

**RELATÓRIO SUMÁRIO DE ACIDENTE COM AERONAVE**  
**AIRCRAFT ACCIDENT SUMMARY REPORT**

 Perda de potência no motor esquerdo seguida de  
 perda de controlo em voo

 Left hand engine loss of power followed by loss of  
 control in flight

**1- SINOPSE**
**1- SYNOPSIS**

<b>PROCESSO GPIAAF // GPIAAF PROCESS ID</b> <b>11/ACCID/2012</b>		Classificação // Classification Acidente // Accident	
		Tipo de evento // Type of event Perda de controlo em voo (LOC-I) // Loss of Control In-Flight (LOC-I)	
<b>OCORRÊNCIA // OCCURRENCE</b>			
Data // Date 03-07-2012	Hora // Time 11:00 UTC	Local // Location N038° 44' 1.82", W009° 22' 0.23", Quinta de Manique, Alcabideche, Cascais (LPCS)	
<b>AERONAVE // AIRCRAFT</b>			
Tipo // Type Piper PA-34-200T		N.º de série // Serial No. 34-7970055	Matrícula // Registration G-TAIR
Categoria // Category Avião // Airplane		Operador // Operator Aeronautical Web Academy (AWA)	
<b>VOO // FLIGHT</b>			
Origem // Origin Cascais (LPCS)		Destino // Destination Cascais (LPCS)	
Tipo de voo // Type of flight Aviação Geral // General Aviation		Tripulação // Crew 02	Passageiros // Passengers 00
Fase do voo // Phase of flight Manobra // Maneuvering		Condições de luminosidade // Lighting conditions Diurno // Daylight	
<b>CONSEQUÊNCIAS // CONSEQUENCES</b>			
Lesões // Injuries	Tripulação // Crew	Passageiros // Passengers	Outros // Other
Fatais // Fatal	0	0	0
Graves // Serious	1	0	0
Ligeiras // Minor	1	0	0
Nenhuma // None	0	0	0
Total	2	0	0
Danos na aeronave // Aircraft damage Destruída // Destroyed		Outros danos // Other damage Vegetação // Vegetation	

**2- DESCRIÇÃO FACTUAL DA OCORRÊNCIA**
**2- FACTUAL OCCURRENCE DESCRIPTION**
**História do voo**

Uma aeronave bimotor Piper PA-34-200T, após devida preparação e a realização de uma descolagem abortada, executada conforme previsto na pista 35, descolou da mesma pista do aeródromo de Cascais (LPCS) no dia 3 de julho de 2012, pelas 10:05 UTC. A bordo seguia um piloto instrutor e um aluno piloto para o seu segundo voo de treino no tipo

**History of the flight**

A twin-engine aircraft Piper PA-34-200T, after proper preparation and an aborted take-off performed as planned on runway 35, took off from the same runway at Cascais Aerodrome (LPCS) on July 3<sup>rd</sup>, 2012, at 10:05 UTC. On board was an instructor pilot and a student pilot for his second training flight in the aircraft type. The flight with the

de aeronave. O voo, com o código de chamada WEY029, seria um voo local onde estavam previstas manobras a Oeste do aeródromo a cerca de 1500 ft de altitude e vários circuitos de aeródromo com tocar-e-andar e aterragens abortadas (borregos), incluindo o treino de voo com simulação de um motor inoperativo (OEI).

Após a realização das manobras na zona do Guincho, a aeronave regressou ao aeródromo para a segunda fase do treino em circuitos, tendo o instrutor dado indicações para a simulação de falha do motor #2 (direito). Segundo declaração do piloto instrutor, o aluno piloto configurou a aeronave com trem em baixo, *flaps* 25°, aplicou ao motor #2 passo fino e reduziu a potência para o mínimo, correspondente a uma configuração habitual de simulação de falha com *full* RPM, passo fino e pressão de admissão (MAP) mínima no *throttle*, com 17 inHg, segundo o mesmo relato.

Com esta configuração, a cerca de 600 ft QNH (274 ft AGL) já sobre a pista, às 10:55:23 UTC é feito o último contacto com o controlo de tráfego aéreo (CTA) pelo WEY029, referindo a manobra de aterragem descontinuada (borrego), efetuada pelo aluno piloto à pista 35 com saída em direção a Norte.

Segundo as declarações do piloto instrutor, foram executados e confirmados todos os procedimentos de aterragem descontinuada. O vento reportado pelo CTA na aterragem descontinuada era de 340° com 12 kt, máximo de 17 kt.

Já com o trem e os *flaps* recolhidos e mantendo o motor esquerdo com potência máxima contínua (MCT), o instrutor afirma que era mantida uma velocidade de ar indicada nos 90 kt e ter-se-á apercebido de que não estavam a ganhar altitude suficiente para ultrapassar o terreno (Monte de Manique com 651 ft AMSL), tendo de imediato instruído e acompanhado o aluno piloto a agir sobre as manetes para recuperar a potência do motor direito com o objetivo de melhorar a *performance* da subida (ponto A estimado na figura 1).

callsign WEY029, would be a local flight where manoeuvres were planned to the west of the aerodrome at about 1500 ft altitude and several aerodrome circuits with touch-and-go and aborted landings (go-around), including a simulated one engine inoperative (OEI) training flight.

After carrying out the manoeuvres in the Guincho area, the aircraft returned to the aerodrome for the second phase of circuit training, with the instructor giving instructions for the right engine #2 failure simulation. According to the instructor pilot's statement, the student pilot configured the aircraft by extending the landing gear, 25° flaps setting, applied fine pitch to the engine #2 propeller and reduced the throttle to minimum, corresponding to the usual failure simulation configuration, with full RPM (fine pitch) and minimum manifold pressure (MAP) in the throttle, with 17 inHg according to the same report.

