



Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes
com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários
*Office for the Prevention and Investigation of Accidents
in Civil Aviation and Rail (SIA/NIB PT)*

AVIAÇÃO CIVIL

Gândara dos Olivais, Leiria - PORTUGAL

09 de junho de 2019, 15:56 UTC

Perda de controlo em voo - LOC-I

CIVIL AVIATION

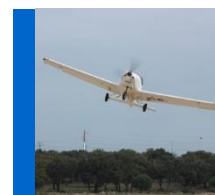
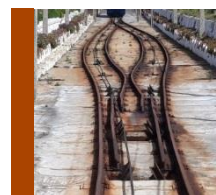
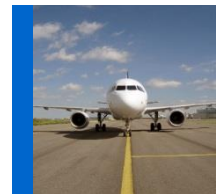
Gândara dos Olivais, Leiria - PORTUGAL

2019, June 09th, 15:56 UTC

Loss of control inflight - LOC-I

BRISTELL UL

PRIVADO | | PRIVATE / CS-USX



RELATÓRIO FINAL DE
INVESTIGAÇÃO DE SEGURANÇA
DE ACIDENTE

ACCIDENT
SAFETY INVESTIGATION
FINAL REPORT

[2019/ACCID/03]



REPÚBLICA
PORTUGUESA
INFRAESTRUTURAS
E HABITAÇÃO

Publicação || Published by:

GPIAAF – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários

Endereço || Postal Address:

Praça Duque de Saldanha, 31 – 4.º
1050-094 Lisboa
Portugal

Telefones || Telephones:

Geral || General: (+ 351) 21 273 92 30

Notificação de acidentes/incidentes || Accident/incident notification (24/7):
(+ 351) 915 192 963 / (+351) 212 739 255

Fax: + 351 21 791 19 59

E-mail: geral@gpiaaf.gov.pt

Internet: www.gpiaaf.gov.pt

No interesse de aumentar o valor da informação contida nesta publicação, com a exceção de fins comerciais, é permitido imprimir, reproduzir e distribuir este material, mencionando o GPIAAF – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários como a fonte, o título, o ano de edição e a referência “Lisboa - Portugal”, e desde que a sua utilização seja feita com exatidão e dentro do contexto original.

No entanto, direitos de autor sobre o material obtido a partir de outras agências, indivíduos ou organizações privadas, pertencem às entidades originárias. Onde for pretendido usar esse material o interessado deverá contactá-las diretamente.

In the interest of enhancing the value of the information contained in this publication, and with the exception of commercial uses, you may print, reproduce and distribute this material acknowledging the GPIAAF – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e Acidentes Ferroviários as the source, along with the publication title, date and the reference “Lisbon – Portugal”, and provided that its use is made with accuracy and within the original context.

However, copyright in the material obtained from other agencies, private individuals or organizations, belongs them. Where you want to use their material, you will need to contact them directly.

Nota: fotografia na capa por NG5 Portugal || **Note:** cover photo by NG5 Portugal.

Controlo documental || Document control

Informações sobre a publicação original Original publication details	
Título Title	Perda de controlo após manobra acrobática LOC-I after aerobatic manoeuvre
Tipo de Documento Document title	Relatório de investigação de segurança Safety Investigation Report
N.º do Documento Document ID	AC_2019/ACCID/03_RF
Data de publicação Publication date	2020-07-22

Registo de alterações no caso do Relatório ter sido alterado após a sua publicação original Record of revisions, in case the report has been amended after its original publication		
N.º da vers. Rev. ID	Data Date	Resumo das alterações Summary of changes
-	-	-
-	-	-

PREFÁCIO || FOREWORD

O Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários (GPIAAF) é o organismo do Estado Português que tem por missão, entre outras, investigar os acidentes, incidentes e outras ocorrências relacionadas com a segurança da aviação civil e dos transportes ferroviários, visando a identificação das respetivas causas, bem como elaborar e divulgar os correspondentes relatórios.

No exercício das suas atribuições, o GPIAAF funciona de modo inteiramente independente das autoridades responsáveis pela segurança, de qualquer entidade reguladora da aviação civil e do transporte ferroviário e de qualquer outra parte cujos interesses possam colidir com as tarefas que estão confiadas ao Gabinete.

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 Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com o Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, de 20/10/2010, e com o n.º 3 do art.º 11º do Decreto-lei n.º 318/99, de 11 de agosto, a investigação e o relatório correspondente não têm por objetivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades.

Nos termos do n.º 4 do art.º 16.º do Regulamento (UE) n.º 996/2010, e em conformidade com as secções 6.3 e 6.4 do Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, o GPIAAF remeteu, para obtenção de comentários, uma versão preliminar do relatório final às seguintes entidades:

ANAC (PT)
BMVIT (AT)
EASA (UE)
Proprietário
UZPLN (CR)

The Office for the Prevention and Investigation of Accidents in Civil Aviation and Rail (GPIAAF) is the Portuguese State body with the mission of investigating accidents, incidents and other occurrences related to the safety of civil aviation and rail transportation, in order to identify their respective causes, as well as to produce and disseminate the corresponding reports.

In the exercise of its functions, GPIAAF is fully independent from any authority responsible for safety and the regulation of civil aviation and rail transportation, as well as from any other party whose interests may conflict with the tasks assigned to this Office.

Safety investigation is a technical process conducted only for the purpose of accidents prevention and comprises the gathering and analysis of evidences, in order to determine the causes and, when appropriate, to issue safety recommendations.

In accordance with Annex 13 to the International Civil Aviation Organisation Convention (Chicago 1944), EU Regulation No. 996/2010 from the European Parliament and Council (20th OCT 2010) and article 11, No. 3 of Decree-Law nr. 318/99 (11th AUG 1999), it is not the purpose of any safety investigation process and associated investigation report to apportion blame or liability.

According to section 16.4 of Regulation (EU) No. 996/2010 and to sections 6.3 and 6.4 of Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, GPIAAF has sent a draft version of the final report seeking comments from the following entities:

ANAC (PT)
BMVIT (AT)
EASA (EU)
Owner
UZPLN (CR)

Foram recebidos comentários BMVIT (AT), EASA (EU) e UZPLN (CR) os quais foram devidamente analisados e, quando aceites, integrados no texto do presente relatório final.

NOTA IMPORTANTE:

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

Notas para o Leitor:

Neste relatório, a representação das unidades e números é feita em conformidade com o Sistema Internacional de Unidades (SI), com o disposto nas normas da série ISO/IEC 80000 e com a norma portuguesa NP 9:1960. Nos casos especiais, em que outra unidade seja correntemente utilizada no meio aeronáutico, esta será indicada acompanhada da sua correspondência no SI.

Sempre que relevante, as abreviaturas, acrónimos e termos técnicos são explicados no glossário.

Este relatório é publicado em duas línguas, Português e Inglês. Em caso de discrepâncias entre as duas versões, prevalece o texto em Português.

GPIAAF received comments from BMVIT (AT), EASA (EU) and UZPLN (CR), which were duly analysed and, if accepted, integrated into the text of this final report.

IMPORTANT NOTE:

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

Notes to the Reader:

In this report units and numbers are normally represented accordingly to the International System of Units (SI), to the criteria in the ISO/IEC 80000 series standards and to Portuguese norm NP 9:1960. In special cases where a different unit is commonly used in the aeronautical sector, this will be preferably indicated, with the corresponding equivalence to SI.

When relevant, abbreviations, acronyms and technical terms are explained in the glossary.

This report is published in two languages, Portuguese and English. In the event of any discrepancy between these versions, the Portuguese text shall prevail.

ÍNDICE || INDEX

	Sinopse Synopsis	9
	Glossário Glossary	13
1.	INFORMAÇÃO FACTUAL FACTUAL INFORMATION.....	15
1.1.	História do voo History of the flight	15
1.2.	Lesões Injuries to persons	17
1.3.	Danos na aeronave Damage to aircraft.....	17
1.4.	Outros danos Other damage	18
1.5.	Pessoas envolvidas Personnel information	18
1.5.1.	Piloto sentado à esquerda Pilot sitting on the Left	18
1.5.2.	Piloto sentado à direita Pilot sitting on the right	18
1.6.	Informação sobre a aeronave Aircraft information	19
1.6.1.	Generalidades General	19
1.6.2.	Certificação e características de projeto da aeronave Aircraft certification and design characteristics.....	21
1.6.3.	Motor ROTAX 912 ULS ROTAX 912 ULS Engine.....	22
1.6.4.	Massa e Centragem Weight and Balance	24
1.7.	Informação meteorológica Meteorological information.....	25
1.8.	Ajudas à navegação Aids to navigation	25
1.9.	Comunicações Communications	25
1.10.	Informação do aeródromo Aerodrome information.....	26
1.11.	Gravadores de voo Flight recorders	26
1.12.	Destroços e informação sobre os impactos Wreckage and impact information .	27
1.13.	Informação médica e patológica Medical and pathological information.....	28
1.14.	Fogo Fire	28
1.15.	Aspetos de sobrevivência Survival aspects.....	29
1.16.	Ensaios e Pesquisas Tests and Research.....	29
1.17.	Informação sobre organização e gestão Organizational and management information	31
1.18.	Informação adicional Additional information.....	32
1.18.1.	Testemunhos Witnesses.....	32
1.18.2.	Outros eventos relevantes Bristell Classic Bristell Classic other relevant events	32
1.19.	Técnicas de investigação úteis ou eficazes Useful or effective investigation techniques.....	34
2.	ANÁLISE ANALYSIS.....	35

2.1.	Desempenho humano Human performance	35
2.2.	O modelo de ultraleve Bristell UL The Bristell UL ultralight	36
2.2.1.	Massa e centragem Mass and balance.....	38
2.2.2.	Características aerodinâmicas e controlabilidade da aeronave Aircraft aerodynamic characteristics and controllability	40
2.2.3.	Operação e limitações do motor Rotax 912 Rotax 912 engine operation and limitations	45
2.3.	A provável dinâmica do acidente Probable accident dynamics.....	48
3.	CONCLUSÕES CONCLUSIONS	51
3.1.	Constatações da investigação Investigation findings.....	51
3.2.	Causas/fatores contributivos Causes/contributing factors	52
3.2.1.	Causas prováveis Probable causes	52
3.2.2.	Fatores contributivos Contributing factors.....	52
4.	Recomendações Recommendations	54
5.	APÊNDICES APPENDIXES.....	57
5.1.	Declaração de conformidade da aeronave Aircraft conformity statement	57
5.2.	Massa e centragem do fabricante Mass and balance from manufacturer	59
5.3.	Designação do tipo de aeronave (UL) Aircraft type designation (UL).....	61
5.4.	Alerta da Autoridade de aviação civil Australiana Australian Civil Aviation Safety Authority - Safety Notice.....	63

ÍNDICE DE FIGURAS || FIGURE INDEX

Figura 1	16
Trajetória final estimada da aeronave Aircraft estimated final fight path	
Figura 2	17
Estado da aeronave acidentada Accident aircraft condition	
Figura 3	21
Características físicas da aeronave Aircraft physical details	
Figura 4	23
Sistema de alimentação de combustível do motor Rotax 912 ULS Rotax 912 ULS engine fuel feeding system	
Figura 5	24
Folha de massa e centragem estimada Estimated mass and balance sheet	
Figura 6	26
Aeródromo de Leiria (LPJF) Leiria airfield (LPJF)	
Figura 7	27
Local do acidente Crash location	
Figura 8	30
Detalhe do motor e acessórios Engine core and accessories detail	
Figura 9	31
Indicador de g's recuperado da aeronave por comparação a um não danificado g-meter indicator recovered from the aircraft and a non-damaged unit	
Figura 10	42
Controlabilidade e a margem estática Static margin and controllability	
Figura 11	44
Dados técnicos da aeronave acidentada Accident aircraft technical data	
Figura 12	45
Detalhe do carburador Carburettor detail	
Figura 13	47
Desvio da perpendicular aparente Deviation from the apparent perpendicular	
Figura 14	49
Manobra do evento Event manoeuvre	

SINOPSE || SYNOPSIS

PROCESSO GPIAAF GPIAAF PROCESS ID 2019/ACCID/03		Classificação Classification Acidente Accident	
		Tipo de evento Type of event LOC-I – Perda de controlo em voo Loss of control inflight	
OCORRÊNCIA OCCURRENCE			
Data Date 09-06-2019	Hora Time 15:56 UTC	Local Location LPJF - Gândara dos Olivais, Leiria	Coordenadas Coordinates N39°46'41.6" W008°49'10.0"
AERONAVE AIRCRAFT			
Aeronave Aircraft Bristell UL		N.º de série Serial Nr. 019/2012	Matrícula Registration CS-USX
Categoria Category Ultraleve Ultralight		Operador Operator Privada Private	
VOO FLIGHT			
Origem Origin LPJF - Leiria		Destino Destination LPJF - Leiria	
Tipo de voo Type of flight Voo treino local Local training flight		Tripulação Crew 01	Passageiros Passengers 01
Fase do voo Phase of flight Manobra Manoeuvring		Condições de luminosidade Lighting conditions Diurno Daylight	
CONSEQUÊNCIAS CONSEQUENCES			
Lesões Injuries	Tripulação Crew	Passageiros Passengers	Outros Other
Fatais Fatal	01	01	-
Graves Serious	-	-	-
Ligeiras Minor	-	-	N/A
Nenhuma None	-	-	N/A
Danos na aeronave Aircraft damage Destruída Destroyed		Outros danos Other damage Pequeno incêndio florestal Small forest fire	

No dia 9 de junho de 2019, pouco depois das 15:10 UTC, uma aeronave de marca BRM Aero s.r.o., modelo Bristell UL, descolou do aeródromo de Leiria (LPJF) com dois pilotos a bordo para um voo local de treino e adaptação.

Após 45 minutos de voo com circuitos de aeródromo, realizando tocar-e-andar e várias manobras de treino, no seguimento de uma passagem baixa na pista 20, foi iniciada uma subida pronunciada com volta ligeira à esquerda, seguida de uma queda abrupta não controlada com velocidade horizontal reduzida.

Decorrente da perda de controlo da aeronave, esta rodou pela esquerda em *vrille* até se imobilizar a 150 metros a NE do início da pista 02. O embate com o solo deu-se com as asas niveladas, com um ângulo reduzido de nariz em baixo e com velocidade horizontal praticamente nula.

On June 9th, 2019 shortly after 15:10 UTC, a BRM Aero s.r.o., model Bristell UL aircraft departed from the Leiria aerodrome (LPJF) with two pilots on board for a local training flight.

After 45 minutes of flight with aerodrome circuits performing touch-and-goes and several training manoeuvres, following a low flyby over runway 20, the aircraft initiated a pronounced climb with a slight left turn, followed by an uncontrolled descent with reduced horizontal speed.

As a result of the aircraft loss of control, it rotated counter clockwise and spin, impacting the ground 150 meters NE from the runway 02 threshold. The impact took place with the wings levelled, with a reduced nose down angle with nearly zero horizontal speed.

Imediatamente após a colisão com o solo, a aeronave incendiou-se, tendo sido totalmente consumida pelas chamas.

O acidente provocou a morte de ambos os ocupantes e a completa destruição da aeronave.

Immediately after the ground collision, the aircraft was totally consumed by fire.

The accident caused the death of both occupants and the complete aircraft destruction.

Tipo de ocorrência || Occurrence type

LOC-I Perda de controlo em voo

LOC-I loss of control inflight

Principais conclusões da Investigação || Investigation main conclusions

As manobras da aeronave realizadas com atitudes de voo pronunciadas a baixa altitude, associadas à falta de treino e qualificação em voo acrobático do piloto instrutor, demonstraram-se fatores chave para o desfecho do evento.

Foram constatadas discrepâncias nas características físicas da aeronave acidentada, como a massa máxima à descolagem e envergadura, relativamente aos dados fornecidos para obtenção da autorização de voo, situação que não foi detetada pela autoridade de certificação nacional, à data, o INAC.

Embora a aeronave tenha provavelmente sido operada para além dos seus limites de projeto, dados de acidentes ocorridos nos últimos anos com o modelo da aeronave acidentada, sugerem que o modelo poderá não cumprir com alguns dos parâmetros de certificação ASTM declarados pelo fabricante.

The performed manoeuvres with pronounced aircraft attitudes flying at low altitude, associated with the instructor pilot's lack of acrobatic flight training and qualification, proved to be key factors for the event outcome.

Discrepancies were found in the physical characteristics of the crashed aircraft, such as maximum take-off mass and wingspan, when confronted with the data provided to obtain the flight permit, a condition that was not detected by the national certification authority, at the time, INAC.

Although the aircraft has probably been operated beyond its design limits, available data on accidents occurred with the crashed aircraft model in recent years, suggest that the model may not meet some of the ASTM certification parameters declared by the manufacturer.

Comentários da investigação || Investigation comments

Atendendo ao presente quadro regulatório da atividade, ao tipo de operação e a recomendações já feitas no passado, ainda em aberto, não se mostra eficaz a emissão de recomendações decorrentes da investigação.

Contudo o evento revelou importantes lições a serem retiradas, proporcionando oportunidades

Considering the present regulatory framework for the activity, the type of operation and recommendations made in the past, still in open status, it is considered not to be effective to issue safety recommendations from the investigation.

However, the event revealed important lessons to be learned, providing improvement

de melhoria aos fabricantes, autoridades de certificação e, não menos importante, à comunidade de pilotos para adotarem uma postura responsável na operação das suas aeronaves.

Os fabricantes são encorajados a estudar em detalhe as características dos seus produtos e a divulgar de forma clara pelos operadores e proprietários as limitações operacionais determinadas nas fases de ensaio e teste.

