまうと、すぐにエンジンは停止し、エンジンを格納することはできなくなる。(appr. 3.7.4 ページ)

(略)

(8) エンジンデータについて

同機的设计・製造国であるドイツ連邦共和国の連邦航空機事故調査局(以下「BFU」という。)の協力を得て、同機のエンジンに装備されていたエンジン制御ユニットに記録されていたデータの抽出及び当該データの解析を行った。

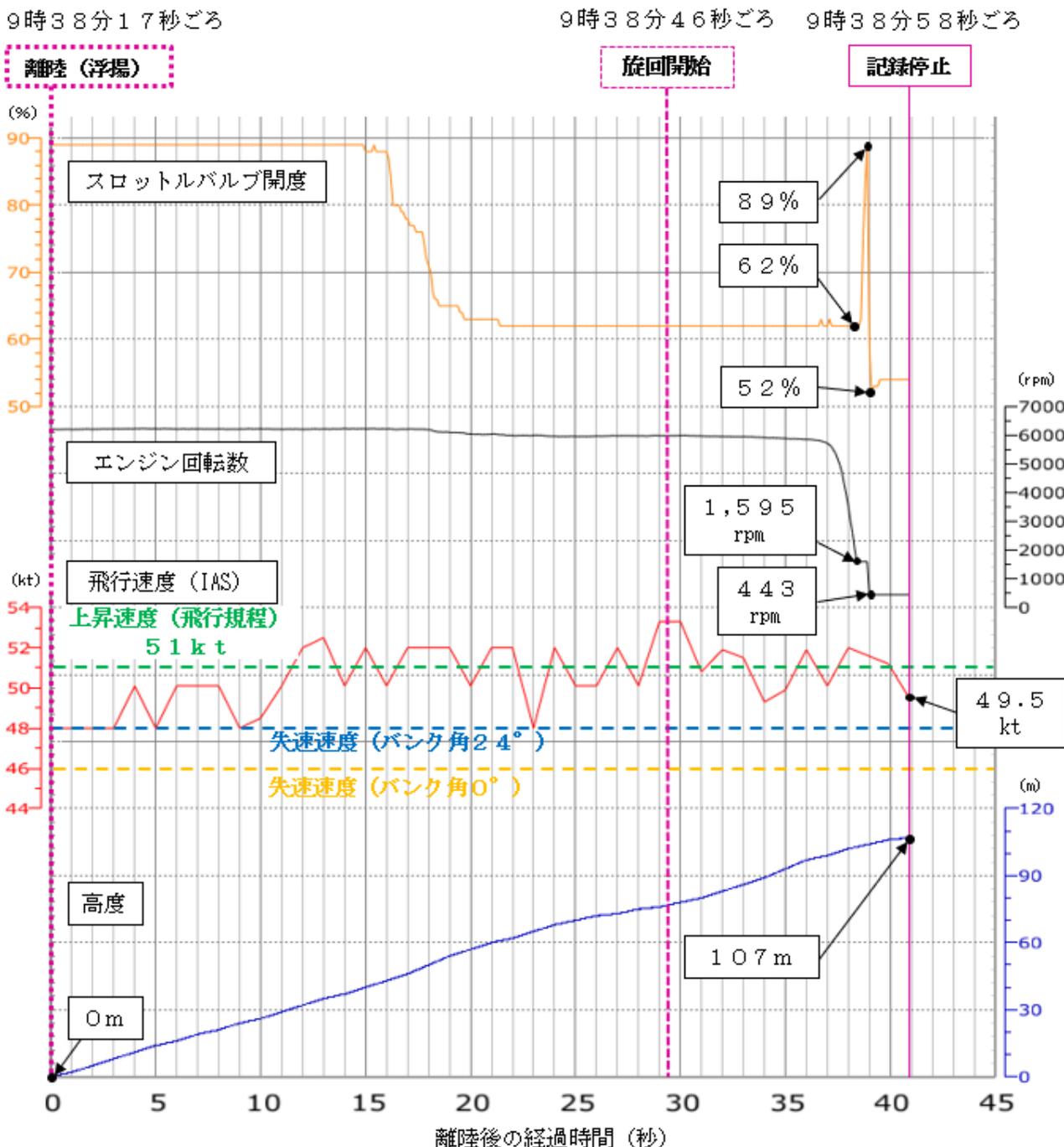


図5 飛行高度、飛行速度、エンジン回転数及びスロットルバルブの推移 (離陸から記録停止までの41秒間)