With this configuration at about 600 ft QNH (274 ft AGL) already over the runway, at 10:55:23 UTC a last contact with the air traffic control (ATC) was made by WEY029, referring to the aborted landing (go-around) manoeuvre, carried out by the student pilot on runway 35 proceeding Northbound.

According to the instructor pilot's statements, all aborted landing (go-around) procedures were carried out and confirmed. The wind reported by ATC on the aborted landing (go-around) was 340° with 12 kt, maximum 17 kt.

With the landing gear and flaps retracted and keeping the left engine with maximum continuous power, the instructor stated that an indicated air speed was maintained at 90 kt and he realized that they were not gaining enough altitude to overtake the terrain (Monte de Manique with 651 ft AMSL), having immediately instructed and accompanied the student pilot to act on the levers to recover the power of the right engine in order to improve the climb performance (point A estimated in figure 1).

Já à vertical do Monte de Manique, livre de obstáculos e a cerca de 800 ft QNH, com uma operação reportada como normal nas declarações do piloto instrutor, foi iniciada uma volta pela esquerda, com o objetivo de efetuar mais um circuito de pista.

Com a aeronave ainda em atitude de subida e com 25° de pranchamento em volta pela esquerda (ponto B estimado na figura 1), foi notada uma queda abrupta de rotações do motor esquerdo acompanhada de falta de tração, fazendo com que a aeronave desenvolvesse uma guinada para a esquerda com uma pronunciada atitude de nariz em baixo e a rodar sobre o seu eixo longitudinal em direção ao solo.

O piloto instrutor assumiu de imediato os comandos da aeronave, tentando reverter a rotação da aeronave no seu eixo longitudinal. O piloto instrutor declarou “reverti a rotação do avião do eixo longitudinal, troquei velocidade por altitude segurando o nariz do avião e apliquei potência máxima nos dois motores para sair da situação a voar” (ponto C estimado na figura 1).

Ainda segundo as mesmas declarações, a aeronave foi orientada para um pequeno quintal rodeado de árvores, “protegi o cockpit subindo o nariz do avião, mantive asas direitas, potência a fundo e foi só esperar o impacto com o solo”.

Already at the vertical of Monte de Manique, free of obstacles and at about 800 ft QNH, with an operation reported as normal in the Instructor pilot's statements, a left turn was initiated, aiming to perform another circuit pattern.

With the aircraft still in a climb attitude and with 25° of bank angle and turning to the left (point B estimated in figure 1), an abrupt drop in left engine RPM was noticed followed by lack of thrust, causing the aircraft to develop a left yaw with a steep nose-down attitude and rotating on its longitudinal axis towards the ground.

The instructor pilot immediately took over the aircraft controls, trying to reverse the rotation of the aircraft on its longitudinal axis. The instructor pilot declared “I reversed the plane's longitudinal axis rotation, I swapped speed for altitude holding the aircraft nose and applied maximum power to both engines to get out of the situation flying” (point C estimated in figure 1).

According to the same statements, the aircraft was oriented towards a small yard surrounded by trees, “I protected the cockpit by raising the aircraft nose, I kept the wings levelled, full power and waited for the impact with the ground”.



**Figura 1** || **Figure 1**

Detalhes locais com trajetória estimada e posição final da aeronave

Local details with estimated trajectory and aircraft resting position

Às 10:56:22 UTC, apenas um minuto após a última comunicação do WEY029 aquando do início da aterragem descontinuada, é ouvida uma comunicação no rádio de um piloto a bordo de uma outra aeronave, comentando uma atitude anormal da aeronave acidentada, comunicação esta imediatamente seguida por uma transmissão com um grito de pânico, com origem provável na aeronave acidentada. Antes do contacto com o solo, a aeronave colidiu com algumas árvores de grande porte, ficando imobilizada a 90° com a trajetória inicial.

As condições meteorológicas no local eram de céu limpo, temperatura de 23°C e uma visibilidade horizontal de 10 km ou superior. O vento reportado a outra aeronave no circuito pelo CTA, instantes antes ao acidente, era de 340° com intensidade de 15 kt.

De acordo com os registos da aeronave, a massa básica aferida em agosto de 2004 era de 1434 kg (3162 lb), com massas estimadas dos pilotos de 85 kg (189 lb) cada e combustível a bordo 320 l (512 lb), pelo que a aeronave encontrava-se dentro dos limites de operação previstos no manual à descolagem para o voo do acidente.

### Lesões e danos

O aluno piloto saiu pelos próprios meios da aeronave com ferimentos ligeiros e solicitou ajuda para retirar o piloto instrutor da aeronave que sofreu ferimentos graves. Foram ambos transportados a uma unidade de saúde para avaliação e tratamento.

A aeronave ficou destruída pela colisão com as árvores e terreno.

Foi possível identificar e determinar que todas as superfícies de controlo de voo estavam no local e conectadas entre si. Os *flaps* e o trem de aterragem foram encontrados na posição recolhida no momento do impacto e não foram encontradas evidências de falhas estruturais em voo. Ambas as hélices e respetivas pás evidenciaram estar numa configuração próxima de passo fino no impacto, não em bandeira, exibindo assinatura consistente com uma baixa potência dos motores no momento da

At 10:56:22 UTC, just one minute after the last WEY029 communication when initiating the go-around manoeuvre, a pilot on board another aircraft performed a radio call, commenting an abnormal attitude of the crashed aircraft; this communication was immediately followed by a transmission with a panic yelling, probably transmitted by the crashed aircraft. Before the ground contact, the aircraft collided with large trees, being immobilized at 90° from the initial trajectory.

The meteorological conditions in the area were clear sky, 23°C air temperature and a horizontal visibility of 10 km or more. The reported wind by the ATC to other traffic, just before the accident, was 340° with 15 kt.

According to the aircraft records, the basic mass recorded in August 2004 was 1434 kg (3162 lb), with estimated occupants weight of 85 kg (189 lb) each and the fuel on board about 320 l (512 lb), the aircraft was within the operating limits established in the manual for the take-off to the accident flight.