Às autoridades que emitem autorizações e/ou certificados de voo de aeronaves sem certificado de tipo, é requerido que, para além de trabalharem em conjunto no sentido de uniformizar critérios, atentem e validem as declarações de conformidade dos fabricantes e dos proprietários no sentido de garantir que o equipamento está conforme e a operação é realizada debaixo dos pressupostos regulamentares. Uma atitude de cooperação e um papel formativo para com os proprietários e operadores de aeronaves em modelo auto-declarativo é, portanto, essencial não só à construção de uma confiança mútua, mas sobretudo no apoio técnico aos proprietários, por vezes, não totalmente conhecedores das aeronaves que pretendem operar.

Aos operadores, proprietários e comunidade de pilotos é sugerido:

- um trabalho de desenvolvimento do conhecimento técnico das aeronaves que operam, cada vez mais complexas e com performances não permeáveis a desvios ou a possíveis atitudes de pilotagem irrefletidas,
- uma postura de transparência e de parceria com as autoridades no processo de aprovação dos modelos das aeronaves, e
- um respeito absoluto na operação das aeronaves, cumprindo com as limitações operacionais dos modelos específicos (aeronaves como um todo e seus equipamentos constituintes).

opportunities to manufacturers, certification authorities and, no less important, to the pilot community to adopt a responsible behaviour when operating their aircraft.

Manufacturers are encouraged to study in detail the characteristics of their products and to clearly disclose to operators and owners the operational limitations determined in the design and testing phases.

The authorities that issue permit to flight and/or flight certificates for non-type certificate aircraft are required, in addition to working together to standardize approval criteria, to pay attention and validate the manufacturers and owners declarations of conformity, in order to ensure that the equipment is compliant and the operation is carried out under the regulatory assumptions. An attitude of cooperation and a coaching role towards aircraft owners and operators in a self-declarative activity is, therefore, essential not only to build mutual trust, but specially in the technical support to owners that, sometimes, are not fully aware of the aircraft details they intend to operate.

It is suggested to **operators, owners and the pilot community**:

- work to develop the technical knowledge of the aircraft they operate, which are increasingly complex and with performances that do not allow deviations or possible careless piloting attitudes,
- a transparency and partnership behaviour with the authorities in the aircraft model approval process, and
- an absolute respect in the aircraft operation, complying with the operational limitations of the specific models (aircraft as a whole and their equipment).

Página intencionalmente em branco || Page intentionally left blank

GLOSSÁRIO || GLOSSARY

ANAC	Autoridade Nacional da Aviação Civil National Civil Aviation Authority
ASTM	American Society for Testing and Materials
EASA	Agência da União Europeia para a Segurança da Aviação European Union Aviation Safety Agency
FH	Horas de voo Flight hours
ft	Pé ou Pés (unidade de medida) Feet (dimensional unit)
g	Aceleração da Gravidade (9,81 m/s ²) Acceleration due to Earth's gravity
GPIAAF	Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários
hPa	Hectopascal
ICAO	International Civil Aviation Organization
IMC	Condições de voo por instrumentos Instrument meteorological conditions
IPMA	Instituto Português do Mar e da Atmosfera Portuguese Institute of Sea and Atmosphere
Kg	Quilograma (unidade de medida base SI) Kilogram (SI base unit of measure)
kt	Nó (1 milha náutica/hora = 1,852 km/h) Knot (1 NM/hour = 1,852 km/h)
LH	Lado esquerdo Left hand
m	Metro (unidade de medida base SI) Metre (SI base unit of measure)
METAR	Comunicado Meteorológico de Rotina Meteorological Aerodrome Report
MTOW	Peso máximo de decolagem Maximum takeoff weight
MZFW	Peso máximo zero combustível Maximum zero fuel weight
NTSB	Agência dos Estados Unidos da América responsável por investigar acidentes com transportes National Transportation Safety Board
P/N	Número identificação do componente Part Number
RH	Lado direito Right hand
RPM	Rotações por minuto (unidade de medida) Revolutions per minute (unit of measure) [1RPM = 0,104719755120rad/s]
TSN	Tempo desde fabrico Time Since New
TSO	Período de tempo desde grande inspeção Time Since Overhaul
UTC	Tempo Universal Coordenado Universal Time Coordinated
VCL	Voos VFR apenas diurnos Daytime VFR flights only
VFR	Regras de voo visuais Visual flight rules
VNL	O piloto deverá usar lentes corretivas e ter consigo um par de óculos de reserva The pilot shall wear corrective lenses and carry a spare set of spectacles

Página intencionalmente em branco || Page intentionally left blank

1. INFORMAÇÃO FACTUAL || FACTUAL INFORMATION

1.1. História do voo || History of the flight

No dia 9 de junho de 2019, dois pilotos combinam realizar um voo de demonstração e treino numa aeronave BRM Aero s.r.o., modelo Bristell UL, com o acordo e consentimento do proprietário da mesma. O piloto sentado à direita, tinha como objetivo demonstrar as características da mesma ao outro ocupante. O piloto sentado à esquerda, em adaptação, teria demonstrado interesse na aquisição da aeronave ao proprietário, tendo acordado que o negócio seria fechado ao final do dia do evento e após realizar o necessário treino e adaptação.

Pelas 15:10 UTC, e depois de realizados os preparativos para o voo, a aeronave descola do aeródromo de Leiria (LPJF) para um voo de treino local.

O voo terá decorrido com normalidade, com a realização de vários circuitos de aeródromo com aterragens e descolagens (tocar-e-andar), incluindo a simulação de falha de motor à vertical do aeródromo, com o objetivo de garantir ao piloto comandante, sentado à esquerda, a proficiência e confiança de pilotagem necessárias para voar a solo.

Segundo testemunhas, após cerca de 45 minutos de voo, a aeronave realizou uma passagem baixa ao longo da pista 02, subindo com um ângulo pronunciado sobre a cabeceira da pista 20 e efetuou uma volta de 180° pela esquerda.

Após realizar nova passagem baixa na pista 20, a aeronave iniciou nova subida pronunciada até cerca de 600 pés (estimados por testemunhas), com volta novamente pela esquerda, iniciando uma descida não controlada com velocidade horizontal reduzida.

Decorrente da perda de controlo da aeronave, esta continuou a rodar pela esquerda numa trajetória circular, tendo vindo a imobilizar-se a 150 metros a NE do início da pista 02, fora do perímetro do aeródromo. O embate com o solo deu-se com as asas praticamente niveladas, com ligeira tendência para a asa esquerda em baixo e um ângulo de nariz em baixo, estimado em torno

On June 9th, 2019 two pilots agree to perform a demonstration and training flight on a BRM Aero s.r.o., Bristell UL model, with the agreement and consent of the aircraft's owner. The right seated pilot had the objective to demonstrate the aircraft's characteristics to the other occupant. The pilot seated on the left, in training, expressed firm interest in purchasing the aircraft from its owner, having agreed that the deal would be closed at the end of that day and after performing the necessary handling training.

At 15:10 UTC, and after the performed flight preparations, the aircraft took off from the Leiria aerodrome (LPJF) for a local training flight.

The flight proceeded as expected, performing several aerodrome circuits with take-offs and landings (touch-and-go), including engine failure simulation over the aerodrome, with the main goal of ensuring to the left seated pilot, the piloting skills, proficiency and the needed confidence for a solo flight.

According to witnesses' statements, after about 45 minutes of flight, the aircraft performed a low flyby on runway 02, pitched up with a pronounced pitch angle and made an 180° left turn.

After another low flyby over runway 20, the aircraft entered a steep climb, up to about 600 feet (estimated by witnesses), again with a left turn, initiating an uncontrolled descent with reduced horizontal speed.

As a result of the aircraft loss of control, it rotated to the left and spin, impacting the ground 150 meters NE from the runway 02 threshold, out of the aerodrome perimeter.

The impact occurred nearly horizontally, with a slight tendency for a low left wing and a nose-down angle, estimated at around 20°.

dos 20°. Pela avaliação dos destroços, foi estimada uma velocidade horizontal praticamente nula.

Imediatamente após a colisão com o solo, a aeronave incendiou-se tendo sido totalmente consumida pelas chamas.

By the wreckage evaluation, a nearly zero horizontal speed was estimated.

Immediately after the ground collision, the aircraft caught fire and was totally consumed by fire.

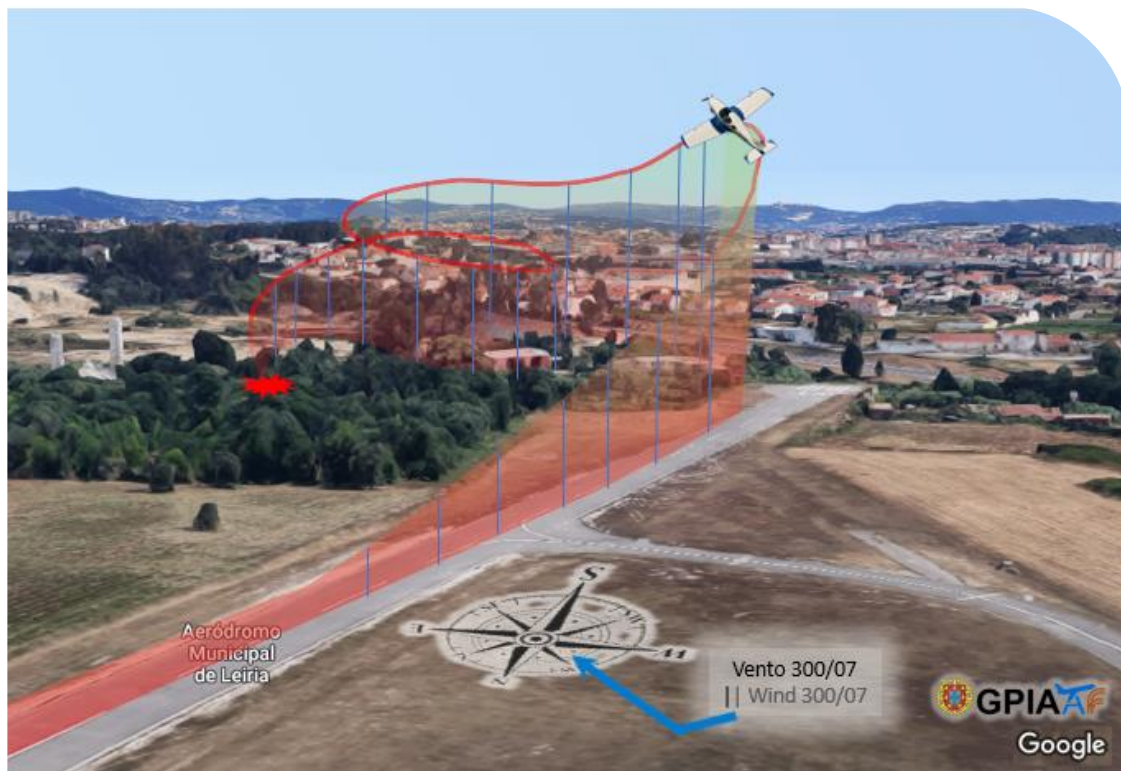


Figura 1 || Figure 1

Trajetória final estimada da aeronave || Aircraft estimated final flight path

O pessoal ao serviço do aeroclube de Leiria alertou de imediato o 112 e acorreu ao local, tentando o socorro dos ocupantes, usando extintores portáteis transportados desde o hangar, sem, no entanto, conseguirem controlar as chamas intensas que alastraram à vegetação rasteira do pinhal circundante.

Com a chegada das forças de segurança e corporações de bombeiros locais, o incêndio foi rapidamente dominado.

Os dois ocupantes sofreram ferimentos fatais.

The Leiria aeroclub on duty personnel alerted the 112 emergency services and immediately attended the crash site, trying to rescue the occupants, using portable fire extinguishers brought from the hangar, however without being able to control the intense flames, that spread to the undergrowth of pine forest.

Local security forces and local fire brigades rushed to the scene, quickly extinguishing the fire.

Both occupants were fatally injured.

1.2. Lesões || Injuries to persons

Lesões Injuries	Tripulantes Crew	Passageiros Passengers	Outros Others
Mortais Fatal	01	01	-
Graves Serious	-	-	-
Ligeiras Minor	-	-	N/A
Nenhumas None	-	-	N/A
TOTAL	01	01	-

1.3. Danos na aeronave || Damage to aircraft

A aeronave ficou totalmente destruída pela ação das forças de impacto com o solo e pelo fogo que deflagrou de imediato, consumindo a totalidade da sua estrutura.

The aircraft was destroyed by the ground impact forces and by the fire that immediately broke out, consuming all its structure.



Figura 2 || Figure 2

Estado da aeronave acidentada || Accident aircraft condition

1.4. Outros danos || Other damage

Danos na vegetação circundante por ação de um pequeno incêndio florestal e contaminação do solo com resíduos resultantes do processo de combustão da aeronave.

Damage to the surrounding vegetation due to a small forest fire and soil contamination with residues resulting from the aircraft combustion process.

1.5. Pessoas envolvidas || Personnel information

1.5.1. Piloto sentado à esquerda || Pilot sitting on the Left

O piloto, do sexo masculino, 43 anos de idade, nacionalidade portuguesa, era titular de uma licença de piloto de ultraleve (PU) emitida a 11/06/2018. Detinha a qualificação de ultraleve multi-eixos avançado MEA-G3 válida até 31/05/2021.

The pilot, male, 43 years old, Portuguese nationality, was holder of an ultralight license (PU) issued on 11/June/2018. He held the advanced multi-axis ultralight MEA-G3 valid until 31/May/2021.

Era titular dum certificado médico de classe 2, válido até 24/03/2021.

He held a class 2 medical certificate, valid until 24/March/2021.

Relativamente à experiência do piloto, a investigação teve acesso aos registos pessoais realizados até maio de 2018, data do exame para obtenção da licença PU, onde totalizava cerca de 45 horas de voo. Dos dados coletados, foi constatado que a sua formação foi realizada numa aeronave ultraleve avançada (WT9 - Dynamic). Terá realizado algumas horas de voo entre maio de 2018 e a data do acidente em aeronaves de complexidade e performance inferior em relação à aeronave acidentada.

Regarding the pilot's experience, the investigation had access to personal records completed up to May 2018, the date of the flight exam to obtain his PU license, which totalled about 45 flight hours. From the collected data, it was found that his training was performed in an advanced ultralight aircraft (WT9 - Dynamic). The pilot performed some flight hours from May 2018 to the accident date in other aircraft, characterized as low performance and complexity, if compared with the crashed aircraft.

1.5.2. Piloto sentado à direita || Pilot sitting on the right

O piloto, do sexo masculino, 67 anos de idade, nacionalidade portuguesa, era titular de uma licença de piloto de ultraleve (PU) emitida a 28/06/2004. Detinha a qualificação de ultraleve multi-eixos avançado MEA-G3, válida até 31/07/2020. O seu certificado médico classe 2 estava válido até 23/06/2019.

The pilot, male, 67 years old, Portuguese nationality, was the holder of an ultralight license (PU) issued on 28/June/2004. He held the advanced multi-axis ultralight MEA-G3 rate valid until 31/July/2020. His Class 2 medical certificate was valid until 23/June/2019.

Pelos registos a que a investigação teve acesso, o piloto somava à data de 23/07/2017, 216:10 horas de voo em aeronaves ultraleves. Segundo depoimento de testemunhas, o piloto terá realizado um número de horas significativo na aeronave acidentada entre 2017 e 2019. Para além da mencionada experiência em aeronaves

According to the records that the investigation had access, the pilot logged on 23/July/2017, 216:10 flight hours in the ultralight category. According to witness statements, the pilot would have flown a significant number of hours on the crashed aircraft between 2017 and 2019. In addition to the aforementioned experience in

ultraleves, o piloto voava há longos anos aeronaves ligeiras, fazendo uso da sua licença PPL(A) com qualificação de instrutor, tendo estado envolvido em alguns incidentes nessa categoria de aeronaves. De registos e testemunhos, a investigação apurou que o piloto esteve diretamente envolvido em diversos acidentes/incidentes no passado, evidenciando desrespeito pelas regras de segurança operacional e atitudes temerárias em voo. Não foi evidenciado qualquer treino acrobático.

ultralight category, the pilot also had flight experience in general aviation aircraft for many years, using his PPL (A) license with instructor qualifications, having been involved in some incidents in that aircraft category. From records and witnesses, the investigation found that the pilot was directly involved in several accidents/incidents in the past, showing disrespect for safety rules and reckless attitudes in flight. No aerobatic training was evidenced.

	PILOTO ESQ PILOT LH	PILOTO DIR PILOT RH
DETALHES PESSOAIS PERSONAL DETAILS		
Nacionalidade Nationality:	Portuguesa Portuguese	Portuguesa Portuguese
Idade Age:	43	67
LICENÇA DE TRIPULANTE TÉCNICO FLIGHT CREW LICENCE		
Tipo Type:	PU	PU
Habilitações Ratings:	MEA-G3	MEA-G3
Validade Validity:	2021-05-31	2020-07-31
Entidade Emissora Issuing Authority:	ANAC	ANAC
Data do Último Exame Médico Last Medical Exam Date:	2019-03-16	2018-06-06
Limitações conforme licença Limitations as per license:	VCL ¹	VNL ²
EXPERIÊNCIA DE VOO UL FLIGHT EXPERIENCE UL	Total Total	Total Total
Horas de voo totais Total flight hours:	44:45 (17/05/2018)	216:10 (23/07/2017)
Últimos 90/28/7 dias Latest 90/28/7 days:	Desc. UNK	Desc. UNK
Últimas 24 horas Latest 24 hours:	Desc. UNK	Desc. UNK

1.6. Informação sobre a aeronave || Aircraft information

1.6.1. Generalidades || General

A aeronave acidentada foi fabricada pela BRM AERO s.r.o., Uherske Hradiste na República Checa. É uma aeronave ultraleve, sem certificado de tipo, do modelo base Bristell *Classic*. Este modelo tem três versões disponíveis, sendo o CS-USX declarado pelo fabricante como Bristell UL, conforme declaração no apêndice 5.1.