図5で示すとおり、同ユニットには、エンジン回転数やスロットルバルブの開度等が記録されていた。データの解析結果によれば、同機が離陸を開始した以降、エンジンは正常に作動(エンジン回転数、約6,200rpm)していたが、エンジン回転数が、4,949rpm(データ記録停止の3.4秒前)から1,595rpm(データ記録停止の2.6秒前)まで急激に低下した

	後にスロットバルブの開度が急激に増加していた（データ記録停止の2.1秒前に62%から89%に増加）。さらに、エンジン回転数が、443rpm（データ記録停止の1.9秒前）に低下したことが記録されていた。 なお、エンジンデータの記録停止とGPSの記録停止は、同時であったとみられる。
--	--

3 分析

(1) 地表面に衝突するまでの状況（動画の解析）

GPS装置に記録された時刻、ドライブレコーダーに記録されていた映像と防犯カメラに記録されていた音声を解析した結果、以下の状況であったと考えられる。

- 09時38分46秒頃 第1旋回（左上昇旋回）を開始
- 38分56秒頃 エンジン音が消失
- 38分58秒頃 GPS装置の最後の記録（飛行高度107m、速度50.5kt）
- 38分59秒頃 同機の左翼が急激に下がり始め、スピンの発生
- 39分05秒頃 スピンが停止
- 39分06秒頃 地表面と衝突

ドライブレコーダーの映像では、離陸後、第1旋回（左上昇旋回）を開始し、機首が南西方向に向いたとき、急激に同機の左翼が下がり、左回転のスピンの発生し、急降下していった。

また、目撃者の口述によれば、同機は、エンジン音が消失してから左翼が下がる直前まで、機首下げ姿勢にはなっていなかった。

同機は、エンジン音が消失した後、機首が下がらない状態が続いたため、飛行速度の急激な低下が生じて失速し、スピンに入ったものと考えられる。エンジンが正常に作動していれば、スピンの至るような飛行速度の急激な低下が発生する可能性は極めて低いと考えられること、及びエンジン音が消失したときは自力発航後の上昇中で、操縦士が意図的にエンジン出力を減じる場面ではないと考えられることから、エンジン音の消失は、操縦士が意図しないエンジン回転数の低下によるものと考えられる。

一方、機体調査の結果から、同機の動力部を展開又は格納するためのアクチュエーターが、完全に展開した位置であったこと及びプロペラブレードの後面に胴体との衝突によるものと考えられる打痕が認められたことから、同機の動力部は、胴体内部に格納されることなく、地表面との衝突時まで、エンジン作動時の位置のまま展開されていたと考えられる。

以上のことから、同機は、自力発航後の左旋回上昇中、約90°変針したところでエンジン回転数の低下に伴い出力が低下し、その後も機首が下がることなく旋回を続けたことにより速度が急激に低下して失速に陥り、スピンに入ったものと考えられる。そして、地表面と衝突する約1秒前にスピンの回転が止まったものの、降下率を減じることができず、やや機首下げ、翼はほぼ水平の状態地表面と衝突したものと推定される（図6参照）。その際、機首部分が川の中にあつた岩と衝突したため、大きく破損したものと考えられる。

スピンの回転が停止したことについては、回復操作を行えば1/2～3/4回転で回転が止まるとされ、映像でもスピンの回転がおおむね1回転で止まっていたことから、操縦士がスピンからの回復操作を行ったことによるものと考えられる。事故直前のスピンの左回転であったことから、スピンの回復操作では右ラダーを踏み込む必要があり、操縦士Aの右足脛骨下部の骨折は、この回復操作で右ラダーを踏み込んだ状態で地表面に衝突し、機首部が破損した際に生じた可能性が考えられる。しかしながら、操縦士両名とも死亡しているため、スピンからの回復操作の詳細については明らかにすることができなかった。