### Injuries and damage

The student pilot left the aircraft by his own means with minor injuries and requested help to remove the instructor pilot from the aircraft, who suffered serious injuries. Both were transported to a health facility for evaluation and treatment.

The aircraft was destroyed after colliding with the trees and ground.

It was possible to identify and determine that all flight control surfaces were in place and their continuity confirmed. The flaps and landing gear were found in the retracted position at the time of impact and no evidence of in-flight structural failure was found. Both propellers blades appeared to be in a fine pitch range at the impact, not feathered, exhibiting traces consistent with a low engine power at the moment of trees and ground collision,

colisão com o solo, em especial a hélice do motor #1 com as pás praticamente intactas.

Não foi possível retirar conclusões ou informação credível da posição dos controlos dos motores no pós-impacto. A deformação e disrupção da cabine de comando e respetivos controlos e movimentação dos motores da sua estrutura de suporte, poderão ter contribuído para uma possível alteração da posição das manetes durante a sequência de impacto.

Ambos os tanques de combustível da aeronave ficaram destruídos no impacto. Não foi possível obter amostras de combustível dos tanques ou do sistema de combustível danificado. Foram, contudo, recolhidas informações das equipas de primeira intervenção de que a aeronave continha e derramava combustível dos tanques danificados.

Não há registo de qualquer anomalia de funcionamento de outras aeronaves abastecidas pelo mesmo prestador de serviços de combustível que abasteceu a aeronave acidentada.

A aeronave não estava equipada com sistema de gravação de dados de voo, nem tal era requerido pela regulamentação. Embora equipada com dispositivos de navegação por satélite, não foi possível recolher eventuais registos eletrónicos do voo do acidente.

especially the engine #1 propeller with the blades nearly undamaged.

It was not possible to draw conclusions or credible information from the position of the cockpit engine controls post-impact. The deformation and disruption of the cockpit, control pedestal and displacement of the engines from their engine mount, may have contributed for a possible change in the levers position during the impact sequence.

Both aircraft fuel tanks were destroyed on impact. It was not possible to obtain fuel samples from the tanks or the damaged fuel system. However, information was collected from the first responders' teams on site that the aircraft contained and spilled fuel from the damaged tanks.

There is no record of any anomaly in the operation of other aircraft supplied by the same fuel service provider that supplied the crashed aircraft.

The aircraft was not equipped with a flight data recorder, nor was this required by regulation. Although equipped with satellite navigation devices, it was not possible to collect any electronic records of the accident flight.



**Figura 2** || **Figure 2**

Atitude da aeronave estimada durante a colisão || Estimated aircraft attitude during collision

Pela descrição dos testemunhos recolhidos, evidências da envolvente do local do acidente e posição dos destroços, foi possível estimar uma atitude da aeronave com um ângulo de pranchamento à esquerda em torno dos 40°.

Apesar do referido comando do piloto instrutor na tentativa de segurar o nariz, a baixa velocidade de controlo aerodinâmico provocou uma colisão com uma atitude pronunciada de nariz em baixo.

A referida atitude da aeronave na pré-colisão, bem como a dinâmica de colisão com as árvores, promoveu uma absorção de energia coerente com a preservação do espaço disponível no cockpit e consequente sobrevivência dos ocupantes da aeronave.

A dinâmica do evento é também coerente com a ausência de potência desenvolvida pelo motor #1 e consequente perda de sustentação da asa esquerda.

#### Avaliação dos destroços

O motor esquerdo, um Continental TSIO-360-EB (SN:234722-R) foi desmontado e examinado por um centro de serviços autorizado sob a supervisão do antigo GPIAA. Não foram encontradas evidências de anomalias mecânicas ou condição pré-existente que pudesse afetar significativamente o funcionamento do motor. O governador da hélice do motor esquerdo foi também testado antes de ser desmontado / inspecionado por um centro de serviço aprovado pela Woodward e foi considerado capaz de operar normalmente.

Em relação aos sistemas e controlos da aeronave, o registo fotográfico inicial ao local, mostrou todos os interruptores na posição desligada, incluindo os quatro interruptores dos magnetos dos dois motores, consistente com o facto de terem sido desligados após o impacto durante os procedimentos de segurança da aeronave realizados por um membro da tripulação.

As mesmas fotografias evidenciam ainda a ausência da proteção dos interruptores dos magnetos (parte integrante da configuração original) no respetivo painel (detalhe em verde na figura 3 seguinte). Embora a condição do painel fosse consistente com

From the description given by witnesses, evidence of accident site surroundings and the aircraft wreckage position, it was possible to estimate an aircraft attitude with about 40° left bank angle.

Despite the instructor pilot's control input trying to hold the aircraft nose, the low aerodynamic control speed established the conditions to a pronounced nose down attitude collision.

The referred attitude of the aircraft in the pre-collision, as well as the collision dynamics with the trees, resulted in energy absorption within the available cockpit space which led to the survival of the aircraft occupants.

The event dynamics are also consistent with the lack of thrust developed by engine #1 and the consequent loss of lift on the left wing.