The crashed aircraft was manufactured by BRM AERO s.r.o., Uherske Hradiste in the Czech Republic, it is an ultralight aircraft, not type certificated, based on Bristell Classic model. This model has three available versions, the CS-USX was declared by the manufacturer as Bristell UL, as stated in Appendix 5.1.

¹ VCL – Voos VFR apenas diurnos || Valid by day only

² VLN – Terá de ter disponível lentes corretivas para visão ao perto || Correction for defective near vision

O Bristell *Classic*, com as suas versões UL (*Ultralight*), LSA (*Light Sport Aircraft -USA*) e HD (*Heavy-duty*), é uma aeronave projetada para atender aos requisitos de certificação das diversas autoridades. Segundo as especificações do fabricante, o modelo UL comporta uma massa máxima à decolagem de até 472,5 kg, tem uma configuração de asa baixa com uma envergadura de 8,13 metros, dois lugares lado-a-lado, construção semi-monocoque metálica equipada com um trem de aterragem triciclo fixo e um motor a quatro tempos da BRP Rotax.

A tabela seguinte especifica as características básicas para as três versões.

Nota: Estão assinaladas a verde as características físicas da asa da aeronave acidentada, quando diferentes do modelo UL descrito pelo fabricante.

Bristell *Classic*, with its UL (*Ultralight*), LSA (*Light Sport Aircraft - USA*) and HD (*Heavy-duty*) versions, is an aircraft designed to meet the several certification authorities' requirements. According to the manufacturer's specifications, the UL model has a maximum take-off mass of up to 472.5 kg, low wing configuration with a wingspan of 8.13 meters, two side by side seats, semi-monocoque metallic construction with a fixed tricycle landing gear and a BRP Rotax four-stroke engine.

The following table specifies the basic three versions characteristics.

Note: The crashed aircraft wing physical characteristics are highlighted in green, when different from the UL model described by the manufacturer.

UNIDADES UNITS: Métricas Metric	BRISTELL	BRISTELL	BRISTELL
	LSA	UL	HD
Dimensões Dimensions			
Envergadura Wingspan	9,13 m ✓	8,13 m ✗	8,13 m
Área alar Wing area	11,75 m ² ✓	10,5 m ² ✗	10,5 m ²
Carga alar Wing loading	51,06 kg/m ²	45 kg/m ² ?	57,1 kg/m ²
Comprimento Length		6,45 m	
Altura Height		2,28 m	
Largura da cabine Cabin width		1,3 m	
Massa Mass			
Vazio Empty	330 kg	290 kg ?	310 kg
Max à decolagem MTOW	600 kg	472,5 kg ?	600 kg
Carga útil Useful load	270 kg	182,5 kg	290 kg
Capacidade tanques Fuel tanks capacity		120 l	
Comp. carga fus. Fus. lugg compt.		15 kg	
Comp. Carga asa Wing lugg compart.		2 x 20 kg	
Fatores de carga Load factors		+4/-2g	
Velocidades operacionais Operational speeds			
Perda c/flap Stall w/flaps (VSO)	58 km/h	52 km/h	60 km/h
Perda s/flap Stall wo/flaps (VS1)	74 km/h	67 km/h	80 km/h
Manobra Manoeuvring (VA)	175 km/h	165 km/h	180 km/h
Máxima c/flap Maximum w/flap(VF)	139 km/h	139 km/h	139 km/h
Max. voo horiz. Max. horz. Flight(VH)	250 km/h	214 km/h	250 km/h
Não exceder Never exceed (VNE)	290 km/h	270 km/h	290 km/h
Motorizações possíveis Possible power units			
ROTAX 912 UL/ULS/ iS sport/ 914UL/915 iS 80/100/115/141 hp			

A aeronave do grupo multi-eixos avançado de alta performance foi projetada para treino básico e voo não acrobático, sendo utilizado por escolas de aviação e particulares em voos de lazer.

The high-performance advanced multi-axis class aircraft was designed for basic training and non-acrobatic flight, being used by aviation training organizations and private as light sport aircraft.

Em adição às três versões do Bristell Classic, existem ainda outras duas configurações, a versão RG de trem retrátil e a TDO de trem de cauda.

In addition to the Bristell Classic's three versions, there are two other configurations, the RG version with retractable landing gear and the TDO version as taildragger.

1.6.2. Certificação e características de projeto da aeronave || Aircraft certification and design characteristics

O fabricante declara que o modelo BRISTELL UL é uma aeronave baseada nas especificações da categoria LAA UL 2, projetado em conformidade com as normas ASTM F2245, F2279 e F2295.

The OEM states that BRISTELL UL is an aircraft based on Czech LAA UL 2 Standards category, designed in accordance with ASTM Standards F2245, F2279 and F2295.

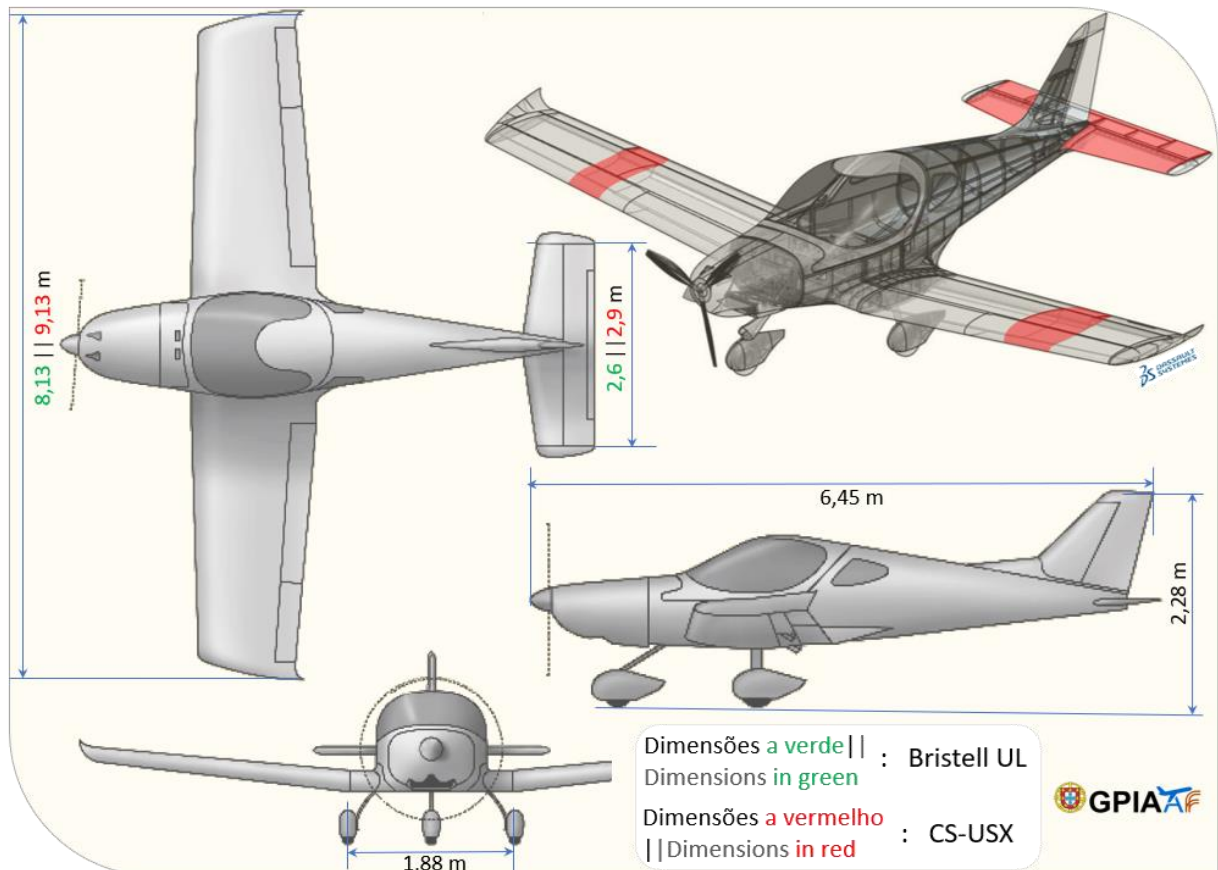


Figura 3 || Figure 3
Características físicas da aeronave || Aircraft physical details

O CS-USX foi inicialmente certificado pelo INAC em cumprimento com o Decreto-Lei n.º 238/2004 e com as alterações introduzidas pelos Decreto-Lei n.º 283/2007 e n.º 510/2008, obtendo o certificado n.º 3039/1 em 23/02/2012.

CS-USX was initially certified by INAC in compliance with Decree-Law no. 238/2004 and with introduced changes by Decree-Law no. 283/2007 and no. 510/2008, obtaining certificate no. 3039/1 on 23/Feb/2012. It was certified with

Foi certificado com uma Massa Máxima à Descolagem de 450 kg e classificado como ultraleve multi-eixos avançado do grupo 3. Nota: A designação “certificado” pelo INAC refere-se a uma autorização de voo e não ao Certificado de tipo.

Segundo o proprietário, os documentos originais estariam a bordo da aeronave e ficaram totalmente destruídos pelo fogo. Dos documentos arquivados na Autoridade Nacional de Aviação Civil e empresas onde a aeronave realizou algumas ações de manutenção foi possível obter os seguintes dados:

Referência Reference	Aeronave Airframe	Motor Engine	Hélice Propeller
Fabricante Manufacture	BRM Aero s.r.o.	Rotax	DUC Helices
Tipo/Modelo Type/Model	Bristell UL	912 ULS	SWIRL
N.º de Série Serial Nr.	019/2012	6779484	13201(P)
Ano de construção Year of construction	2012	UNK	UNK
Tempo desde Novo T S N	217,8h (16/02/2017)	UNK - Estima-se o mesmo da aeronave Estimated same as aircraft	UNK
Tempo desde Revisão T S O	N/A	N/A	N/A
Data da última Inspeção Last Insp. Date	19-02-2019	19-02-2019	19-02-2019

A referida certificação inicial da aeronave em Portugal foi realizada tendo como base os dados fornecidos ao INAC pelo fabricante (apêndices 5.1 a 5.3) e declarações do proprietário.

No processo de certificação pelo INAC, não foram detetadas incongruências nas especificações, nomeadamente das dimensões referente às envergaduras da asa e do estabilizador horizontal, evidenciadas na figura 3 acima.

A ANAC procedeu à última inspeção para revalidação do certificado de voo a 16/02/2017, tendo a aeronave, segundo aquela Autoridade, cumprido com os requisitos da legislação em vigor.

O tempo total de serviço da aeronave e motor foi estimado em torno das 320 horas de operação.

1.6.3. Motor ROTAX 912 ULS || ROTAX 912 ULS Engine

O ROTAX 912 ULS é um motor não certificado de ciclo a quatro tempos, quatro cilindros opostos, com potência máxima de 73,5 kW (100 hp) às 5800 RPM.

a Maximum Take-Off Mass of 450 kg and classified as group 3 advanced multi-axis ultralight. Note: The “certified” designation by INAC refers to a permit to flight and not to the type certificate.

As per owner’s statement, the original documents were on board and were totally destroyed by fire. From the documents kept by the National Civil Aviation Authority and maintenance companies that followed the aircraft, it was possible to obtain the following data:

This initial aircraft certification in Portugal was carried out based on the data provided to INAC by the manufacturer (appendices 5.1 to 5.3) and owner statements.

In the certification process by INAC, no inconsistencies were detected in the technical specifications, namely the wingspan and horizontal stabilizer dimensions, shown in figure 3 above.

ANAC performed the last technical inspection for certificate renewal on 02/16/2017, and according to ANAC, the aircraft complied with all regulation requirements in force.

The total aircraft and engine operating time was estimated around 320 hours.

The engine ROTAX 912 ULS is a four-stroke, four-opposed cylinder non-certified engine, with maximal power of 73.5 kW (100 hp) at 5800 RPM.

A mistura ar-combustível é assegurada por dois carburadores de depressão constante Bing modelo 64 Bing (P/N:64/32/42XA-02), alimentados por uma bomba de combustível mecânica do motor, complementada por uma bomba elétrica auxiliar que, de acordo com o manual de operação da aeronave, deve ser ligada nas fases de descolagem, subida e aterragem.

The fuel-air mixture is ensured by two Bing-constant depression carburetors Type 64 (P/N:64/32/42XA-02), feed by one mechanically driven fuel pump and complemented by one electric auxiliary fuel pump, that per aircraft operations manual, must be switched on in the take-off, climb and landing phases.

Conforme esquematizado na figura 4, o combustível é fornecido desde o tanque (1) que inclui um filtro de malha larga (2), uma seletora (3), um dreno (4) e um filtro de malha estreita (5) para a bomba mecânica (6), até ser entregue aos carburadores (7).

As shown in figure 4, the fuel passes from the tank (1) with the coarse filter (2) via the fuel valve (3), the water drain (4) and the fine filter (5) to the mechanical fuel pump (6), then delivered to the two carburetors (7).

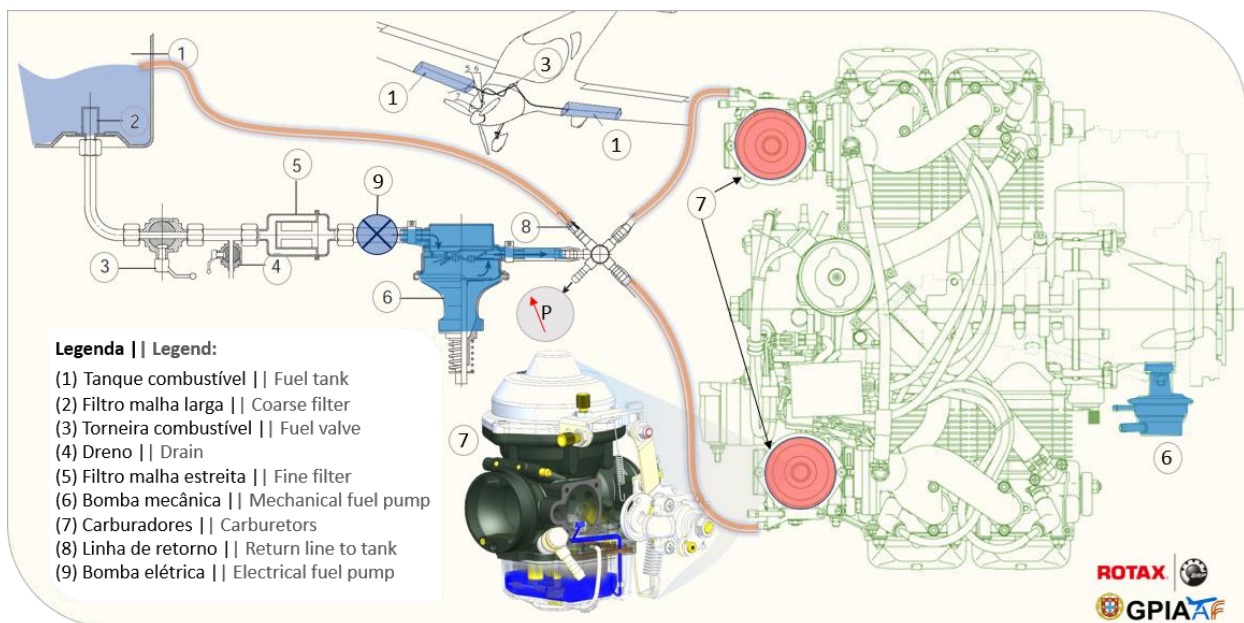


Figura 4 || Figure 4

Sistema de alimentação de combustível do motor Rotax 912 ULS || Rotax 912 ULS engine fuel feeding system

A bomba mecânica de combustível (6) garante a pressão mínima e necessária ao funcionamento do motor em voo nivelado (0,15 bar ou 2,2 psi). Não há evidências disponíveis para concluir se a bomba de combustível auxiliar elétrica (9) estava ou não ligada e em funcionamento no momento do acidente.

The mechanical fuel pump (6) ensures the minimum necessary pressure for the engine to operate at a level flight (0.15 bar or 2.2 psi). There are no available evidences to conclude whether the electric auxiliary fuel pump (9) was switched on and running at the time of the accident.

O fabricante do motor define os limites de operação relativamente a condição de carga como:

The engine manufacturer defines the operating limits for the load condition as:

- Limite de operação do motor com gravidade zero e em condições de **g's negativos** no máximo de 5 segundos para um máximo - 0,5 g.
- **Ângulo máximo de pranchamento 40°** (até este valor, o sistema de lubrificação de cárter

- Limit of engine operation at zero gravity and in **negative "g"** conditions max 5 seconds at max. - 0,5 g.
- **Bank angle max 40°** (Up to this value the dry sump lubrication system provides lubrication in every flight situation).

seco garante a lubrificação em todas as atitudes de voo).

O motor aciona uma hélice DUC - SWIRL de três pás em compósito de passo fixo ajustável em terra, através de uma caixa redutora com sistema de amortecimento mecânico e embraiagem de torque.

The engine drives a fixed pitch, ground adjustable three blade DUC – SWIRL composite propeller through a reduction gearbox with integrated mechanical absorber and overload clutch.

1.6.4. Massa e Centragem || Weight and Balance

O registo de massa e centragem realizado à saída de fábrica pelo fabricante refere uma massa em vazio de 285 kg (detalhe no apêndice 5.2).

The mass and balance records on the performed weighing at the factory by the manufacturer, refers to a basic mass of 285 kg (detail in Appendix 5.2).

Pelas inconsistências das características da aeronave descritas em 1.6.1, nomeadamente referente às dimensões das superfícies alares e do estabilizador horizontal, é pouco provável que a aeronave mantivesse a massa básica da versão UL (285 kg).


Due to the described inconsistencies in the aircraft characteristics shown on 1.6.1, namely the wing surface and horizontal stabilizer dimensions, it is unlikely that the aircraft would maintain the basic mass of the UL version (285 kg).