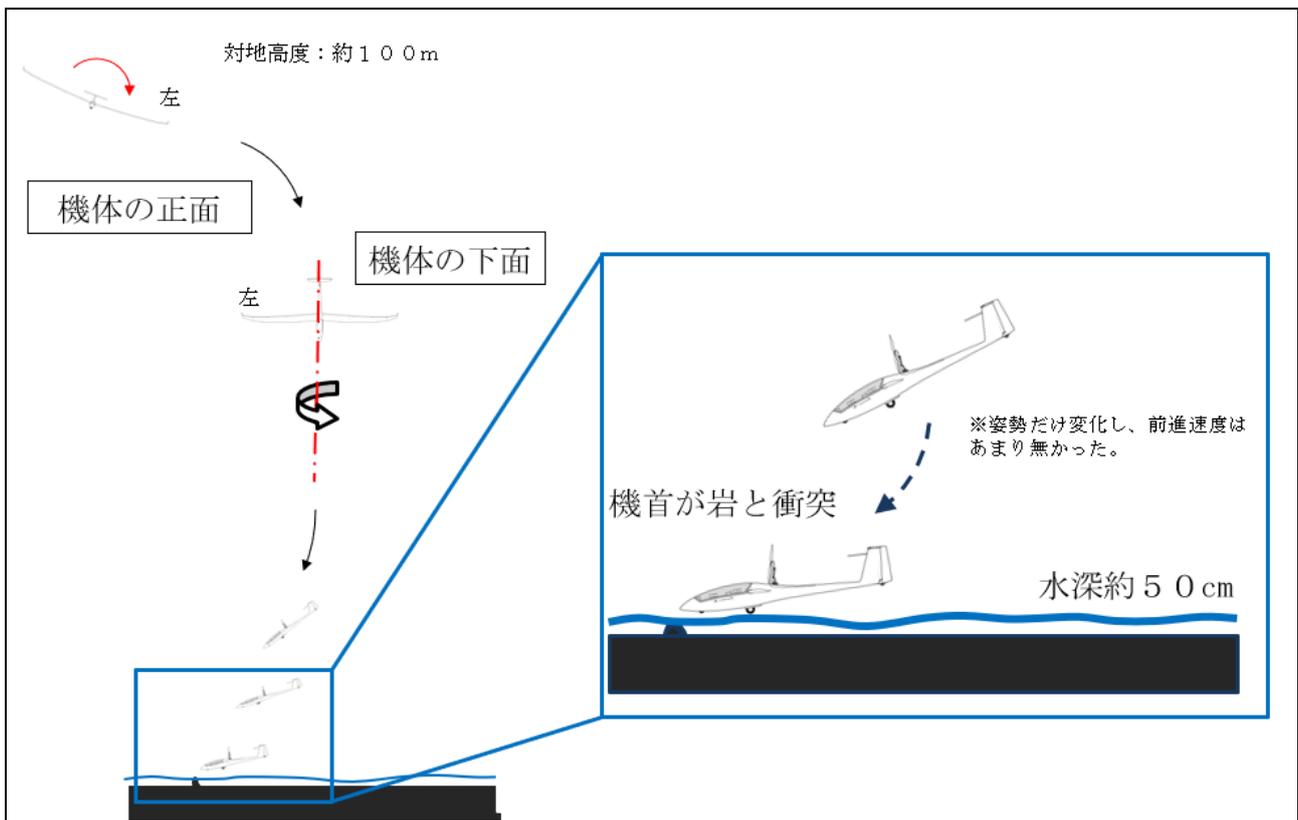


図6 スピンになった以降の機体の動き

(2) スピンに入ったことについて

ドライブレコーダー及び防犯カメラ映像の分析結果から、同機は、エンジン音の消失（エンジンの出力低下）から約4秒後に機首が下がり始め、スピンに入っていた。

エンジンの出力低下後に同機の機首が下がらなかったことについては、操縦士がエンジンの出力低下を認知してから失速までの間に機首を下げる時間的な余裕がなかった可能性や、エンジンの出力低下で生じる機首上げモーメントやプロペラブレードによって生じた気流の乱れのために昇降舵の効きが低下し、操縦士が機首下げ操作を行ったものの機体が意図したほどの反応をしなかったことによる可能性が考えられる。

一方、同機がエンジンの出力低下後も左旋回を継続したことについては、同機のエンジンの出力低下が発生したと考えられる対地高度約100mであれば、動力部を展開した状態でも約1,300m飛行することが可能であることから、同機は、同滑空場に着陸しようとして左旋回を継続した可能性が考えられる。しかし、これらのことは、搭乗者が全員死亡していることから、明らかにすることはできなかった。

エンジン格納式動力滑空機は、エンジン故障が発生した場合、プロペラの推進力を喪失するだけでなく、プロペラやエンジンによる機体の抵抗が大きく、飛行速度の急激な低下を招きやすくなる。特に旋回中はバンク角に応じて失速速度が増加することから、直線水平飛行時よりも高い速度で失速に至る。

以上のことから、同機は、飛行速度が急激に低下する状態で、機首が下がらず、旋回を続けたことにより、一気に失速し、スピンに入ったものと考えられる。

『Glider Flying Handbook』で述べられているように、エンジン格納式動力滑空機の自力発航においてエンジン故障が発生した場合は、速度の急激な低下を防ぐため、速やかに機首を下げ、失速に陥らないように速度を維持する操作を行うとともに、旋回は最小限にする*3ことが望ましい。