#### Wreckage assessment

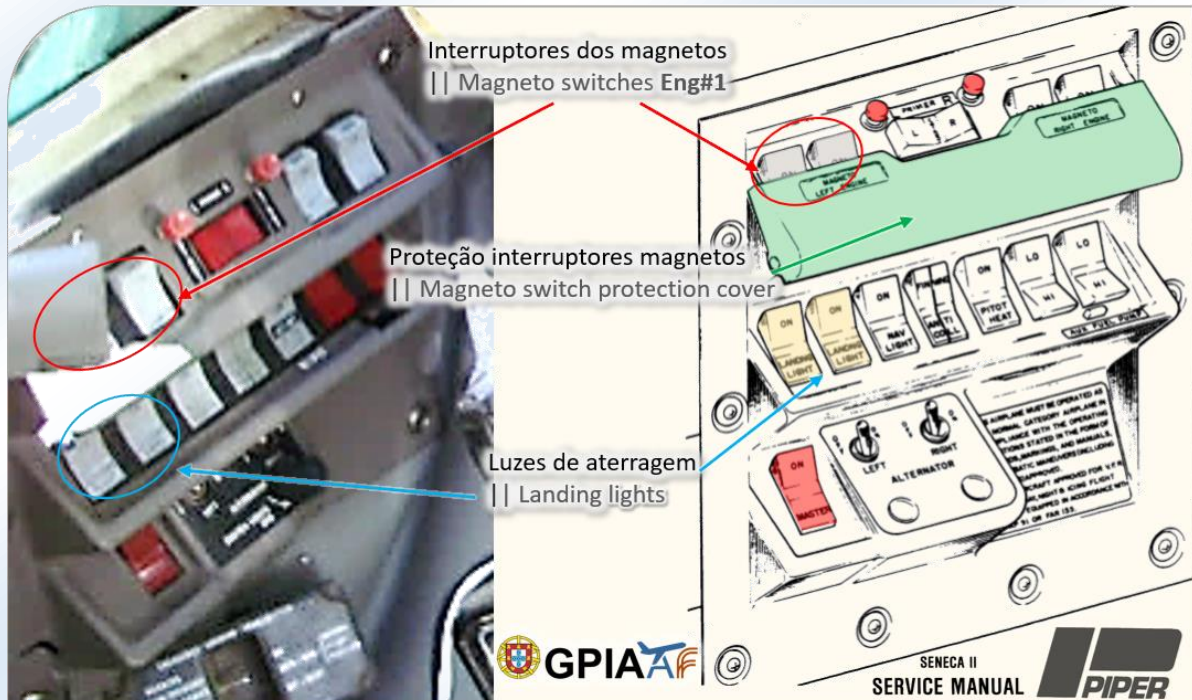
The LH Continental engine TSIO-360-EB (SN:234722-R) was disassembled and examined by an approved engine overhaul facility under former GPIAA supervision. There was no evidence of mechanical anomaly or pre-existing conditions that could have significantly affected the engine operation. The LH propeller governor was also tested before being disassembled / inspected on an approved Woodward service centre and found to be capable of a normal operation.

Regarding the aircraft systems and controls, photographs taken during the initial on-site response, showed all switches in off position, including the four magneto switches for both engines, consistent with them being switched off after the impact during the aircraft secure procedures performed by a crew member.

Those photographs also showed the guard cover for the magneto switches (part of the original build) not present on the switch panel (green detail in figure 3 below). Although the panel condition was consistent with the impact forces, the absence of the guard

as forças de impacto, estando a tampa de proteção ausente, não foi possível avaliar a sua presença ou operacionalidade no pré-impacto.

cover, made it impossible to assess its pre-impact serviceability.



**Figura 3** || **Figure 3**  
 Detalhe do painel elétrico || Electrical switch panel detail

Conforme evidenciado na figura 3, na segunda linha de interruptores, do lado esquerdo estão os interruptores das luzes que devem ser desligados após a descolagem, ou manobra de aterragem abortada, conforme requerido pela lista de verificação (*checklist*) da aeronave. Estes interruptores assim como todo o painel de interruptores descrito, são acessíveis apenas do lugar da esquerda, ocupado pelo aluno piloto no voo do evento.

As shown in figure 3, the second row of switches, has the light controls on the left-hand side which need to be switched off after take-off, or aborted landings (go-around) manoeuvre, in accordance with the aircraft checklist. Those switches and the entire electrical switch panel are only accessible by the left-hand pilot seat, occupied by the student pilot, at the time of the event.

### 3- SOBRE A INVESTIGAÇÃO

O ex-GPIAA foi notificado tendo desenvolvido as ações necessárias para proceder à recolha de evidências da ocorrência.

Considerando as circunstâncias do evento e atendendo a que a ocorrência se configura como um acidente, o ex-GPIAA abriu um processo de investigação de segurança, em cumprimento do

### 3- ABOUT THE INVESTIGATION

The former GPIAA was notified having developed the necessary actions to proceed to the evidence gathering of the event.

Considering the event boundaries and circumstances, the occurrence was classified as accident, former GPIAA initiated a safety investigation process in accordance with EU

Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, de 20 de outubro, e do Decreto-Lei n.º 318/99, de 11 de agosto.

A referida legislação prevê que o relatório da investigação, conformando-se com as normas e práticas internacionais, adotará forma apropriada ao tipo e gravidade do acidente ou incidente.

Analisadas as evidências disponíveis e os testes realizados, a equipa de investigação entende que o evento tem reduzida complexidade e que os ensinamentos de segurança a retirar do mesmo são limitados, ficando cobertos pelo âmbito e abrangência do trabalho já realizado, permitindo assim a apresentação dos seus resultados num formato mais simples do que o requerido pelo Anexo 13 da ICAO.

Nestas circunstâncias, com o presente Relatório Sumário dá-se por encerrado o processo de investigação, divulgando junto da comunidade aeronáutica os factos apurados e as constatações relevantes, assim como as conclusões e ensinamentos resultantes da investigação no sentido de prevenir a sua repetição através do alerta para os aspetos de segurança que o acidente suscita e da emissão das recomendações adequadas.

Regulation No. 996/2010 from the European Parliament and Council, of October 20<sup>th</sup>, and Portuguese Decree-Law No. 318/99, of August 11<sup>th</sup>.

The above-mentioned legislation states that the investigation report, while complying with international rules and practices, shall adopt the format most appropriate to the type and severity of the accident or incident.

Analysing the available evidence and the performed tests results, the investigation team considers that the event has a low level of complexity and that the extractable safety learning is limited, being sufficiently covered by the remit of the work carried out so far, thus allowing to present its results in a simpler way than the formal ICAO Annex 13 format.