Não sendo possível à investigação aferir a massa real da aeronave acidentada, foi usado o valor de referência da massa básica da versão LSA (330 kg) por forma a estimar o valor da massa da aeronave acidentada na configuração do voo do acidente.

As the investigation had no access to the crashed aircraft mass calculations, the LSA version reference value for the basic mass was used (330 kg) in order to estimate the actual aircraft configuration on the event flight mass.

Pela atual regulamentação, não é obrigatório manter o registo dos cálculos de massa e centragem para um voo privado. Este facto não isenta o piloto do necessário cálculo de massa e centragem da aeronave antes do voo, por forma a garantir a operação dentro do envelope de voo.

It is not mandatory to keep a record of mass and balance calculations for a private flight, under current regulations. This does not exempt the pilot from the necessary aircraft mass and balance calculation before the flight, in order to ensure the operation within the flight envelope.

BRISTELL UL Aircraft Operating Instructions			
	WEIGHT (kg)	ARM (m)	MOMENT (WEIGHTxARM)
PILOT	80	0,6	48
PASSENGER	80	0,6	48
LUGGAGE - FUSELAGE	0	2,0	0
WING LOCKERS	0	0,63	0
FUEL TANKS	72	0,2	14,4
TOTAL	W= 232		M= 221,94
Take off weight:	330 + 232 = 562 kg		CG= 394 v 29,25 % SAT

Do not exceed maximum take-off weight 472,5 kg !

Figura 5 || Figure 5

Folha de massa e centragem estimada || Estimated mass and balance sheet

A investigação estimou um valor de 562 kg para a massa da aeronave no momento do acidente, acima dos 450 kg, valor máximo autorizado no certificado de voo da aeronave, por não estar equipado com paraquedas.

O valor do C.G. foi estimado nos 29,25% da corda média aerodinâmica (MAC), encontrando-se dentro do intervalo operacional determinado pelo fabricante (25 a 35% da MAC).

The investigation estimated a mass of 562 kg for the aircraft at the time of the accident, a value above the maximum authorized 450 kg, on the aircraft's permit to flight (no ballistic recovery system installed).

The C.G. it was estimated at 29.25% of the mean aerodynamic cord (MAC), within the operational range limits determined by the manufacturer (25 to 35% of the MAC).

1.7. Informação meteorológica || Meteorological information

De acordo com a informação disponibilizada pelo IPMA relativa aos dados meteorológicos da estação do aeródromo de Leiria, estes indicam condições propícias à realização do voo, apresentando-se céu limpo, ligeira turbulência atmosférica, vento do quadrante Noroeste (direção 300 a 310) com intensidade entre os 4 e os 7 nós, temperatura de 20° C e a pressão atmosférica nos 1016 hPa.

According to the information provided by IPMA, referring to Leiria aerodrome station, the local weather was favorable for the flight, with clear skies, slight atmospheric turbulence, a Northwest wind (300 to 310) with speeds from 4 to 7 knots. The temperature was about 20°C and an atmospheric pressure of 1016 hPa.

1.8. Ajudas à navegação || Aids to navigation

Não aplicável.

Not applicable.

1.9. Comunicações || Communications

As comunicações de aeródromo não foram gravadas por não existirem equipamentos de registo no aeródromo. A tripulação da aeronave dispunha de condições técnicas a bordo para manter comunicações bilaterais com o serviço de informação de pista do aeroclube de Leiria não tendo, contudo, feito qualquer comunicação de circuito. Durante todo o voo de cerca de 45 minutos, não foi reportado pela tripulação qualquer problema ou anomalia com a aeronave.

Segundo os registos a que a investigação teve acesso, a licença de estação da aeronave estava caducada desde 23/02/2014.

Aerodrome communications were not recorded due to no recording equipment available at the aerodrome. The crew had technical conditions on board to maintain bilateral communications with Leiria aeroclub airfield information service, however, this service was not used during the several pattern circuit. During the 45 minutes flight, no aircraft snags or anomalies were reported by the crew.

According to the aircraft records accessed by investigation, the aircraft's radio license was expired since 23/02/2014.

1.10. Informação do aeródromo || Aerodrome information

O aeródromo José Ferrinho (LPJF) em Leiria está certificado para voos de aeronaves ligeiras com massa máxima até 5700 kg e aeronaves ultraleves.

A pista asfaltada, atualmente com uma faixa de 500x11m orientada 02/20, é atravessada por uma estrada municipal, que obriga à coordenação do tráfego aéreo com a circulação da estrada. Esta coordenação, é habitualmente garantida pelo pessoal do aeroclube de Leiria por delegação do Diretor do Aeródromo.

The José Ferrinho aerodrome (LPJF) in Leiria is certified for light aircraft flights with a maximum take-off mass up to 5700 kg, including light sport aircraft.

The asphalt runway, currently with a 500x11m oriented 02/20, is crossed by a municipal road, which requires the air traffic coordination with the road circulation. This coordination is usually assured by Leiria aeroclub staff, by delegation of the Aerodrome Director.

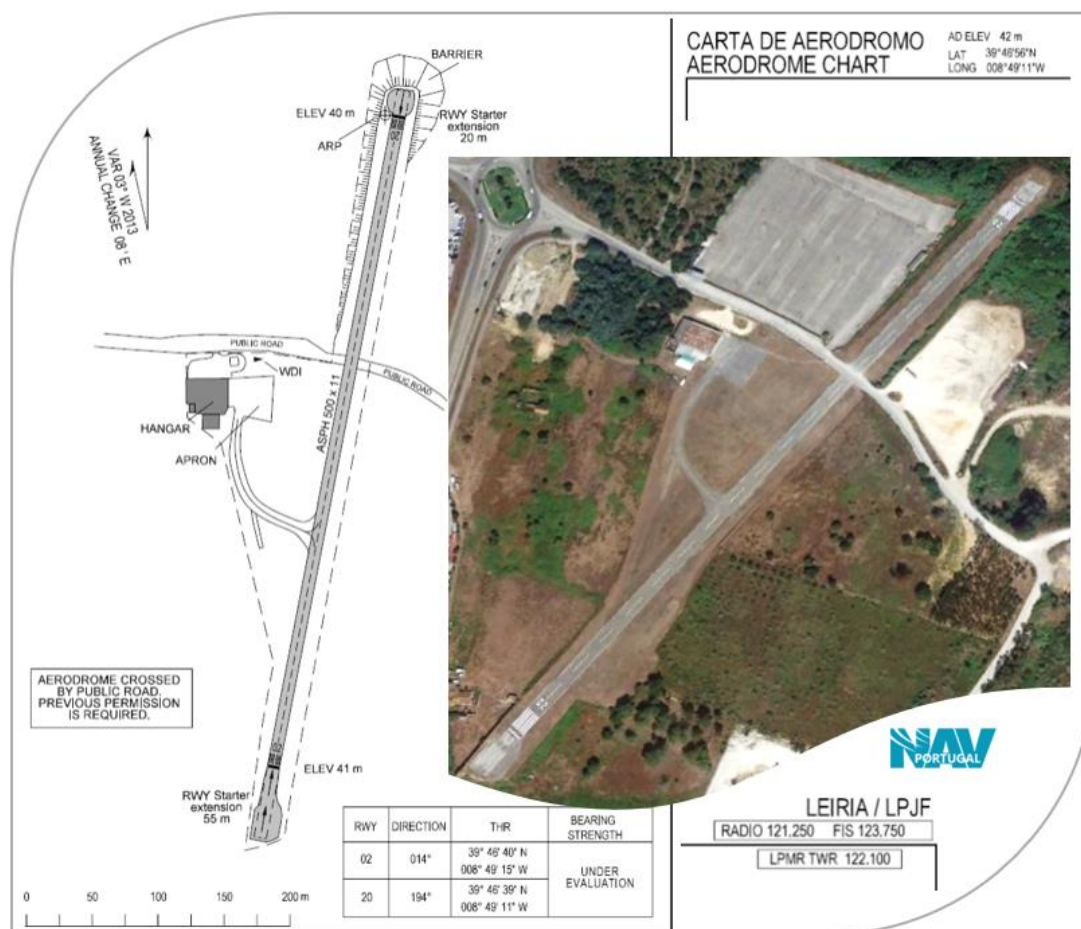


Figura 6| Figure 6
Aeródromo de Leiria (LPJF) || Leiria airfield (LPJF)

1.11. Gravadores de voo || Flight recorders

A aeronave não estava equipada com sistema de registo de dados de voo, nem tal era um requisito da legislação.

Foi recuperado dos destroços um dispositivo de gravação vídeo (câmara *Go-Pro*), instalada na

The aircraft was not equipped with a flight data recording system, nor was this a legal requirement.

A video recording device (*Go-Pro* camera) was recovered from the wreckage, installed by one of

zona inferior do cone de cauda da aeronave por um dos pilotos antes do voo. O equipamento foi enviado para os laboratórios do AAIB no Reino Unido, não tendo, contudo, sido possível recuperar qualquer informação devido ao estado de degradação do dispositivo de memória por ação do fogo.

the pilots before the flight in the lower area of the aircraft's tail cone. The equipment was sent to AAIB laboratories in the United Kingdom for reading, however, it was not possible to recover any information due to the memory device burned condition.

1.12. Destroços e informação sobre os impactos || Wreckage and impact information

A aeronave foi encontrada completa a 150 metros a nordeste do início da pista 02, numa clareira de pinheiros (10x18m), não tendo sido observada qualquer evidência de que a aeronave tenha tocado as árvores circundantes durante a queda. Não foram observados sinais de movimento de translação da aeronave no terreno, sugerindo uma queda praticamente vertical, com velocidade do ar horizontal reduzida, confirmado pela ligeira deformação de ambos os bordos de ataque das semi-asas. A posição relativa das semi-asas revelou ainda uma ligeira tendência de asa esquerda em baixo no momento da colisão com o solo. A parte frontal da aeronave (nariz e asas) ficaram posicionadas num sulco de cerca de 25cm pré-existente no terreno.

The aircraft was found complete 150 meters northeast of runway 02 threshold, in a pine trees clearance area (10x18m), with no evidence that the aircraft touched the surrounding trees on crashing.

There were no signs of ground horizontal aircraft movement, suggesting a nearly vertical trajectory, with reduced horizontal air speed, confirmed by slight deformation on both semi-wings leading edges.

The semi-wings relative position also revealed a slight tendency to a left semi-wing down at the moment of ground collision. The aircraft nose and wing were positioned on a pre-existing ground groove of about 25 cm deep.



Figura 7 || Figure 7
Local do acidente || Crash location

Da análise dos destroços, consumidos pelo fogo, as superfícies de controlo foram encontradas nas respetivas posições, tendo os elementos de ligação, que resistiram ao fogo, evidenciado estar ligados entre si.

As três pás da hélice foram encontradas junto aos destroços, apresentando-se uma fraturada em duas partes e as outras sem danos nos bordos de ataque, indiciando uma possível condição de potência reduzida ou nula debitada pelo motor no momento da colisão com o solo.

A canóia construída em acrílico e estrutura em fibra de vidro, foi projetada para trás e esquerda (figura 2), corroborando a hipótese de velocidade horizontal reduzida e o ligeiro ângulo de pranchamento de asa esquerda em baixo no momento da colisão com o solo.

From analysis of the fire damage wreckage, the control surfaces were found in the expected positions, with the connecting parts that resisted to the fire, showing evidence of having been connected.

The three propeller blades were found next to the wreckage, showing one fractured in two parts and the two others without damage to the leading edge, suggesting a possible reduced or no power engine condition at the moment of ground contact.

The canopy, built in acrylic with a fiberglass structure, was released backwards and to the left (figure 2), supporting the reduced horizontal speed hypothesis and the slight left-wing bank angle at the moment of ground collision.

1.13. Informação médica e patológica || Medical and pathological information

O relatório anátomo-patológico revelou a causa de morte dos tripulantes da aeronave como tendo sido devida às várias lesões traumáticas, complicadas de carbonização em resultado de ação de agente térmico.

O estudo químico-toxicológico efetuado revelou-se negativo para a presença de todas as substâncias pesquisadas.

The anatomopathological report revealed the aircraft crew cause of death was due to various traumatic injuries, intensified by carbonization as result of the action of a thermal agent.

The carried out chemical-toxicological study was negative for the presence of all investigated substances.

1.14. Fogo || Fire

Imediatamente após a colisão com o solo, a aeronave incendiou-se tendo sido totalmente consumida pelas chamas.

Não foi possível determinar o ponto de ignição, no entanto pela análise aos elementos da asa que comportam os tanques de combustível estruturais, foi possível determinar que ocorreu uma rotura dos mesmos, provavelmente no momento da colisão, permitindo uma dispersão e vaporização do combustível sobre a área.

A quantidade de combustível a bordo no momento do acidente foi estimada em torno dos 100 litros. Esta vaporização do combustível em contacto com fonte de ignição não identificada,

Immediately after the ground collision, the aircraft was totally consumed by fire.

It was not possible to determine the initial ignition point, however when analysing the wing structural fuel tanks, it was possible to determine that they opened (broke), probably on the ground collision, allowing a fuel dispersion and vaporization over the aircraft surroundings.

The amount of fuel on board at the time of the accident was estimated to be around 100 litres. This fuel vaporization in contact with the unidentified ignition source, caused a fire with a

resultou num incêndio com uma elevada carga térmica que levou à fusão da estrutura primária da aeronave de construção em liga de alumínio (6061-T6) com ponto de fusão entre os 582 e 652°C.

high thermal load that led to the aircraft aluminium alloy primary structure to melt (6061-T6 with a melting point between 582 and 652°C).

1.15. Aspectos de sobrevivência || Survival aspects

A energia do impacto resultante da dinâmica do acidente demonstrou uma velocidade vertical significativa em oposição à componente horizontal reduzida. Esta energia foi parcialmente absorvida pela deformação do trem e estrutura primária da aeronave.

The impact energy resulting from the accident dynamics demonstrated a significant vertical speed in opposition to the reduced horizontal component. This energy was partially absorbed by the landing gear and the aircraft's primary structure deformation.

O fogo intenso que se desenvolveu rapidamente após o impacto, criou as condições para que o evento se configurasse como um acidente de sobrevivência improvável.

The intense fire that quickly developed after the ground impact, set the necessary conditions for an accident that was probably not survivable.

Ambos os assentos da aeronave estavam equipados com cintos de segurança de quatro pontos. Foram encontradas indícios que sugerem a sua utilização por ambos os ocupantes no voo do acidente.

Both aircraft seats were equipped with four-point seat belts. The found evidence suggests they were used by both occupants on the accident flight.

A aeronave não estava equipada com sistema de recuperação balística (paraquedas).

The aircraft was not equipped with a ballistic recovery parachute system.

1.16. Ensaios e Pesquisas || Tests and Research

A equipa de investigação procedeu à limpeza e desmontagem do motor SN: 6779484, procurando danos evidentes nos acessórios e bloco do motor para suportar a hipótese colocada da falha de motor em voo, tendo sido encontrado:

The investigation team proceeded with the engine SN: 6779484 cleaning and teardown, searching for evident damage on the engine accessories and core for possible engine inflight shutdown hypothesis support, having found:

Acessórios:

- Controlos do motor conectados,
- Bomba de óleo a rodar livremente e sem desgaste,
- Bomba de água a rodar livremente e sem desgaste,
- Sistema de escape com deformações;
- Motor de arranque conectado com externos derretidos,
- Bomba de combustível mecânica conectada, sem desgaste com movimentos livres; O núcleo (diafragma e filtro) foi encontrado derretido,

Accessories:

- Engine controls connected;
- Oil pump with free movement and no wear,
- Coolant pump with free movement and no wear,
- Exhaust system found deformed only;
- Starter connected with externals melted;
- Mechanical fuel pump connected, no wear with free movements; The core (diaphragm and filter) was found melted,

- posição semelhante dos êmbolos de controlo da mistura de ambos os carburadores,
- Borboletas de ambos os carburadores fechadas;

Bloco do motor:

- Óleo presente no cárter, radiador e no circuito interno de lubrificação;
- Cabeças dos cilindros, válvulas de admissão e escape, balanceiros e árvore de cames sem anomalias;
- Rotação manual do motor livre (após remoção do anel magneto e conjunto do estator encontrado carbonizado);
- Cambota com ligeiros sinais de desgaste (pequenos arranhões) e óleo queimado nos três apoios da cambota, especialmente no dianteiro junto à redutora;
- Moentes da cambota com algum desgaste.

Os resultados da inspeção foram compartilhados e discutidos com o OEM do motor, sendo as evidências consideradas desgaste normal da operação do motor. Nenhuma causa aparente de falha do motor foi encontrada.

- Similar position to both carburettor's mixture control piston,
- Both throttle valves on carburettors closed;

Engine core:

- Oil present on engine crank case, radiator and on the internal lubrication circuit;
- Cylinder heads, intake/exhaust valves, rockers and camshaft without anomalies;
- Engine free hand rotation (after removal of the magneto ring and stator assembly found melted);
- Crankshaft with light signs of wear (small scratches) and cooked oil on all three-bearing support, especially on the front one (gearbox);
- Plain bearings with wear.

The inspection results were shared and discussed with engine OEM, being the findings considered normal wear and tear from engine operation. No apparent engine failure cause was found.