*3 単発プロペラ飛行機の離陸直後のエンジン故障の対応として提言されているものであるが、オーストラリア連邦民

また、エンジン格納式動力滑空機が自力発航する場合、上昇中におけるエンジン故障を想定し、失速やスピンからの回復が可能となる十分な高度を獲得した後、第1旋回を開始することが望ましい。

(3) エンジンの出力が低下したことについて

事故前に記録されたエンジンのデータの解析結果から、エンジン回転数の低下は、エンジンのストール^{*4}による、との見解が、エンジン製造者及びエンジン制御ユニットの製造者から示された。同見解によれば、エンジン回転数が1,595 rpmまで低下した際に、操縦士のスロットルレバーの操作によって、スロットルバルブが急激に作動（開度が62%から89%に増加）してエンジンストールが発生し、エンジン回転数が443 rpmまで低下した可能性が考えられる（一般的に2サイクルエンジンは、スロットルを急激に操作すると空気流量が瞬間的に増え、燃焼室に適正混合気が確保できなくなり、最終的にストールに至る。）（図5参照）。

また、エンジンストールによる回転数低下に先立ち、データ記録停止の2.6秒前には、エンジン回転数が、約6,200 rpmから1,595 rpmまで急激に低下しているが、事故後、同機のエンジン内部に破損が認められなかったことから、エンジン内部機構に起因するものではないと考えられる。しかし、同機に搭載されていたエンジンは、製造後の使用時間が2時間44分と短く、初期不良の可能性も否定できない。エンジン回転数が急激に1,595 rpmまで低下した原因を特定することはできなかった。

なお、エンジンがストールした時期は、GPS装置の記録が停止した時刻から約2秒遡った、09時38分56秒頃であったと考えられる。

(4) 電力供給が絶たれた可能性について

飛行規程の「エンジンへの電力供給に関する故障」で述べられているように、エンジンの制御及び燃料噴射には電力が必要である。

バッテリーから電力供給を受けているエンジン制御ユニット及びGPS装置の記録の途絶が生じた時点で、エンジンへの電力供給も絶たれ、エンジンが停止した可能性が考えられる。

しかしながら、本事故の通報を受け、目撃者からの口述聴取等を先に行い、機体調査の開始が墜落後30時間程度経過していたことに加え、同機のバッテリー取り外しまでに更に24時間程度要したため、バッテリーの充電状態は、確認できなかった。また、エンジン系統の導通確認を行ったが、点火系統に断線が確認された以外、バッテリー及び電気系統に損傷は認められなかった。点火系統の断線については、墜落場所から機体を移動した際に断線した可能性も否定できないため、この断線が発生した時期を特定できなかった。

このため、エンジン制御ユニット及びGPS装置の記録が停止した原因を特定することはできなかった。

(5) 事故発生時の操縦実施者

同機は、前後席とも操縦が可能であり、搭乗していた操縦士2名は同機を操縦できる資格を有していた。本事故が発生した飛行では、操縦士A及びBの両名とも操縦していた可能性があり、事故発生時の操縦者を特定することはできなかった。

4 原因

本事故は、エンジン格納式動力滑空機である同機が、エンジンを使用して発航後の左旋回上昇中にエンジンの出力が低下し、その後も機首が下がることなく旋回が続いていたため、速度が急激に低下して失速してスピンに入り、回復操作が間に合わず墜落したものと考えられる。

間航空安全庁『Flight Instructor Manual AEROPLANE』（ISSUE2:December 2006）において、離陸直後のエンジン故障の対応として、旋回による失速速度の増大を防ぐため、左右30°以内の方向に着陸すること、及び着陸場所の選定の際、正面の障害物を回避する最小限の旋回にとどめるよう推奨している（39～40ページ）。このことは、動力滑空機の自力発航において発航直後にエンジン故障が生じた場合における旋回の目安になると考えられる。

*4 「ストール」とは、エンジンの燃焼に異常が生じて、エンジンが正常な回転を維持することができず、低回転で運転している状態のことをいう。

5 再発防止策

分析で示したとおり、エンジン格納式動力滑空機がエンジンを使用して発航する場合、エンジン故障が発生する可能性を想定して、次のことに留意する必要がある。

- (1) 自力発航後の上昇中にエンジン故障が生じた場合、速度の急激な低下を防ぐため、速やかに機首を下げて速度を維持するとともに、旋回は最小限にとどめる。
- (2) 自力発航後の上昇中におけるエンジン故障を想定し、できる限り失速やスピンからの回復が可能となる十分な高度を獲得した後、第1旋回を開始する。