In these circumstances, the safety investigation is closed with the publishing of this Summary Report, disseminating within the aeronautical community the relevant evidence and findings, as well as the conclusions and learning resulting from the investigation, to prevent its reoccurrence by raising the awareness to the safety issues highlighted by the accident and issuing the appropriate recommendations.

#### 4- CONSTATAÇÕES RELEVANTES

##### Tripulação técnica de voo

O piloto instrutor, do sexo masculino, 43 anos de idade à data do evento, de nacionalidade Portuguesa, era titular de uma Licença de Piloto Comercial (Avião) e de um certificado médico, ambos válidos à data do evento.

O aluno piloto, do sexo masculino, 36 anos de idade à data do evento, de nacionalidade Portuguesa, era titular de uma autorização de aluno e de um certificado médico, ambos válidos à data do evento.

Não há indícios de que qualquer condição médica tenha interferido negativamente na ocorrência.

#### 4- RELEVANT FINDINGS

##### Flight Crew

The instructor pilot, male, 43 years old at the time of the event, Portuguese nationality, held a Commercial Pilot Licence (Airplane) and a medical certificate, both valid at the time of the event.

The student pilot, male, 36 years old at the time of the event, Portuguese nationality, held a student permit and a medical certificate, both valid at the time of the event.

There is no evidence that any medical condition could have negatively interfered in the occurrence.



### A aeronave

O Piper PA-34-200T Seneca II é uma aeronave de seis lugares, asa baixa, de construção em alumínio. É equipada com um trem de aterragem retrátil e dois motores Continental TSIO-360 a operar em contra-rotação para eliminar a condição de motor crítico<sup>1</sup>.

### The aircraft

The Piper PA-34-200T Seneca II is a six-seat, low-wing, all-aluminium aircraft. It is equipped with a retractable landing gear and two counter-rotating Continental TSIO-360 turbocharged engines to eliminate critical<sup>1</sup> engine considerations.



**Figura 4**

Detalhe de arranjo do motor em contra-rotação e destroços

**Figure 4**

Counter-rotating engine arrangement details and wreckage

A aeronave do evento, fabricada em 1978, estava equipada com hélices McCauley 3AF34C502C de três pás, velocidade constante, passo variável e com possibilidade de posição de bandeira<sup>2</sup>. Permite assim o ajuste da rotação do motor pelos pilotos usando a manete do passo, o governador da hélice ajusta automaticamente a pressão do óleo do motor, fornecido através do veio da hélice, e controla o ângulo das pás da hélice dentro da gama disponível para manter a rotação do motor selecionada.

Para prevenir que as pás da hélice passem para a posição de bandeira durante o corte normal do

The event aircraft, manufactured in 1978 was fitted with a McCauley 3AF34C502C three-bladed, constant speed, controllable pitch and fully-feathering<sup>2</sup> propellers. Allowing the pilots to use the propeller control lever to select the engine RPM, the propeller governor would automatically adjust the pressure of the engine oil supplied through the propeller shaft, controlling the propeller blade angle within the governing control range to maintain the selected engine speed.

To prevent the propeller blades feathering during normal post-flight engine shutdown, each propeller

<sup>1</sup> Motor crítico numa aeronave bimotor de asa fixa equipada com motor a hélice refere-se ao motor cuja falha resultará numa condição adversa de controlabilidade e performance. || The critical engine of a multi-engine, fixed-wing propeller-driven aircraft is the one whose failure would result in the most adverse effects on the aircraft's handling and performance.

<sup>2</sup> Bandeira: Posição relativa das pás no cubo da hélice correspondente a um ângulo elevado para minimizar o arrasto aerodinâmico no caso de falha ou corte do motor em voo || Feather: the term used to describe rotating the propeller blades to an edge-on angle to the airflow that minimises aircraft drag following an engine failure or shutdown in flight.

motor após o voo, cada hélice dispõe de um bloqueio de bandeira. À medida que o motor desacelera, esse bloqueio atua, no caso, em torno das 800 RPM. Com o bloqueio de bandeira ativo, não é possível colocar a hélice na posição de bandeira. Este dispositivo requer uma ação imediata da tripulação ao dar o comando de bandeira na eventualidade de falha do motor, antes deste de atingir o referido mínimo de 800 RPM.

Consultados os registos de manutenção e de anomalias da aeronave, foram constatadas e consideradas relevantes duas anomalias em aberto e sem ação corretiva:

- A 14 de fevereiro de 2011 foi registado por um piloto: “Governador da hélice do motor #1 difícil de acertar passo a 1700 RPM”.
- A 18 de dezembro de 2011 é referido por um outro piloto “Indicador combustível do lado direito com indicações incorretas”.

Foi realizada uma ação de manutenção à aeronave na manhã do dia 28 de junho de 2012, denominada de inspeção de 50 horas, tendo sido adicionalmente registadas como realizadas 4 AD’s e 4 SB’s, para além das ações de manutenção preventiva previstas no manual de manutenção da Piper. Foram ainda registadas como cumpridas CTI’s de âmbito nacional, não aplicáveis ao registo da aeronave, contudo não foi evidenciada a execução e registo das ações de manutenção corretiva das anomalias com entrada no livro de bordo acima mencionadas.

### **Voo com um motor inoperativo (OEI)**

Foram consultadas diversas bases de dados de acidentes e incidentes ocorridos entre 1973 e 2021 com aeronaves PA34-200 Seneca (modelos I a V e as versões Embraer EMB-810) com o objetivo de encontrar pontos comuns ao evento em análise entre os 793 eventos registados.

Excluindo os inúmeros eventos não relacionados com o tipo da aeronave, bem como os conhecidos problemas associados ao trem de aterragem, foram identificados 80 eventos relacionados com perda de controlo por falha de um dos motores numa condição de falha simulada ou falha real, 3 dos quais com

was fitted with a feathering lock. As the engine slows down, this lock engages at about 800 RPM. With the feathering locks engaged, it is not possible to feather the propeller. This device requires an immediate action by the crew to secure a failed engine before reaching the mentioned minimum 800 RPM.