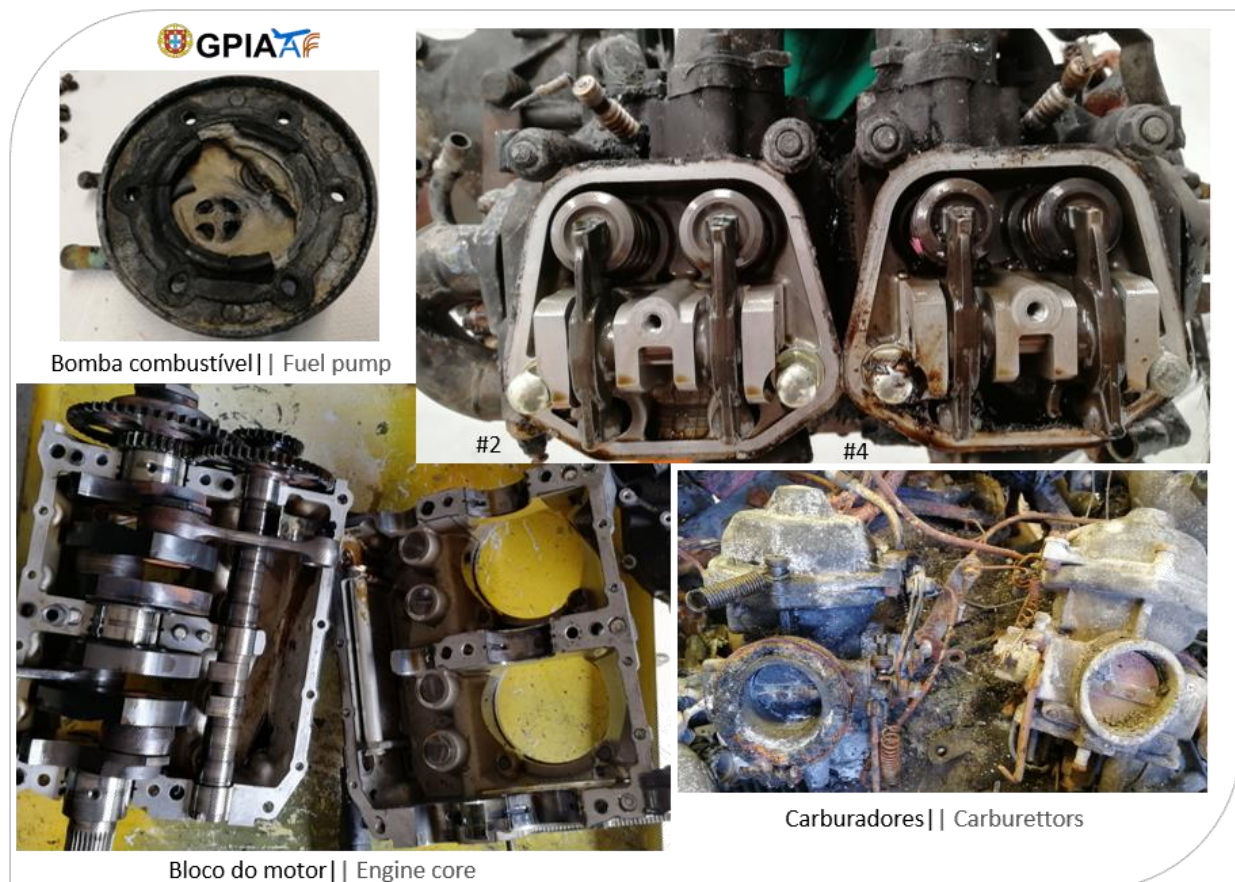


Figura 8 || Figure 8

Detalhe do motor e acessórios || Engine core and accessories detail

Foi recuperado dos destroços o indicador de g's equipado com sistema de marcação de máximos por agulha de tinta brilhante com as seguintes indicações estimadas:

- . Agulha de registo de g's negativos: até -1,5 g's;
- . Agulha de registo de g's positivos: desintegrada;

Não se pode determinar inequivocamente que o valor máximo de g's negativo foi de -1,5 ou aferir o valor máximo de g's positivos, contudo, um cenário possível é que o valor de até (-1,5) g's tenha sido atingido em voo e a quebra das agulhas, indicação instantânea e registo de máximo positivo, tenha ocorrido no momento da colisão com o solo.

Na figura 9 são comparadas imagens do equipamento da aeronave e de um equipamento não danificado, FALCON GM510-2F G-METER.

A g meter was recovered from the wreckage. It was equipped with a dayglow marking system with the following estimated indications:

- . Negative g registration needle: up to -1.5 g's;
- . Needle for recording positive g's: disintegrated;

It cannot be unequivocally determined that the maximum negative g's value was -1.5 or identify the maximum positive g's value, however, a possible scenario is that the value up to (-1.5) g's was reached in flight and both needles (Instantaneous and max record) breaking occurred during the ground collision.

In figure 9 are compared images of the aircraft equipment with one undamaged unit, FALCON GM510-2F G-METER.



Figura 9 || Figure 9

Indicador de g's recuperado da aeronave por comparação a um não danificado || g-meter indicator recovered from the aircraft and a non-damaged unit

1.17. Informação sobre organização e gestão || Organizational and management information

Tratava-se de uma aeronave privada ao serviço de uma empresa com sede em Leiria, que se apresentava como o representante do fabricante da aeronave para Portugal e Espanha.

O objetivo do voo do acidente seria a capacitação do piloto sentado à esquerda e interessado na

It was a private aircraft at the service of a company based in Leiria, which presented itself as the aircraft manufacturer's representative for Portugal and Spain.

The purpose of the accident flight would be the left seated pilot training, interested in the aircraft

aquisição aeronave, para que nesse mesmo dia se procedesse à finalização do negócio.

acquisition, aiming to finalize the deal at the end of the day.

1.18. Informação adicional || Additional information

1.18.1. Testemunhos || Witnesses

Testemunhas, que observaram a aeronave em momentos diferentes durante o voo de treino, relataram à investigação que a aeronave parecia voar normalmente e que o motor parecia normal.

Witnesses, who had observed the aircraft at different times during the training flight, informed the Investigation that the aircraft appeared to be flying normally, and that the engine sounded normal.

O voo foi conduzido com o já conhecido padrão de pilotagem que caracterizava o piloto sentado à direita, incluindo manobras com atitudes e ângulos de pranchamento elevados. Ambas as passagens baixas sobre a pista foram consideradas pelas testemunhas como trajetórias de voo normais atendendo os procedimentos usuais adotados pelo piloto à direita.

The flight was conducted following the already known right-hand seated pilot flight standards, characterized as high pitch and bank angle manoeuvres. Both low passes over the runway were considered by the witnesses as normal flight path and usual procedures adopted by the right seated pilot.

Os momentos finais do voo foram observados por uma testemunha que relatou uma volta à esquerda após uma atitude de nariz em cima pronunciada (manobra acrobática conhecida como *hammerhead*).

The final moments of the flight were observed by one witness that reported a left turn after the high pitch attitude (aerobatic manoeuvre known as *hammerhead*)

1.18.2. Outros eventos relevantes Bristell Classic || Bristell Classic other relevant events

Como qualquer modelo ou tipo de aeronave com um número significativo de unidades produzidas, representando um considerável volume de horas voadas, é expectável que ocorram acidentes e incidentes com as várias versões do modelo. Existem registos de acidentes envolvendo especificamente manobras semelhantes às reportadas com perda de controlo em voo, podendo incluir a entrada em *vrille* sem recuperação.

Like any aircraft model or type with a significant number of produced units, representing a considerable volume of flown hours, accidents and incidents are expected to occur with the several versions of the model. There are records of accidents involving specifically manoeuvres similar to those reported with loss of control in flight, which may include unrecovered spins.

Atendendo aos dados disponíveis e ao trabalho já desenvolvido por várias Autoridades de investigação, listam-se abaixo cinco eventos com relevância nos factos e similaridades de configuração pré-evento.

With the available data and investigation work already performed by several investigation authorities, the five events below listed are relevant on the facts and on pre-event configuration similarities.

Nota importante: Os exemplos dos acidentes abaixo mencionados, com exceção do n.º1 e 4, não têm ainda os respetivos processos de investigação concluídos, sendo portanto, prematuro ou imprudente retirar qualquer tipo de conclusão ou comparação com o presente evento.

1. **Acidente:** Dois tripulantes a bordo de um Bristell NG5 com registo OK-VAR 03 em Brodce - República Checa a 08-NOV-2016. **Investigação:** Relatório final da autoridade da República Checa: ref. CZ-16-989 com causa determinada como sendo técnica de pilotagem incorreta em voo a baixa altitude com falha de motor com origem indeterminada, culminando em colisão com o solo após entrada em *vrille*.
2. **Acidente:** Voo solo, Bristell NG5 com registo RA-1627G em Tambov - Rússia a 07-JUL-2017. **Investigação:** Não concluída. **Factos:** Voo acrobático a baixa altitude, *vrille* e colisão com o solo, vídeo em: <https://youtu.be/YkM4kL5mamo>
3. **Acidente:** Dois tripulantes a bordo de um Bristell FG com registo 24-17954 em Clyde North, Melbourne, Austrália a 03-AGO-2017. **Investigação:** Não concluída. **Factos:** Voo de instrução, colisão com o solo com velocidade horizontal reduzida.
4. **Acidente:** Dois tripulantes a bordo de um Bristell S-LSA com registo VH-YVX em Stawell, Austrália a 05-OUT-2018. **Investigação:** Concluída. **Factos:** Voo de instrução, colisão com o solo com velocidade horizontal reduzida, com *vrille* provável.
5. **Acidente:** Dois tripulantes a bordo de um Bristell NG5 com registo G-OJCS em Belan, Moone, Co. Kildare na Irlanda a 13-JUN-2019. **Investigação:** Não concluída. **Factos:** Potência de motor reduzida culminando numa colisão com o solo com velocidade vertical elevada, com uma atitude de asas niveladas enquanto rodava no sentido oposto aos ponteiros do relógio.

Important note: The following accident examples, except the n.º1 and 4, do not have the safety investigation processes completed, so it is premature or imprudent to withdraw any type of conclusion or comparison with the present event.

1. **Accident:** Two occupants onboard a Bristell NG5, registration OK-VAR 03 at Brodce - Czech Republic on 08-NOV-2016. **Investigation:** Final report by the Czech Republic authority: ref. CZ-16-989 with **determined cause** to be incorrect piloting technique in low altitude flight associated engine failure with undetermined causes, culminating in ground collision after a spin.
2. **Accident:** Solo flight, Bristell NG5 registration RA-1627G at Tambov - Russia on 07-JUL-2017. **Investigation:** Not completed. **Factos:** Low altitude aerobatic flight, spin and ground collision, video available at: <https://youtu.be/YkM4kL5mamo>
3. **Accident:** Two occupants onboard of a Bristell FG registration 24-17954 at Clyde North, Melbourne, Australia on 03-AUG-2017. **Investigation:** On going. **Factos:** Instruction flight, collision with the ground with reduced horizontal speed.
4. **Accident:** Two occupants onboard of a Bristell S-LSA registration VH-YVX at Stawell, Australia on 05-OCT-2018. **Investigation:** Closed. **Factos:** Instruction flight, collision with the ground with reduced horizontal speed, possible spin.
5. **Accident:** Two occupants onboard of a Bristell NG5 registration G-OJCS at Belan, Moone, Co. Kildare – Ireland on 13-JUN-2019. **Investigation:** On going. **Factos:** data showed that the engine had stopped and the aircraft impacted the ground at a high vertical rate, in a nearly level attitude, whilst rotating anticlockwise.

1.19. Técnicas de investigação úteis ou eficazes || Useful or effective investigation techniques

Não foram utilizadas quaisquer técnicas especiais de investigação. Todos os estudos foram baseados na análise do local do acidente e dos destroços, nas especificações técnicas da aeronave, informações fornecidas pelo fabricante e declarações das testemunhas.

No special investigative techniques were used. All studies were based on the accident site and debris analysis, aircraft's technical specifications, OEM information and witnesses' statements.

2. ANÁLISE || ANALYSIS

2.1. Desempenho humano || Human performance

A tomada de decisão pelos pilotos, designada como julgamento do piloto, ou ADM (*Aeronautical Decision Making*), foi identificada como um fator importante na causa de acidentes de aviação geral. As estimativas da proporção de acidentes associados à tomada de decisão deficiente variam de 30% (Wiegmann & Shappell, 1997) a 50% (Jensen, 1995).

O grupo de trabalho da FAA para a análise de segurança conjunta (JSAT) estudou 120 relatórios do NTSB sobre acidentes em aviação geral relacionados com o processo de tomada de decisão aeronáutica dos pilotos. O relatório³ do estudo demonstrou que, para uma categoria genérica de atos inseguros, as violações e erros de decisão (que em conjunto totalizam os acidentes relacionados ao processo ADM), foram distribuídos por 56% em violações e 44% para os erros de decisão.

Já amplamente discutidas em relatórios de investigação de acidentes, as motivações e comportamentos humanos que levam a exceder os limites, sejam eles os limites pessoais ou dos equipamentos, têm fatores motivacionais comuns, como são exemplo, os eventos tratados pelo GPIAAF nos processos 01/ACCID/2013, 11/ACCID/2014 e 02/ACCID/2015.

Atendendo aos objetivos do voo e ao estilo de pilotagem descrito pelas testemunhas como sendo a do piloto sentado à direita, a investigação considera como extremamente provável que fosse este o piloto a voar no período relevante que antecedeu o acidente.

Dos dados recolhidos pela investigação foi possível determinar, também neste evento, a existência de pré-condições para atos inseguros do piloto sentado à direita.

A trajetória de voo seguida pela aeronave, conforme observado e descrito pelas testemunhas, evidenciam a adoção de atos inseguros do piloto ao demonstrar a aeronave,

The decision-making process by pilots, designated as pilot judgment, or aeronautical decision-making (ADM), has been identified as a major factor in the cause of general aviation accidents. Estimates of the proportion of accidents associated with poor decision-making range from 30% (Wiegmann & Shappell, 1997) to 50% (Jensen, 1995).

The FAA constituted a Joint Safety Analysis Team (JSAT) to study 120 NTSB accident reports on General Aviation, related with Aeronautical Decision-making.

The report³ demonstrated that, within the overall category of unsafe acts, violations and decision errors (which together defined ADM accidents), accounted for 56% on violations and 44% on decision errors.

Already widely discussed in accident investigation reports, human motivations and behaviours that lead to exceed the limits, whether personal or equipment, have common motivational factors, such as the events treated on GPIAAF processes 01/ACCID/2013, 11/ACCID/2014 and 02/ACCID/2015.

Considering the flight objectives and the piloting style described by the witnesses as being conducted by the pilot seated on the right, the investigation considers as extremely likely that this was the pilot flying in the moments before the accident.

From the investigation collected data, it was possible to determine, also in this event, the existence of preconditions for unsafe acts by the pilot sitting on the right.

The aircraft flight trajectory, as observed and described by witnesses, evidence pilot unsafe acts adoption when demonstrating the aircraft, with adverse mental state evidencing

³ <https://www.gajsc.org/document-center/>

desde logo com o adverso estado mental indiciando complacência, pressão autoimposta, excesso de confiança e atitude mental de invulnerabilidade. Adicionalmente, tendo em consideração a última manobra da aeronave, evidencia um erro de julgamento sobre as capacidades da aeronave e considerado como um erro de decisão⁴ do piloto.

Com base nos dados recolhidos de comportamentos prévios do piloto sentado à direita, foi notado que o comportamento do voo do acidente não diferiu dos voos anteriores, apenas as consequências foram diferentes. O resultado de um determinado comportamento não é o que determina se o comportamento é ou não aceitável.

Como exemplo ilustrativo, um piloto que faça um planeamento de combustível necessário para uma determinada missão e que seja obrigado a realizar uma aterragem de emergência num aeródromo por falta de combustível, ainda que bem-sucedida, tem um comportamento tão questionável quanto um outro piloto que realizou o mesmo erro de planeamento e, que por outras circunstâncias, não consegue aterrar com sucesso a aeronave. Em ambos os casos, porém, é importante identificar e lidar com o comportamento subjacente, ou a causa raiz, que levou à falta de combustível.

Os indícios sobre eventos passados de atitudes e manobras semelhantes à trajetória do acidente, com a aeronave acidentada ou outras, por parte do piloto que demonstrava e adaptava o piloto à esquerda, evidencia um comportamento não sinalizado e não corrigido antes do desfecho da manobra do acidente, que embora fatal, apenas diferiu nas consequências em relação a tantas outras realizadas anteriormente.

complacency, self-imposed pressure, overconfidence and an invulnerable mental attitude.

Additionally, and considering the last aircraft manoeuvre, a misjudgement on aircraft's capabilities was considered a pilot decision error⁴.

Based on the collected data about the right seated pilot's previous behaviour, it was noted that the accident's flight behaviour did not differ from previous flights, only the consequences were different. The result of a particular behaviour is not what determines whether the behaviour is acceptable or not.

As an illustrative example, a pilot who does the necessary fuel planning for a particular mission and who is required to make an emergency landing at an aerodrome due to fuel starvation, although successful, behaves as questionable as another pilot who made the same planning mistake and, for other circumstances, was unable to successfully land the aircraft.

In both cases, though, it is important to identify and deal with the underlying behaviour, or the root cause, that led to the fuel exhaustion.

Evidence of past events attitudes and similar manoeuvres to the accident trajectory, with the crashed aircraft or others, the pilot who was demonstrating and familiarising the pilot on the left, shows an unmarked and uncorrected behaviour before the outcome of the accident manoeuvre, although fatal, only differed in consequences from so many others previously performed.

2.2. O modelo de ultraleve Bristell UL || The Bristell UL ultralight

O mercado de aviação de lazer não certificado evoluiu exponencialmente nas últimas duas décadas, com o aparecimento de tecnologia e equipamentos geralmente menos complexos,

The non-type certified light sport aviation market has evolved exponentially in the last two decades, with the appearance of generally less complex technology and equipment, with

⁴ Erro de decisão: Comportamento intencional que decorre conforme planeado, contudo, o plano mostra-se inadequado ou inapropriado à situação || Intentional behaviour that proceeds as intended, yet the plan proves inadequate or inappropriate for the situation.

com maior ou menor performance satisfazendo as necessidades de um grupo cada vez mais significativo de consumidores de produtos de aviação não profissional.

Com regulamentação não uniformizada entre os diferentes países e díspar nos requisitos técnicos, a questão coloca-se desde logo na categorização realizada por massa máxima à de decolagem (MTOM). A República Checa é um dos principais países europeus exportadores de ultraleves, em conjunto com Alemanha, Itália e França, com 38 fabricantes de aeronaves espalhados pelo país optando por limitar a categoria aos 600 kg MTOM.

O sucesso comercial de uma determinada configuração de aeronave tende a ser replicada nos diferentes continentes, seja por produção delegada ou por cópia de especificações. É comum o mesmo modelo de aeronave ser comercializado por diferentes fabricantes apenas com modificações menores ou simplesmente apenas com uma marca diferente. A adequação das características da aeronave à legislação em vigor em cada região do globo e, em especial em cada país europeu, levou a que alguns modelos de aeronaves atualmente no mercado, sejam facilmente dissimulados em versões cujos requisitos de projeto podem não cumprir cabalmente com legislações díspares nos seus requisitos.

As reconhecidas características de performance do modelo base (Classic) da Bristell, o agradável manuseamento da aeronave associada a um reduzido custo de aquisição e operação, quando comparado com aeronaves certificadas, levou a uma disseminação e evolução do modelo base para outros modelos do mesmo fabricante ou por concorrentes.

A título de exemplo, e apenas referente ao modelo acidentado, para além do fabricante Bristell, outros fabricantes, como a Roko com os NG's ou a XL8, comercializam na Europa modelos com as mesmas especificações; o mesmo se passa em outros continentes com outros fabricantes.

As disparidades encontradas entre o modelo acidentado, declarado e aprovado como versão UL, quando confrontado com as características reais em tudo semelhantes à versão LSA,

variable performance meeting the needs of an increasingly significant group of non-professional aviation product consumers.

With non-standardized regulations between different countries and with different technical requirements, the question arises from the type classification performed by maximum take-off mass (MTOM).

In the adopted under 600 kg take-off mass category, the Czech Republic is along with Germany, Italy and France the main ultralight export country with 38 aircraft manufacturers.

The commercial success of a given aircraft configuration tends to be replicated on different continents, either by delegated production or by replication of specifications. It is common for the same aircraft model to be marketed by different manufacturers with only minor modifications or simply, with a different brand. The adaptation of the aircraft's characteristics to the legislation in force in each region of the globe and, in particular, in each European country, has meant that some aircraft models currently on the market are easily hidden in versions whose design requirements may not fully comply with legal frameworks, dissimilar in their requirements.

The recognized performance characteristics of the base Bristell model (Classic), the pleasant aircraft handling associated with a reduced purchase and operation cost, when compared to certified aircraft category, led to the dissemination and evolution of the base model to other same manufacturer models, or by competitors.

As an example, and only referring to the crashed model, in addition to the manufacturer Bristell, other manufacturers such as Roko with the NG's or XL8, sell models with the same specifications in Europe, the same being true in other continents with other manufacturers.

The discrepancies found between the crashed model, declared and approved as UL version, when opposed with the real characteristics, similar to the LSA version, demonstrate a

demonstram uma desregulação e falta de controlo dos diversos agentes envolvidos, desde logo pelo fabricante, a aprovação do modelo conforme especificações pela autoridade responsável do estado do fabricante, a autorização de voo nacional pela autoridade nacional de registo e, finalmente, o proprietário e operador da aeronave.

deregulated process and lack of control by the involved entities. Starting by the manufacturer with noncompliance statements, the model specifications approval by the responsible manufacturer's state authority, the Portuguese permit to fly by the national authority and, finally, the aircraft owner and operator.

2.2.1. Massa e centragem || Mass and balance

Com o objetivo da já referida adaptação aos vários mercados, o fabricante desenvolveu versões da aeronave perseguindo o objetivo de cumprir com os requisitos legais em vigor nesses mercados.

With the goal on the aforementioned project tailoring to the various markets, the manufacturer developed aircraft versions following the legal requirements in force within those markets.

Dentro da aviação não certificada e não uniformizada pelos estados (sem certificado de tipo ou aprovado pelas normas EASA CS-VLA ou equivalentes), estes modelos assumem várias designações dependendo da região do globo, numa perspetiva simplista e global, sem detalhar equipamentos, requisitos técnicos ou incluir as categorias experimentais, existem basicamente duas realidades:

Within non-certified aviation scope and non-standardization by states (without type certificate or approved by EASA CS-VLA standards or equivalent), these models assume various designations depending on the region of the globe, in a simplistic and global perspective, without detailing equipment, technical requirements or include the experimental categories, there are basically two realities:

- as aeronaves abaixo dos 450 kg MTOM, designadas ultraleves em Portugal (*ultralight*, *micro-light* em outros países), que incluem as aeronaves designadas de “voo livre” e,
- as aeronaves abaixo de 600 kg designadas de aeronaves leves desportivas (LSA).

- aircraft under 450 kg MTOM, designated ultralight in Portugal (micro-light in other countries), which include aircraft type called “free flight” (paratrike, powered hang glider) and,
- aircraft under 600 kg designated as light sport aircraft (LSA).

Esta última categoria não tem enquadramento na legislação nacional, ao contrário da maioria dos países como a Alemanha com as regras LTF-UL, a República Checa com a regulamentação UL-2, os Estados Unidos da América com as normas ASTM, ou mesmo a recente regulamentação EASA CS-LSA, também esta não adotada em Portugal.

This last category is not covered by national legislation, dissimilar to most countries such as Germany with LTF-UL rules, the Czech Republic with UL-2 regulations, the United States of America with ASTM standards, or even the recent one EASA CS-LSA regulation, equally not adopted in Portugal.

Assim, a massa máxima à descolagem permitida para aeronaves ultraleves em Portugal pelo Decreto-Lei n.º 238/2004 é de 472,5 kg para as aeronaves equipada com sistema de recuperação balística. Naturalmente, tal requisito apresenta-se como uma importante barreira técnica ao projeto das aeronaves multi-eixo avançadas de última geração, desenhadas para

Thus, the maximum take-off mass allowed for ultralight aircraft in Portugal by Decree-Law no. 238/2004 is 472.5 kg for aircraft equipped with a ballistic recovery system. Naturally, this requirement presents itself as an important technical barrier to the design of state-of-the-art advanced multi-axis aircraft, designed for missions and performances with a higher MTOM framework.

missões e performances com enquadramento de MTOM superior.

Sendo a massa básica da aeronave e a carga útil importantes parâmetros de projeto com influência significativa no resultado do mesmo, será pouco provável que o projeto consiga cumprir integralmente ambas as especificações para a massa máxima à descolagem (MTOM) de 450 e 600 kg.

Se aos parâmetros de configuração de projeto forem ainda adicionadas as várias opções de equipamentos e configurações customizáveis pelo proprietário ainda em fábrica e ao longo dos anos de operação da aeronave, o valor de massa máxima declarada, dificilmente cumprirá com os requisitos de projeto e certificação.

Não é, portanto, incomum os fabricantes da categoria recorrerem à simples declaração de limitação de carregamento e centragem da aeronave como no modelo acidentado, com a exclusão da operação a pilotos com massa superior a 55 kg ou a limitação da autonomia da aeronave com apenas 19 litros de combustível, por forma a garantirem um valor teórico de massa máxima à descolagem dentro dos limites do procedimento de centragens extremas e consequentemente dos regulamentos.

Esta solução não é, contudo, uma validação das limitações operacionais da aeronave.

Em complemento às várias versões anteriormente referidas do modelo, recentemente o fabricante lançou no mercado uma nova versão, o Bristell B23, projetado para cumprir com os requisitos de certificação europeus e norte americanos pelas CS-23/FAR-23. É anunciado na página eletrónica do fabricante que a versão é equipada com o mesmo motor Rotax 912 na sua versão certificada e com as mesmas dimensões de asa da aeronave UL acidentada. Contudo é mencionado que a fuselagem é mais comprida e a cauda mais larga, referindo uma massa básica de 430 kg e uma MTOM de 750 kg.

Conforme evidenciado na figura 5, o valor estimado para a massa real da aeronave acidentada, numa perspetiva otimista, rondaria os 562 kg.

Este valor não coloca em risco a operação por limitação estrutural da aeronave tendo em

Being the aircraft basic empty mass and the payload important design parameters and with significant influence on the project outcome, it is unlikely that this same project will be able to fully comply with both specifications for the maximum take-off mass (MTOM) of 450 and 600 kg.

If to the design configuration parameters are added the optional equipment and customizable configurations by the owner, during the manufacturing process and throughout the years of aircraft operation, the maximum declared mass value will hardly comply with the design and certification requirements.

Therefore, it is not uncommon for ultralight manufacturers to simply adopt an aircraft's weight and balance declaration as in the accidented aircraft, by excluding pilots that weights above 55 kg or limiting the aircraft range/endurance to 19 litres of fuel weight, in order to assure a theoretical maximum take-off mass value and within the limits of the most forward or after CG weight and balance procedure and consequently within the regulations.

This solution is not, however, a validation of the aircraft's operational limitations.

In addition to the various previously mentioned versions of the model, recently the OEM announced the Bristell B23 model, designed to accomplish the European and U.S. CS-23/FAR-23 certification standards.

It is advertised on the manufacturer website, that the model is factory delivered equipped with the same Rotax engine (certified version), with the same UL wing dimensions as the accident aircraft. It is however mentioned a longer fuselage and wider horizontal tail and an empty weight of 430 kg and an MTOW of 750 kg.

As shown in figure 5, the estimated value for the actual mass of the crashed aircraft, in an optimistic perspective, would be around 562 kg.

This value does not jeopardize the operation due to the aircraft structural limitations, considering

consideração as especificações estruturais do projeto para os 600 kg MTOM. No entanto, atendendo à posição estimada do CG e sobretudo à manobra realizada antes da perda de controle, a massa estimada da aeronave no momento do acidente desempenhou um importante papel e foi considerada na presente análise.

the project structural specifications for the 600 kg MTOM. However, given the estimated CG's position and specially the performed manoeuvre before the loss of control, the aircraft's estimated mass at the time of the accident played an important role and was considered in the present analysis.

2.2.2. Características aerodinâmicas e controlabilidade da aeronave | | Aircraft aerodynamic characteristics and controllability

O termo controlabilidade refere-se à capacidade de uma aeronave responder aos controles de deslocamento da superfície e alcançar a condição de voo desejada. A realização das manobras de voo como a aterragem, descolagem e manobra devem ser asseguradas com a margem de controlabilidade adequada.

The term controllability refers to the ability of an aircraft to respond to controls surface displacement and achieve the desired condition of flight. Adequate controllability must be available to perform the take-off and landing and accomplish the various manoeuvres in flight.

Para uma determinada aeronave, o projeto deve correlacionar alguns fatores essenciais e determinar:

For a given airplane, the design must correlate some key factors and determine:

- A que distância separar a asa da cauda para obter estabilidade;
- Qual a dimensão da cauda;
- Como se relacionam a estabilidade longitudinal e o controle da aeronave;
- Os fatores:
 - Contribuição de Asa,
 - Contribuição de cauda,
 - Eficiência do leme de profundidade,
 - O ajuste de leme de profundidade,
 - Contribuição da fuselagem,
 - Efeitos da potência (esteira da hélice e outros).

- How far should the wing and tail be separated in order to obtain stability;
- How large should the tail be made;
- How longitudinal Stability and Control is affected by;
- The factors:
 - Wing Contribution,
 - Tail Contribution,
 - Elevator Effectiveness,
 - Elevator Trim,
 - Fuselage Contribution,
 - Power Effects (prop wash and others).

Existe uma contradição entre estabilidade e controlabilidade. Um elevado grau de estabilidade proporciona uma reduzida controlabilidade, sendo que o projeto da aeronave deve abordar adequadamente as duas figuras de estabilidade e controlabilidade para garantir as características de voo desejadas.

A contradiction exists between stability and controllability. A high degree of stability gives reduced controllability, and the aircraft design must properly address both stability and controllability figures to achieve the desired flight characteristics.

A aeronave acidentada, de acordo com a declaração do fabricante, segue a especificações padrão para projeto e desempenho de aeronaves ultraleves, pela ASTM F2245–12b, onde é estabelecido a estabilidade longitudinal estática e controle:

The accidented aircraft, in accordance with OEM statement, follows the standard specification for design and performance of a Light Sport Airplane, ASTM F2245–12b where it establishes the static longitudinal stability and control:

4.5.2.1 (Controle longitudinal) Com a aeronave ajustada o melhor possível para assegurar um voo estabilizado a um valor de $1,3V_{S1}^5$, deverá ser possível, a qualquer velocidade entre $1,1 V_{S1}$ e $1,3 V_{S1}$, aplicar um comando de nariz em baixo, para que uma velocidade não inferior a $1,3 V_{S1}$ seja atingida imediatamente. Esta demonstração deverá ser realizada com a aeronave em todas as configurações possíveis, com aplicação simultânea de potência máxima e comando de nariz em baixo e com potência mínima.

4.5.4.2 (Estabilidade longitudinal estática) A aeronave deve exibir características positivas de estabilidade longitudinal em qualquer velocidade acima de $1,1 V_{S1}$, até à velocidade máxima permitida para a configuração que está a ser demonstrada e na configuração de potência e posição de CG mais críticas.

4.5.4.3 A estabilidade deve ser demonstrada pela tendência de o avião retornar ao voo estabilizado após:

- (1) um “empurrão” na condição de voo estabilizado que resulta num aumento de velocidade, seguido de uma libertação não abrupta do controlo de arfagem; e
- (2) um “puxão” na condição de voo estabilizado que resulta numa diminuição de velocidade, seguida de uma libertação não abrupta do controlo de arfagem.

Uma estabilidade estática elevada tende a tornar a aeronave menos controlável. Na fase de projeto da aeronave, é necessário balancear adequadamente a estabilidade estática e controlabilidade, pois uma estabilidade estática elevada (posição CG dianteiro) reduz a controlabilidade. O limite de CG anterior (à frente) é definido por forma a garantir uma controlabilidade mínima.

O projetista da aeronave definiu o passeio do CG entre os 25% e os 35% da corda média aerodinâmica da asa (MAC).

Segue-se um esquema simplificado para melhor explicar o equilíbrio entre estabilidade e controlabilidade expresso na magnitude da

4.5.2.1 (Longitudinal Control) With the aircraft trimmed as closely as possible for steady flight at $1.3V_{S1}^5$, it must be possible at any speed between $1.1 V_{S1}$ and $1.3 V_{S1}$ to pitch the nose downward so that a speed not less than $1.3 V_{S1}$ can be reached promptly. This must be shown with the airplane in all possible configurations, with simultaneous application of full power and nose down pitch control, and with power at idle.

4.5.4.2 (Static Longitudinal Stability) The aircraft shall exhibit positive longitudinal stability characteristics at any speed above $1.1 V_{S1}$, up to the maximum allowable speed for the configuration being investigated, and at the most critical power setting and CG combination.

4.5.4.3 Stability shall be shown by a tendency for the airplane to return toward trimmed steady flight after:

- (1) a “push” from trimmed flight that results in a speed increase, followed by a non-abrupt release of the pitch control; and
- (2) a “pull” from trimmed flight that results in a speed decrease, followed by a non-abrupt release of the pitch control.

A large degree of static stability tends to make the aircraft less controllable. It is necessary to achieve the proper proportion between static stability and controllability during the design of an aircraft because too much static stability (forward CG position) reduces controllability. The forward CG limit is set to ensure minimum controllability.

The aircraft designer defined the CG travel from 25% to 35% of wing mean aerodynamic cord (MAC).

A simplified schematic follows to better explain the balance between stability and controllability expressed on the static margin magnitude, as a

⁵ V_{S1} - Velocidade de perda aerodinâmica ou velocidade mínima em voo horizontal à qual a aeronave é controlável em determinada configuração || stalling speed or minimum steady flight speed at which the aircraft is controllable in a specific configuration

margem estática, como uma distância linear do CG ao ponto neutro de projeto X_{NB} .

linear distance from the CG to the design neutral point X_{NB} .

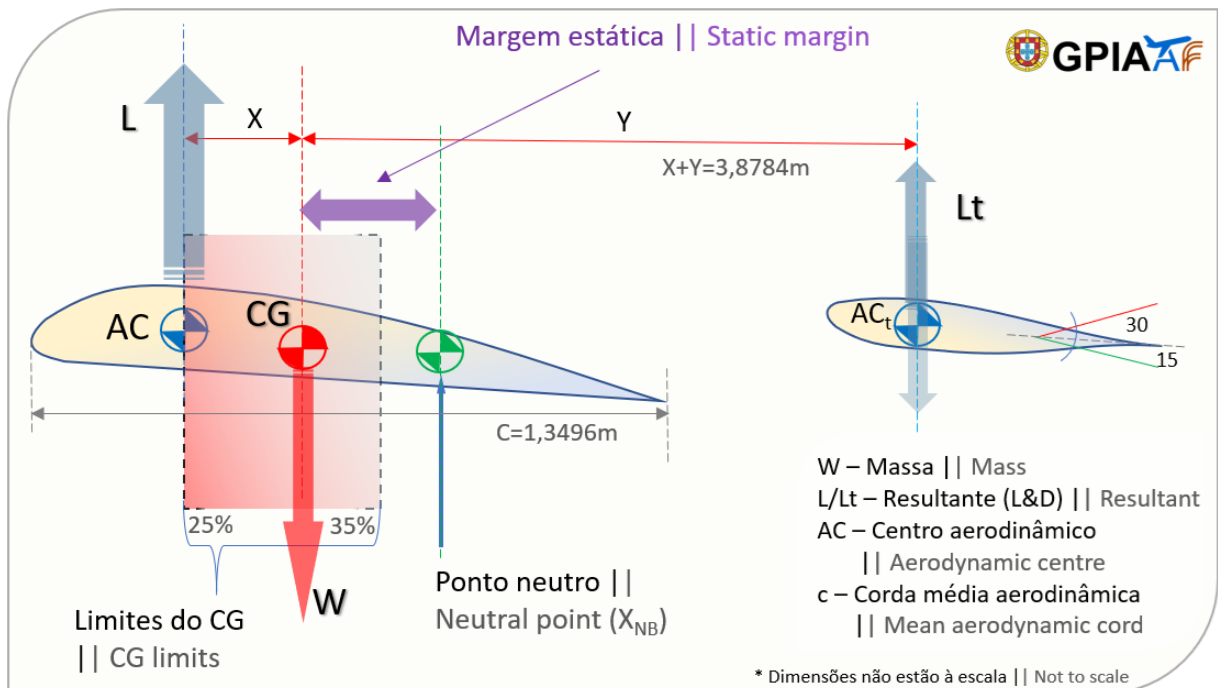


Figura 10 || Figure 10
Controlabilidade e a margem estática || Static margin and controllability

Este ponto neutro foi calculado pelo fabricante, como estando localizado a 516 mm, que corresponde a 38,2% da MAC (c), devidamente localizado atrás do CG. AC e AC_t são os pontos nos quais o coeficiente de momento de arfagem do aerofólio não varia com o coeficiente de sustentação, localizado a 25% da MAC.