After consulting the aircraft’s maintenance and anomalies records, two open anomalies were found, with no corrective action, which were considered relevant:

- On February 14<sup>th</sup>, 2011, it was registered by a pilot: “Engine #1 propeller governor pitch setting difficulties at 1700 RPM”.
- On December 18<sup>th</sup>, 2011, another pilot referred to “Fuel indicator on the right side with incorrect indications”.

A maintenance check was performed to the aircraft in the morning of June 28<sup>th</sup>, 2012, detailed as a 50 hours inspection, with additional tasks performed, namely 4 AD’s, 4 SB’s in addition to the scheduled preventive maintenance actions required in the Piper maintenance manual. National requirements (CTI’s) were also registered as complied with, not applicable to the aircraft registration. However, no evidence of accomplishment or record was made regarding the above-mentioned logbook open items.

### **One engine inoperative (OEI) flight**

A thorough review of accidents and incidents recorded on several databases showed that 793 events had occurred from 1973 to 2021 with the PA34-200 Seneca aircraft (models I to V and Embraer EMB-810 versions). This enquiry intended to find a commonality with the event under analysis.

Excluding the several events unrelated to the aircraft type, as well as the known problems associated with the landing gear, 80 events related to loss of control due to one engine failure were identified, with simulated or real failure, 3 of which with causes attributed to the left engine being shut-

causas atribuídas ao corte não intencional do motor esquerdo pelos interruptores dos magnetos.

Atendendo aos factos recolhidos, o cenário de atuação de ambos os interruptores dos magnetos referentes ao motor esquerdo, enquadra-se como um cenário possível.

No entanto, devido aos danos significativos sofridos pelos sistemas da aeronave no impacto, não se pode categoricamente descartar a possibilidade de uma falha parcial ou intermitente de algum dos seus componentes críticos.

Qualquer que seja o cenário ou a causa da falha de potência do motor #1, o voo com um motor inoperativo (OEI) nestas aeronaves resulta sempre numa tração e arrasto assimétricos devido ao deslocamento da posição do vetor de tração da linha central da aeronave. O resultado traduz-se numa tendência do nariz da aeronave rodar na direção do motor inoperativo. A extensão da guinada varia com a velocidade de ar à qual ocorre a falha ou corte do motor.

A demonstração em voo de um motor inoperativo (OEI), geralmente envolve a simulação de uma falha do motor colocando lentamente a manete de potência para um nível de potência reduzida, em vez de efetivamente desligar o motor e colocar a hélice em bandeira. Este método de simulação permite retomar rapidamente a operação do motor.

O evento, mostrou ainda assim, que apesar de reposta a condição de operação dos dois motores após o exercício de simulação de motor inoperativo, a aeronave permaneceu com um nível de energia (cinética e potencial) reduzido, fator que se revelou crucial no decurso da emergência real.

Num voo com um motor inoperativo (OEI) a baixas altitudes e velocidades, como a subida inicial após a descolagem, os pilotos devem garantir uma operação de modo estarem protegidos contra os três principais fatores:

1) a perda de controlo direcional (assimetria de potência), que leva à perda de controlo da aeronave em voo;

down by unintentionally switching-off both magnetos switches.

Considering the gathered facts, the scenario of switching off both magneto switches of the left engine, configures as a possible scenario.

However, due to the significant damage suffered by the aircraft systems on impact, the possibility of a partial or intermittent failure of any of its critical components cannot be categorically ruled out.

Whatever the scenario or the cause of engine #1 power failure, one engine inoperative (OEI) flight on this aircraft type, always results in asymmetrical thrust and drag due to the displacement of the thrust vector position from the aircraft centreline. The result is a tendency for the aircraft's nose to rotate towards the inoperative engine. The extent of the yaw varies with the air speed at which it occurs the engine failure or switching off.

Demonstration of one engine inoperative (OEI) in flight, often involves simulating a failed engine by slowly moving the power lever to a low power setting rather than actually shutting down the engine and feathering the propeller. This simulation method allows a rapid engine power restoration and resumption of normal operation.

The event showed that, even after restoring operation with both engines after the one engine inoperative simulation exercise, the aircraft remained with a low energy (kinetic and potential), a factor that proved to be crucial in the course of the real emergency.

In one engine inoperative (OEI) flight at low altitudes and airspeeds, such as the initial climb after take-off, pilots must operate the aircraft so as to guard against three major factors:

(1) loss of directional control (power asymmetry), which leads to loss of control of the aircraft in flight;

(2) a perda de *performance*, que pode promover a colisão com obstáculos;

(3) a perda de velocidade de ar verdadeira limitando a necessária gestão de energia na emergência.

Todos estes fatores podem contribuir para um acidente.

(2) loss of performance, which can result in collision with obstacles;

(3) loss of airspeed, limiting the required energy management during the emergency.

All those factors may contribute to an accident.

## 5- CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS

Da avaliação da condição da aeronave, dos dados recolhidos dos ocupantes e dos dados disponíveis evidenciados na condição dos componentes, a investigação aponta como causa mais provável para o evento, a falha do piloto instrutor em manter o controlo da aeronave após a perda de potência no motor esquerdo.

A investigação revelou que o motor esquerdo estava a produzir uma potência reduzida ou nula no momento do impacto. Apesar de não ter sido possível determinar a causa dessa falha de potência, foi possível estabelecer que a aeronave estava na condição de voo assimétrico, que terá levado à perda de controlo.

Atendendo a não estarem disponíveis para a investigação dados de voo ou de radar, atendendo a que a avaliação aos componentes não revelou achados dignos de nota, não foi possível determinar as ações da tripulação ou uma causa precisa para a falha do motor esquerdo.