This neutral point was calculated by the OEM to be located at 516 mm, which corresponds to 38,2% MAC (c), properly located rear aft of CG location. AC and AC_t are the point at which the pitching moment coefficient of the airfoil does not vary with the lift coefficient, located at 25% of MAC.

A investigação teve acesso a dados limitados de projeto de aeronave e informações sobre algumas alterações de projeto ao longo dos anos, em que a atualização do volume do estabilizador horizontal foi uma mudança importante nos parâmetros de controlabilidade da aeronave.

The investigation had access to limited aircraft design data and information about some design changes over the years, where the horizontal stabilizer volume update was one major change to the aircraft controllability figures.

O fabricante desenhou e implementou uma modificação de extensão da área do estabilizador horizontal para a versão LSA com asa padrão, semelhante à configuração da aeronave acidentada. A associação de aeronaves leves do Reino Unido (LAA) mantém a referência na sua base de dados como uma modificação obrigatória (MOD-385-004) para garantir a aprovação do modelo.

The OEM designed and implemented a modification with a larger span tailplane from the standard wing LSA variant, similar to the accidented aircraft configuration. The UK Light Aircraft Association, LAA still refers it as a mandatory modification (MOD-385-004) to ensure the aircraft specifications acceptance for certification within UK.

A modificação foi introduzida devido à baixa capacidade de controlo da aeronave em baixas velocidades, especialmente durante a aproximação e aterragem.

Não há evidências de que esta modificação possa afetar ou contribuir para eventuais problemas de controlabilidade da aeronave em elevados ângulos de ataque e baixa velocidade de ar verdadeira, conforme experienciado na manobra do acidente.

Uma figura de estabilidade e controle da aeronave que pode ser questionada no projeto é o volume da cauda, expresso na sua componente horizontal por:

$$V(H) = \frac{S(H) * Y}{S(W) * c}$$

Usando os dados fornecidos para a aeronave acidentada, o cálculo do volume da cauda na componente horizontal é de: $V_{(H)} = 0,744$. $S_{(H)}$ refere-se à área horizontal da cauda, Y à distância do centro aerodinâmico da cauda ao CG da aeronave CG, $S_{(W)}$ é a área da asa e c a corda média aerodinâmica.

Para o volume da cauda, os valores $V_{(H)}$ estudados no livro "Light Airplane Design" de Ladislao Pazmany referem que uma aeronave "bem-comportada" terá um volume da cauda na faixa de **0,340** para uma aeronave de dois assentos com os ocupantes sentados praticamente sobre o CG, e **0,692**, referindo-se a uma aeronave de quatro lugares com maior passeio de CG, dependendo da configuração de carregamento da aeronave.

Os modelos Bristell UL/LSA não estão autorizados a efetuar manobras acrobáticas, incluindo a manobra relatada nos momentos antecedentes ao acidente.

Não existem estudos do fabricante ou a investigação não teve acesso aos mesmos, que demonstrem o efeito de *downwash*⁶ da asa sobre o estabilizador horizontal e leme de profundidade em elevados ângulos de ataque e, portanto, não é possível determinar se a aeronave tem ou não efetividade de controlos em tais atitudes.

This modification was introduced due to poor aircraft handling qualities with low speeds, especially during the approach for landing.

There are no evidences that this modification may affect or contribute to possible aircraft controllability issues on high angle of attack and low true airspeed as the experienced on the accident manoeuvre.

An aircraft stability and control design figure that may be questioned on the design, is the tail volume, expressed on its horizontal component by:

$$V(H) = \frac{S(H) * Y}{S(W) * c}$$

Using the accidented aircraft given data, this horizontal tail volume reaches a value of: $V_{(H)} = 0,744$. $S_{(H)}$ is the horizontal tail area, Y the distance from tail's aerodynamic centre to the aircraft CG, $S_{(W)}$ is the wing area and c the mean aerodynamic chord.

For the tail volume, $V_{(H)}$ figures studied on Ladislao Pazmany's "Light Airplane Design" book, refer that a "well-behaved" aircraft tail volume ratio, generally falls into the range of **0,340** for a two seats aircraft having the occupants nearly seated on the CG, up to **0,692** referring to a four seats aircraft with wider CG travel, depending on the aircraft loading configuration.

The Bristell UL is not authorized to perform acrobatic manoeuvres, such as the manoeuvre reported before the accident.

There are no manufacturer studies or the investigation did not have access to them, which demonstrate the effect of wing downwash⁶ on the horizontal stabilizer and rudder at high angles of attack and, therefore, it is not possible to determine whether the aircraft controls are effective or not on such attitudes.

⁶ Downwash – Ar que é defletido no sentido perpendicular ao movimento do aerofólio || Air deflected perpendicular to the motion of the airfoil.

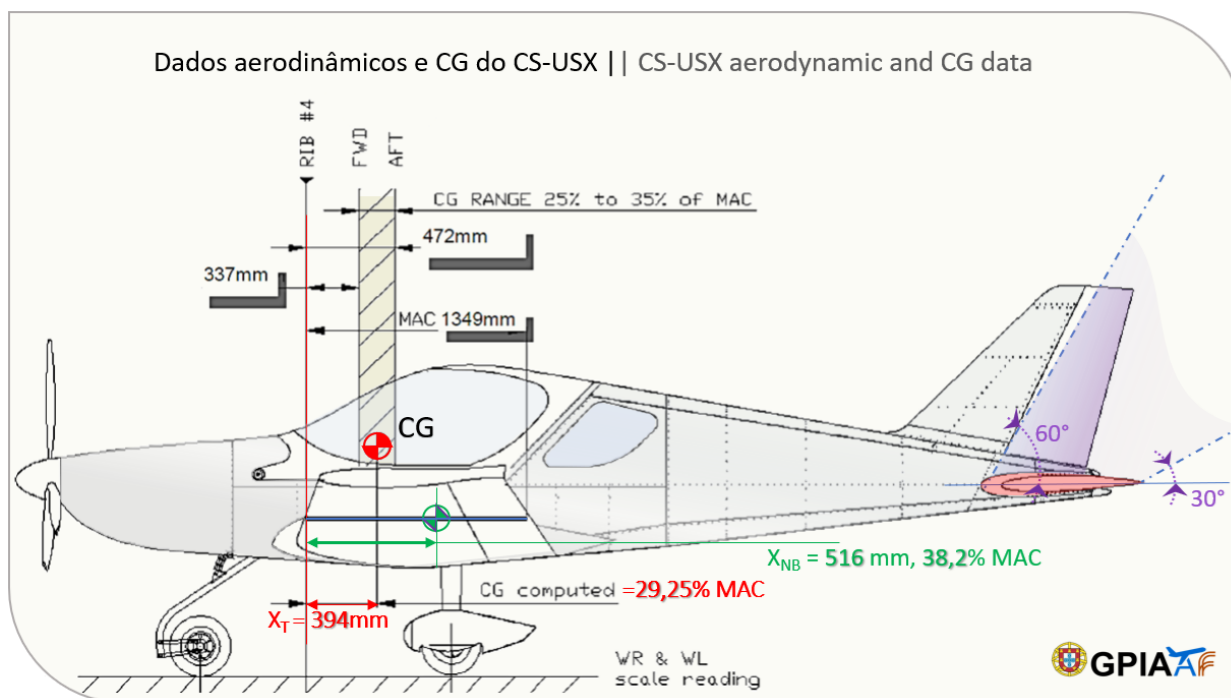


Figura 11 || Figure 11
Dados técnicos da aeronave acidentada || Accident aircraft technical data

Uma outra característica aerodinâmica importante que uma aeronave deve demonstrar de acordo com a ASTM F2245 (4.5.9), são os valores de recuperação do spin, que basicamente são conseguidos pela aplicação do leme de direção contra o sentido de rotação do *spin*. Estudos mostram que, não existindo efeito de quilha da fuselagem ou estabilizadores ventrais, apenas a parte do leme não afetada pelo ar perturbado do estabilizador horizontal, contribuirá para a recuperação.

O Comitê Consultivo Nacional de Aeronáutica (NACA) publicou um relatório TC-1045 (abril de 1946) que estudou o fator de eficiência de amortecimento da cauda (TDPF), sugerindo uma geometria a ser considerada para a recuperação de *spin*. O relatório do estudo foi utilizado para desenhar as áreas aplicáveis à aeronave acidentada representado a roxo na figura 11, com as respectivas áreas sombreadas de 60° e 30°.

A área sombreada sobre o leme de direção oculta uma área significativa que pode contribuir para as dificuldades de recuperação de *spin* do modelo da aeronave reportadas nos acidentes listados.

Com base em alguns dos eventos listados em 1.18.2 e nos estudos realizados pelo fabricante, a autoridade de aviação civil Australiana emitiu um boletim de segurança (apêndice 5.4) destinado

Another important aerodynamic characteristic that an aircraft should demonstrate following ASTM F2245 (4.5.9) is the spin recovery figures, that is basically achieved by applying rudder against the spin.

Studies show that, if there are no fuselage keel effect or additional ventral fin, only the part of the rudder not blanked by the stalled air from the horizontal tail will aid the recovery.

The National Advisory Committee for Aeronautics published a report TC-1045 (Apr 1946) which studied the tail-damping power factor (TDPF) and suggests the geometry to be considered for spin recovery. The study report was used to draw the areas applicable to the crashed aircraft on figure 11 (in purple), with the 60° and 30° shaded areas.

The shaded area over the rudder hides a significant area that may contribute to the spin recovery difficulties experienced by the aircraft model over the listed accidents.

Based on some of the events listed in 1.18.2 and the studies carried out by the manufacturer, the Australian civil aviation authority issued a safety

aos pilotos e proprietários da aeronave modelo Bristell LSA, referindo:

“os pilotos são avisados para evitar a realização de qualquer tipo de manobra que possa levar a uma situação de perda aerodinâmica da aeronave, seja ela intencional ou não intencional. Incluindo-se voos de treino de perdas.”

bulletin (appendix 5.4) for Bristell LSA aircraft pilots and owners, that refers:

“pilots and operators of Bristell light sport aircraft (LSA) are strongly advised to avoid conducting any manoeuvre that may lead to an aerodynamic stall of the aircraft – either intentionally or unintentionally. This includes any flight training for stalls”.

2.2.3. Operação e limitações do motor Rotax 912 || Rotax 912 engine operation and limitations

O motor do CS-USX estava equipado com dois carburadores Bing 64/32, um por cada dois cilindros, responsáveis por entregar a mistura estequiométrica ideal aos mesmos.

The CS-USX engine was equipped with two Bing 64/32, one for each two cylinders, responsible for delivering the ideal stoichiometric mixture.

A mistura é assegurada pelo efeito de *venturi* (1) da figura 12, que provoca a necessária sucção de combustível na cuba na proporção requerida. O nível de combustível na referida cuba é mantido pela posição da agulha (2), acionada pela fluutuabilidade das boias (3) sobre o combustível.

The air-fuel is ensured by the venturi effect, represented as (1) on figure 12, which causes the necessary fuel suction in the bowl in the required proportion. The fuel level in the bowl is maintained by the needle (2) position, commanded by both floats (3) over the fuel.

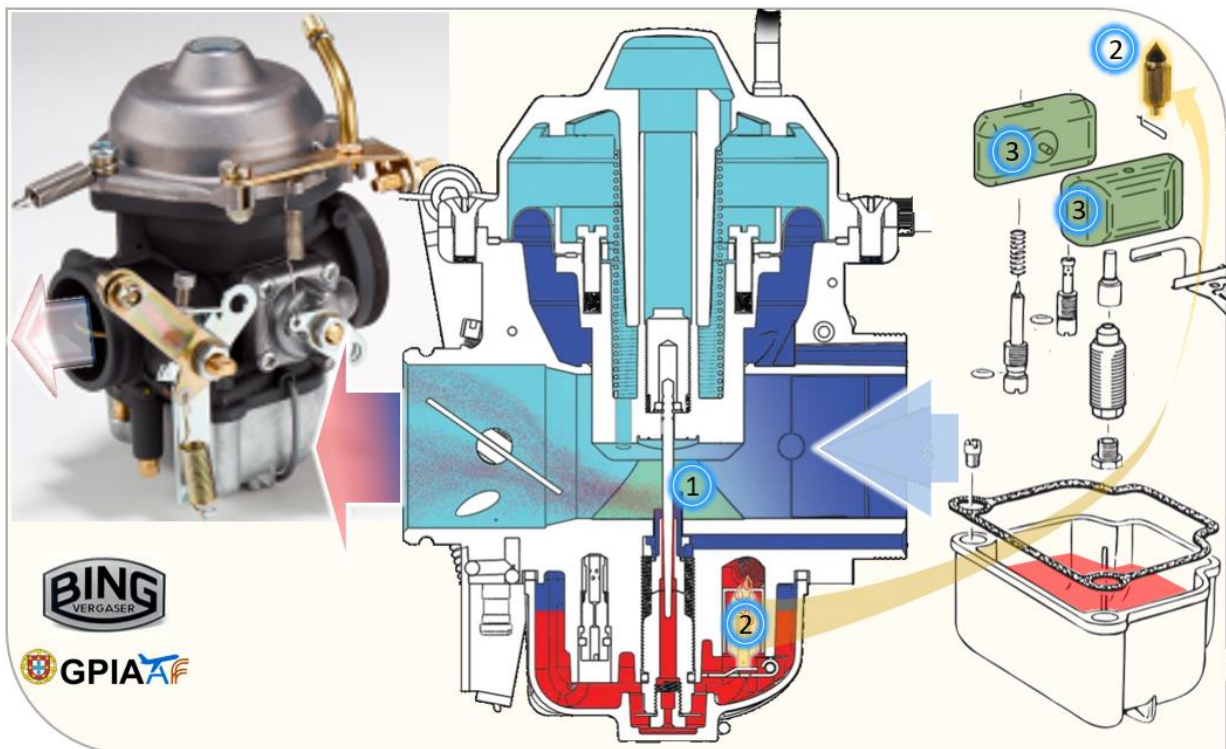


Figura 12 || Figure 12
Detalhe do carburador || Carburettor detail

Os carburadores tipo boia foram constantemente melhorados pelos fabricantes, contudo, apresentam uma importante desvantagem ou

Float-type carburetors have been improved steadily by the manufacturers, but they have an important disadvantage or limitation regarding

limitação relativamente às perturbações do fluxo de combustível durante as manobras da aeronave, que podem interferir no mecanismo de flutuação, resultando num fornecimento irregular de combustível, podendo causar a falha no funcionamento do motor.

O fabricante do motor determinou e incluiu no seu manual de operação (ref. OM-912) o limite de aceleração para a operação com um máximo de **5 segundos** e uma carga limite de até - **0,5 g**. No mesmo manual refere ainda um limite máximo para o desvio do ângulo de pranchamento de 40° para proteção do sistema de lubrificação, referindo que até este valor, o sistema de cárter seco garante a lubrificação em todas as condições de voo.

Já no seu manual de instalação do motor (ref. IM-912), o fabricante faz referência no capítulo 3.1 ao ângulo máximo de desvio da perpendicular aparente para a operação em qualquer um dos eixos de 40°.

O motor foi projetado para aeronaves com uma configuração convencional, não acrobática, seja a puxar ou empurrar, com a saída de retorno de óleo na posição ideal. Se atendidas e levadas em consideração as referidas limitações, o motor será adequadamente lubrificado em todos os perfis de voo.

O ângulo de pranchamento resultante β (dependendo da aceleração/desaceleração) nunca pode exceder o valor máximo do ângulo de pranchamento. Nota: O ângulo de arfagem ou pranchamento α não é o mesmo que β , exceto se a aeronave estiver numa condição estabilizada (sem acelerações).

As referidas limitações estão apenas descritas para o sistema de lubrificação do motor, e por esse motivo a investigação consultou o fabricante que esclareceu com a seguinte posição:

fuel-flow disturbances in aircraft manoeuvres, that may interfere with the function of the float mechanism, resulting in erratic fuel delivery, sometimes causing engine failure.

The engine manufacturer has determined and included in its operating manual (ref. OM-912) the acceleration limit of engine operation with a maximum of **5 seconds** and a limit load of up to - **0.5 g**. The same manual, mentions a maximum limit for the deviation on the bank angle of 40° in order to protect the lubrication system, stating that up to this value, the dry sump lubrication system warrants lubrication in every flight situation.

In the engine installation manual (ref. IM-912), the manufacturer refers in chapter 3.1 to the maximum angle of deviation from the apparent perpendicular for operation on any of the axis up to 40°.

The engine design is for a conventional, non-aerobatic, tractor or pusher aircraft configuration with the oil return port in the optimum position. Assuming these points are taken into consideration, the engine will be properly lubricated in all flight profiles.