Os achados e conclusões incidirão sobre o desempenho da aeronave durante a fase de decolagem e dois possíveis cenários para a perda de controlo no voo e consequente colisão com o terreno.

Ambos os cenários tiveram em consideração o estado de baixa energia da aeronave (~90 Kias e 274 ft AGL) no início da volta à esquerda para o vento cruzado após o exercício de falha simulada do motor direito.

### Cenário de perda aerodinâmica:

Foi considerado um cenário de perda, visto que a velocidade de perda e a velocidade VMC para a

## 5- CONCLUSIONS & COMMENTS

From the aircraft condition assessment, data collected from the occupants and from the available data evidenced in the condition of the components, the investigation establishes as most probable cause for the event the instructor pilot's failure to maintain airplane control following the power loss of the left engine.

The investigation revealed that the left engine was producing reduced or zero power at the time of impact. Although it was not possible to determine the cause of this loss of power, it was possible to establish that the aircraft was in an asymmetric flight condition, which would have led to the loss of control.

Since there was no flight or radar data available to the investigation, nor did the examination of the components highlighted any noteworthy findings, it was not possible to determine the crew actions or a precise cause for the left engine failure.

The findings and conclusions will focus on the aircraft's performance during the take-off phase of flight and two possible scenarios for the departure from controlled flight and the collision with terrain.

Both scenarios take in-to account the aircraft low energy state (~90 Kias and 274 ft AGL) when initiating the upwind left turn after the right engine simulated failure exercise.

### Stall scenario:

A stall scenario was considered, given that the stall speed and the VMC speed for the configuration of the

configuração da aeronave eram as mesmas, com uma velocidade calibrada de 63kt (KCAS);

No entanto, as características das fases finais do voo do evento demonstraram-se consistentes com um voo em rolamento pela esquerda por velocidade reduzida em torno da VMC e não uma perda aerodinâmica;

Mais especificamente:

- as declarações da tripulação, a rota e atitude observada da aeronave após a subida inicial e a volta pela esquerda com desvio para o sul, indicando uma provável falta de potência do motor esquerdo resultando numa situação de potência assimétrica;
- poucos ou nenhuns danos observados nas pás da hélice esquerda, sugerindo baixa potência;
- informações dos destroços, declarações de testemunhas e análises ao local do acidente indicam que a aeronave terá experimentado um pranchamento repentino e pronunciado, rodando numa atitude de nariz em baixo.

#### Cenário de corte não intencional do motor esquerdo:

A condição assimétrica de potência com a simulação de falha do motor direito durante o borrego, seguida da reativação do mesmo motor em treino, conduz a uma carga de trabalho significativa para a tripulação;

Durante esta fase com níveis de *stress* elevado, e provavelmente seguindo a sequência do *checklist*, se tivermos em consideração a experiência do aluno piloto na aeronave acidentada e a configuração ou posição dos controlos, não pode ser descartada a possibilidade de um corte não intencional do motor pela ação de desligar ambos os magnetos do motor esquerdo, em vez dos interruptores das luzes de aterragem no painel elétrico;

Mais especificamente:

- com a redução brusca da potência, a aeronave terá guinado e rolado imediatamente, exigindo

aircraft were the same, at 63kt calibrated airspeed (KCAS);

However, the characteristics of the final stages of the occurrence flight were consistent with the flight entering into a near VMC speed roll rather than an aerodynamic stall;

Specifically:

- the crew statements and the aircraft observed track and attitude after the initial climb and left turn deviated to south, indicating a probable left-engine power-loss resulting in an asymmetric power situation;
- there was a lack of or minor damage to the LH propeller blades suggesting low power output;
- wreckage information, eyewitness statements, and crash site boundaries analysis indicate that the aircraft entered a sudden, steep bank or roll in a nose-down attitude.

#### Unintentional left engine shut down scenario:

The asymmetric power condition with the simulated right-engine failure during the go-around, followed by the same engine reactivation in a training situation, led to significant crew workload;

During this stressed phase, and probably following the checklist sequence, when taking into consideration the student pilot's reduced experience on the crashed aircraft and controls configuration or position, it cannot be ruled out the possibility of an unintentional engine shutdown by switching off both left engine magnetos instead of landing light switches on the electrical panel;

Specifically:

- with the sudden power reduction, the aircraft would have immediately yawed and rolled, requiring several control inputs by the

várias ações de controlo por parte do piloto instrutor para ajustar e corrigir tal condição;

- atendendo ao tempo limitado para o piloto responder à perda de potência, a situação terá ficado crítica atendendo à redução de velocidade da aeronave com o aumento do ângulo de ataque;
- as declarações do piloto, quanto à troca de velocidade para ganhar alguma altitude, a velocidade terá decrescido para valores abaixo da velocidade mínima de controlo, VMC com um motor inoperativo, levando à perda de controlo da aeronave em voo e consequente colisão com o terreno.

**As constatações e conclusões da investigação suscitam os seguintes comentários:**

- O procedimento de emergência para uma falha de motor requer que o piloto mantenha uma velocidade adequada (89 KIAS), o controlo direcional, configure a aeronave para uma potência máxima contínua e reduza a resistência aerodinâmica recolhendo os *flaps* e o trem de aterragem e embandeirando a hélice em falha. Com todas essas condições atendidas, a razão de subida esperada e mencionada no manual para as condições reais será de cerca de 200 ft/min.
- Executar uma simulação de falha do motor é um exercício de alto risco com pouca margem de erro. Por esse motivo, esta prática é aconselhada ser realizada a uma altitude suficiente para permitir uma recuperação no caso de perda de controlo e após um bom reconhecimento do funcionamento do tipo de aeronave em que se desenvolve a simulação.
- Com a aeronave ainda relativamente perto do solo quando ocorreu a falha de potência do motor esquerdo, o piloto terá provavelmente sentido necessidade de ganhar altitude e manteve intencionalmente a linha de subida, permitindo que a velocidade da aeronave diminuísse.
- Da mesma forma, dado que ambas as hélices não estavam embandeiradas, é provável que o piloto instrutor não tivesse completado as ações relevantes

instructor pilot to adjust and correct for this condition;

- because the pilot had limited time to respond to the power loss, the situation would have become increasingly critical as the aircraft's speed continued to decrease when the pilot increased the pitch;
- the pilot's statement, regarding trading speed to gain some altitude, the airspeed would have decayed below the intended one-engine-inoperative control speed VMC, and the aircraft departed controlled flight and collided with terrain.

**The findings and conclusions from the investigation suggest the following comment:**

- The emergency procedure for an engine failure requires the pilot to maintain the adequate speed (89 KIAS), directional control, configure the aircraft for maximum continuous power, and reduce drag by retracting the flaps, retracting the landing gear, feathering the failed propeller and close the cowl flap. With all those conditions met, the expected rate of climb mentioned in the manual for the actual conditions will be around 200 ft/min.
- Conducting a simulated engine failure is a high-risk exercise with little margin for error. For that reason, it is recommended to practice this at a height above ground level sufficient to allow the opportunity for recovery in the event of loss of control and after a good recognition of the operation on the aircraft type in which the simulation is developed.
- With the aircraft still relatively close to the ground when the left engine experienced the power loss, the pilot probably felt the need to gain altitude and have intentionally continued the climb allowing the aircraft's speed to reduce.
- Similarly, given both propellers were unfeathered, it was likely the instructor pilot had not fully completed the relevant actions to optimise

para otimizar o desempenho da aeronave após a perda de potência do motor esquerdo. Isso pode ser justificado pelo tempo limitado disponível, tendo a sua atenção cada vez mais focada para a manutenção do controlo da aeronave. É assim possível que a atenção do piloto instrutor estivesse fixada na atitude da aeronave, o que terá reduzido a capacidade de identificar a perda de velocidade e diminuição do desempenho de subida.

the aircraft's performance after the loss of power from the left engine. That may be justified by the limited time available, having his attention increasingly focussed on maintaining aircraft control. In that situation it is possible the instructor pilot's attention was fixated on the aircraft attitude, which would have reduced his ability to identify the loss of speed and decreased climb performance.

## 6- AÇÕES DE SEGURANÇA E RECOMENDAÇÕES

## 6- SAFETY ACTIONS & RECOMMENDATIONS

Após uma análise criteriosa de todos os factos deste evento e atendendo ao histórico de ocorrências com o modelo da aeronave, a autoridade de investigação de segurança determinou não ser eficaz a emissão de recomendações de segurança.

After a careful review of all the facts of this event and taking into consideration occurrence history of the aircraft type, the safety investigation authority deemed that it is not effective to issue safety recommendations.

O acidente em análise bem como os dados de ocorrências do modelo de aeronave revistos destacam a necessidade de os pilotos vigiarem atentamente a velocidade no ar da aeronave e o desempenho inicial de subida durante a descolagem. Enfatiza-se a necessidade de uma identificação imediata de qualquer degradação de desempenho e uma ação imediata na otimização dos parâmetros de voo durante a subida da aeronave.

This accident and the reviewed occurrence data for the aircraft type highlights the need for pilots to closely monitor their aircraft's airspeed and initial climb performance during take-off. The need for prompt identification of any performance degradation and immediate action to optimise the aircraft's available climb performance is emphasised.

A investigação identificou e sublinhou o potencial de uma operação inadvertida dos interruptores dos magnetos do motor devido à sua posição e proximidade das luzes de aterragem e táxi, aumentando potencialmente o risco quando os mesmos são operados numa fase crítica do voo, especialmente quando a tampa de proteção dos interruptores dos magnetos está ausente ou danificada (aberta).

The investigation identified and underline the potential for inadvertent operation of the engine magneto switches due to their close proximity to the landing and taxi lights, potentially increasing risk if these switches are operated at a critical stage of flight, especially with the magneto switches guard cover missing or damaged (open).

Alerta-se ainda toda a restante comunidade aeronáutica para a qual sejam relevantes as constatações e conclusões da presente investigação, no sentido de, no âmbito das respetivas responsabilidades, tomarem as ações adequadas com vista a minimizar a possibilidade de causas similares resultarem em acidentes ou incidentes.

GPIAAF stresses to the aeronautical community to which this investigation findings and conclusions may be relevant for the importance of, within their own responsibilities, to take whatever necessary actions to minimize the opportunity for similar causes to result in accidents or incidents.



A investigação de segurança é um processo técnico conduzido com o único propósito da prevenção de acidentes o qual inclui a recolha e análise da informação, a determinação das causas e, quando apropriado, a formulação de recomendações de segurança.

Em conformidade com o Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, e com o Decreto-lei n.º 318/99, a investigação e o relatório correspondente não têm por objetivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades.

Nos termos da legislação aplicável, o GPIAAF remeteu, para obtenção de comentários, uma versão preliminar do relatório final às entidades envolvidas.

**Este relatório foi preparado, somente, para efeitos de prevenção de acidentes. O seu uso para outro fim pode conduzir a conclusões erradas.**

Safety investigation is a technical process conducted only for the purpose of accident prevention, comprising the gathering and analysis of evidence, in order to determine the causes and, if appropriate, to issue safety recommendations

In accordance with EU Regulation No. 996/2010 from the European Parliament and Council, and Decree-Law No. 318/99, it is not the purpose of any safety investigation and associated investigation report to apportion blame or liability.

According to the applicable legislation, GPIAAF has sent a draft version of the final report seeking comments from the involved parties.

The only aim of this report is to disseminate lessons which may help to prevent future accidents. Its use for other purposes may lead to incorrect conclusions.

*Lisboa, 21 de abril de 2021*

*Lisbon, April 21<sup>st</sup>, 2021*