The resulting bank angle β (depending on acceleration/deceleration) may never exceed the maximum bank angle.

NOTE: Pitch or roll angle α is not equal with β , except stabilized condition (without acceleration).

The described limitations refer only to the engine lubrication system and, for this reason, the investigation consulted the manufacturer who clarified with the following position:

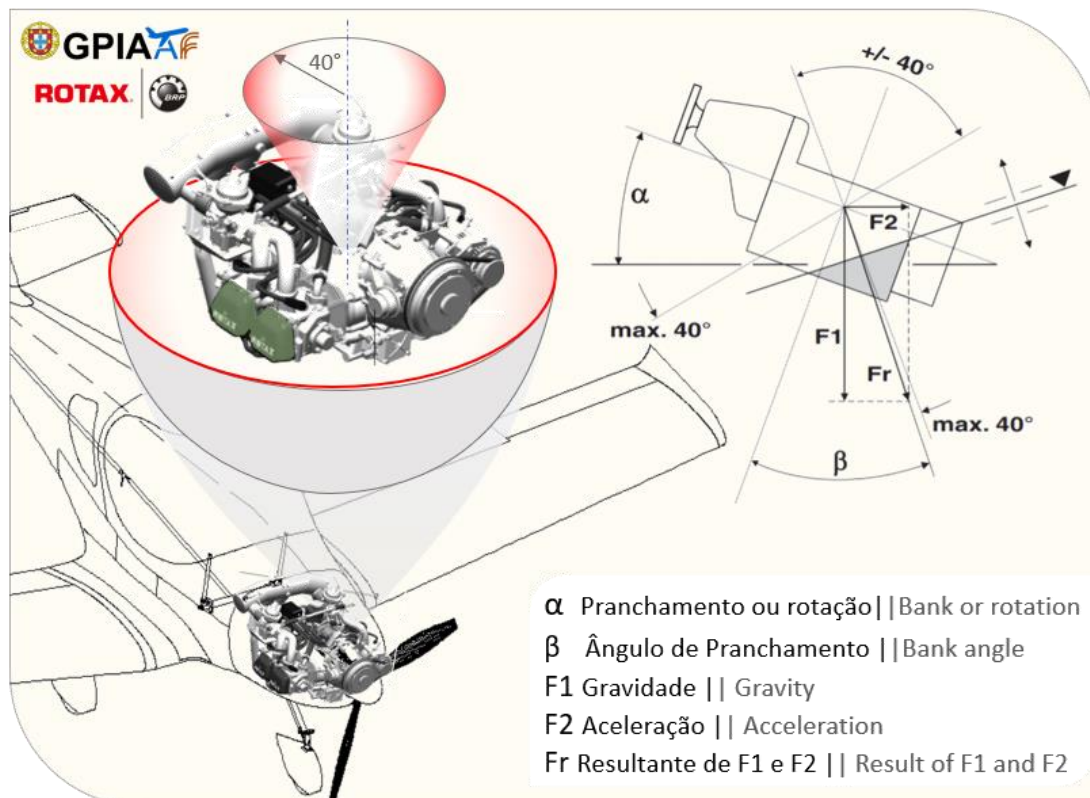


Figura 13 || Figure 13

Desvio da perpendicular aparente || Deviation from the apparent perpendicular

“O fator assumido como limitativo para a operação do motor relativamente ao seu nivelamento é o seu sistema de óleo. No entanto, os testes realizados até à limitação de 40°, definidos nos manuais, mostraram que ambos os sistemas (óleo e combustível) ainda estão operativos até esses limites.

Outras limitações relacionadas com atitudes da aeronave não foram testadas, não podendo assim ser determinado o ponto em que o sistema de combustível pode entrar em colapso”.

Pelas testemunhadas atitudes da aeronave momentos antes da perda de controlo, não se poderá excluir a falha de motor por, provavelmente, terem sido ultrapassados os limites de operação do sistema de combustível.

Conforme enunciado em 1.16, na análise dos principais elementos rotativos do motor, não foram encontradas assinaturas de falha por ausência de lubrificação, contudo, não foi possível retirar semelhante conclusão relativamente ao sistema de combustível.

“The limiting factor on engine level under operating conditions is assumed to be the oil system. However, tests up to the 40° limitation, defined in the manuals, have shown that both systems (oil and fuel) are still operating up to this level.

Further limitations concerning airframe attitude have not been tested and therefore the point where the fuel system might collapse cannot be determined”.

Following the witnessed aircraft attitudes just moments before the loss of control, engine failure cannot be ruled out as the fuel system operating limits have, probably, been exceeded.

As stated in 1.16, during the engine main rotating examination, no faults or wearing signatures were found for possible lack of lubrication, however, it was not possible to draw a similar conclusion regarding the fuel system.

Atendendo à dinâmica do impacto com possível falha de motor em voo, a alimentação de combustível poderá ter estado na origem da redução de potência.

The ground collision dynamics with possible engine failure inflight, the fuel supply may have been the cause of the power loss.

2.3. A provável dinâmica do acidente || Probable accident dynamics

Atendendo aos dados disponíveis e à análise técnica realizada, bem como aos relatos de testemunhas presentes junto ao local do acidente, é provável o seguinte cenário para o acidente:

- Manobra de passagem baixa sobre a pista 20 com a potência do motor em regime elevado,
- Incrementado o ângulo de ataque da aeronave próximo do final da pista,
- Subida à vertical com tendência de asa esquerda em baixo,
- Após a subida e com uma velocidade de ar verdadeiro reduzida, provavelmente abaixo da velocidade de perda, foi iniciado um comando de nariz em baixo e pela esquerda, aplicando cargas à aeronave abaixo de 1g,
- A aeronave foi arrastada ligeiramente para a esquerda da trajetória por efeito do vento de cauda,
- É provável que o motor tenha perdido potência próximo ou no ponto mais alto da manobra,
- Colocada a aeronave na atitude descrita e esquematicamente representada no cenário da figura 14 abaixo, a sequência de eventos até à colisão com o solo seria inevitável.

Devido às limitações do envelope da aeronave, provavelmente excedidas, bem como às suas características aerodinâmicas e de carregamento, foi iniciado um movimento descendente em rotação pela esquerda, sem resposta efetiva dos comandos de voo na trajetória da aeronave.

Given the available data and the performed technical analysis, as well as the witness reports present near the accident site, it is likely the following scenario:

- Low-pass manoeuvre on runway 20 with engine power at high regime,
- The aircraft's angle of attack was increased near the end of the runway,
- Near vertical climb with low left-wing tendency,
- After the climb and with a reduced true air speed, probably below the stall speed, a nose down input was initiated and to the left, applying loads to the aircraft below 1g,
- The aircraft was slightly pushed to the left due to the tail wind,
- It is likely that the engine had lost power near or at the manoeuvre top,
- The detailed aircraft position and attitude, schematically represented on figure 14 scenario below, the sequence of events until the ground collision was inevitable.

Due to the aircraft envelope limitations, probably exceeded, as well as its aerodynamic and loading characteristics, a descendant movement was started in spin to the left, without effective response of the flight controls in the aircraft's trajectory.

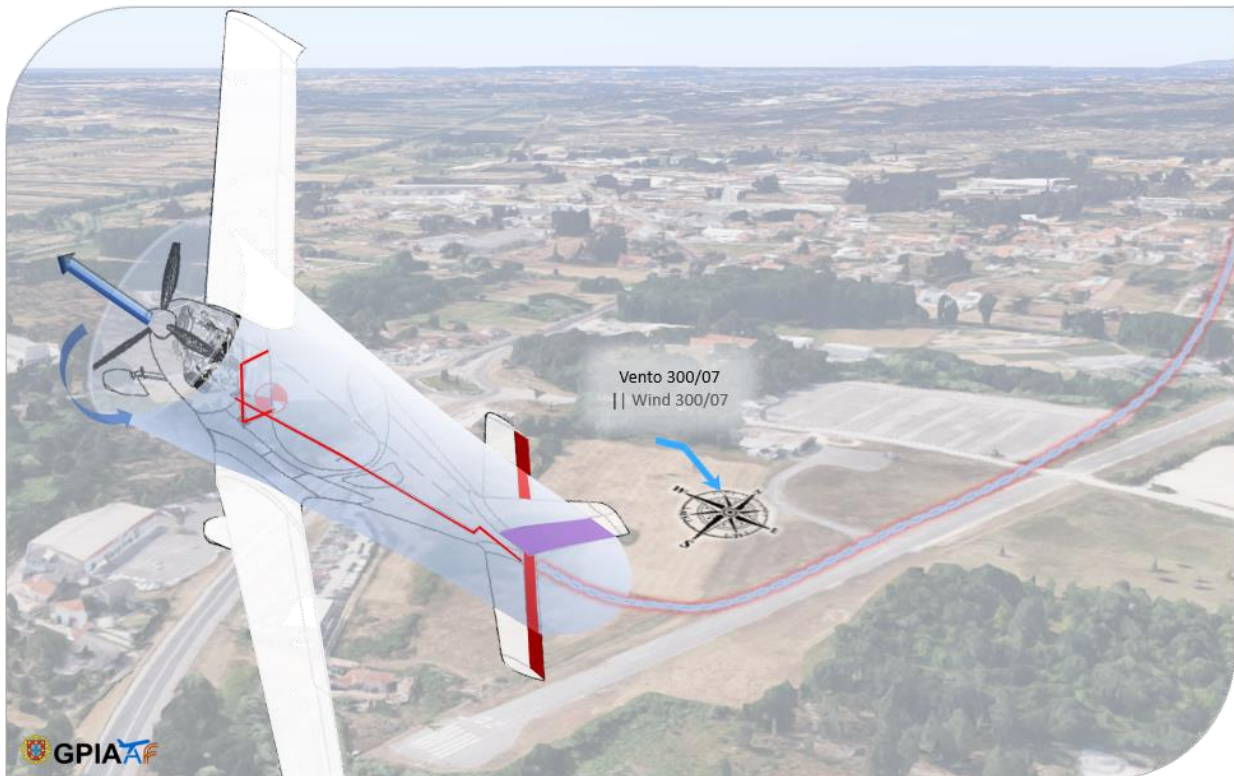


Figura 14 || Figure 14
Manobra do evento || Event manoeuvre

A esteira atrás de uma hélice em funcionamento é uma região de alto fluxo de energia que modifica as condições aerodinâmicas sobre a porção da asa e planos da cauda abrangidos.

Com o motor em funcionamento, a eficiência da cauda é incrementada pelo simples aumento da velocidade do fluxo e à redução do ângulo de *downwash*. Estes dois efeitos combinados incrementam o intervalo do momento de nariz em baixo, aumentando a estabilidade da aeronave.

Os efeitos da esteira induzida pela hélice podem então ter uma influência significativa na estabilidade estática longitudinal da aeronave. Esses efeitos sofrem alterações com as condições aerodinâmicas, especialmente em elevados ângulos de ataque. É comum observar um comportamento não linear no cálculo do momento de arfagem para uma aeronave em elevados coeficientes de sustentação gerados pelo elevado ângulo de ataque.

A trajetória não terá sido corrigida pelos pilotos possivelmente por falta de efetividade dos comandos de voo, potenciada pela provável falha de motor e, pela pouca altura disponível para a recuperação.

The wake behind a propeller is a region of high energy flow which modifies the aerodynamic operating conditions over segments of the wing and tailplane.

With engine running, the effectiveness of the tailplane is enhanced due to the increased flow velocity and the reduction in downwash angle. These two effects together increase the nose down pitching moment available and hence increase the degree of stability of the aircraft.

Following, the induced flow effects from the propeller can have a significant influence on the aircraft longitudinal static stability. These effects also change with aerodynamic conditions especially at high angles of attack. It is therefore quite common to see some non-linearity in the pitching moment trim plot for such an aircraft at high values of lift coefficient generated with high angles of attack.

The flight path was not corrected by the pilots possibly due to the lack of flight controls effectiveness, enhanced by the probable engine failure and by the limited height available for the recovery.

Página intencionalmente em branco || Page intentionally left blank

3. CONCLUSÕES || CONCLUSIONS

3.1. Constatações da investigação || Investigation findings

Dos factos apurados na investigação pode concluir-se que:

A aeronave estava autorizada a voar de acordo com os regulamentos em vigor, contudo, o processo de aprovação para voo pela autoridade aeronáutica nacional não detetou incongruências na configuração da mesma, aquando da emissão e/ou revalidação do certificado de voo,

Não foram encontradas evidências de qualquer anomalia mecânica na aeronave que pudesse ter contribuído para o acidente,

As características aerodinâmicas da aeronave, que provavelmente não cumprem com os requisitos de certificação (ASTM), nomeadamente a margem estática e a capacidade de recuperação de *spin*, sugerem que os pilotos devem adotar uma atitude conservativa e cautelosa na condução do voo.

A massa da aeronave no voo do acidente foi estimada acima da MTOM autorizada,

Os danos nas pás da hélice são consistentes com o motor em potência reduzida no momento do impacto com o solo, indiciando que o motor terá deixado de produzir potência, provavelmente no topo da manobra e devido a uma condição de aceleração vertical negativa (abaixo de 1g),

Ambos os tripulantes estavam devidamente autorizados e certificados para a condução do voo,

O piloto que demonstrava a aeronave evidenciou um comportamento de excesso de confiança na repetida execução de manobras não aprovadas para o modelo de aeronave,

Os testes toxicológicos realizados para detetar presença de álcool e drogas foram negativos para ambos os pilotos,

Na sequência da perda de controlo após a execução de uma manobra não autorizada, a aeronave colidiu com o solo, desenvolvendo-se de imediato um incêndio intenso, de onde

From the established facts in the investigation, it can be concluded that:

The aircraft was authorized to fly according to the regulations in force, however, the approval process for flight by the national aviation authority did not detect inconsistencies in the configuration, when initial issuance or renewal of flight permit,

There was no evidence of any mechanical malfunction in the aircraft that could have contributed to the accident,

The aircraft aerodynamic characteristics, which probably do not comply with the certification requirements (ASTM), namely the static margin and the ability for spin recover, suggests that pilots should adopt a conservative and cautious attitude during flight manoeuvres,

The aircraft mass on the accident flight was estimated above the authorized MTOM,

Propeller blades damage was consistent with the engine not producing power at the ground impact, indicating that the engine may have stopped producing power, probably at the top of the manoeuvre and due to a condition of vertical acceleration negative g's (below 1g),

Both crew members were duly authorized and certified to conduct the flight;

The pilot who was demonstrating the aircraft evidenced an overconfidence behaviour in the repeated execution of non approved manoeuvres for the aircraft model,

The conducted toxicological tests for common drugs and alcohol were negative for both pilots,

Following the loss of control after performing an unauthorized maneuver, the aircraft collided with the ground, and immediately developed an intense fire, which resulted in the aircraft destruction and the death of both occupants.

resultou a destruição da aeronave e a morte dos dois ocupantes.

A documentação da aeronave estaria a bordo no voo do acidente e terá sido destruída durante o incêndio após colisão.

The aircraft's documentation was reported to be on board of the accident's flight and was destroyed during the post-crash fire.

3.2. Causas/fatores contributivos || Causes/contributing factors

3.2.1. Causas prováveis || Probable causes

Falta de controlo da aeronave pelos pilotos ao realizarem uma manobra não aprovada a baixa altitude.

Aircraft loss of control by the pilots when performing an unapproved manoeuvre at low altitude.

3.2.2. Fatores contributivos || Contributing factors

Uma crença exagerada em torno da performance e qualidade da aeronave, terá potenciado o já conhecido excesso de confiança e atitude de invulnerabilidade do piloto que demonstrava a aeronave.

An exaggerated belief in the aircraft's performance and quality figures, may have boosted the already known overconfidence and invulnerability attitude of the pilot who was demonstrating the aircraft.

A direção do vento apresentando-se de cauda no momento de realização da última manobra, terá contribuído para uma diminuição do vento relativo no sentido do voo.

The tail wind direction experienced at the last manoeuvre, may have contributed to a decrease in the true air speed.

A operação da aeronave fora do seu envelope de operação, atendendo às condições de projeto de estabilidade e controlabilidade com margem estática significativa, as limitações de recuperação de *spin* e ainda a MTOM estimada.

Operating the aircraft outside its flight envelope, considering the design constrains regarding stability and controllability with significant static margin and limitations on spin recovery and the estimated MTOM.

Não se pode excluir a possibilidade de falha do motor por ausência de alimentação de combustível pelo sistema do carburador, diminuindo a efetividade dos comandos dos lemes de profundidade e direção.

The engine failure possibility due to the lack of fuel supply by the carburettor system cannot be excluded, thus, reducing the elevator and rudder controls effectiveness.

Página intencionalmente em branco || Page intentionally left blank

4. RECOMENDAÇÕES || RECOMMENDATIONS

Nesta seção são normalmente descritas as recomendações emitidas para mitigar as questões de segurança operacional identificadas na investigação.

O processo de investigação identificou um conjunto de fragilidades no projeto, certificação e operação da aeronave. Tais fragilidades devem ser analisadas e tratadas pelos diferentes intervenientes dentro das suas responsabilidades. Não se mostrou eficaz a emissão de recomendações atendendo ao quadro regulatório da atividade e ao tipo de operação, contudo a investigação não pode deixar de comentar e alertar para a aprendizagem que resulta dos achados da investigação nas suas dimensões várias:

Aos fabricantes:

Os objetivos de abrangência e penetração dos mercados pelos fabricantes, não se devem sobrepor aos requisitos e especificações técnicas das aeronaves que asseguram uma operação segura.

Um produto aeronáutico de sucesso para se transformar num negócio de sucesso terá naturalmente de ter acesso a diferentes mercados, contudo terá de ser igualmente acompanhado de um inflexível rigor na necessária adaptação das especificações técnicas por forma a garantir uma operação segura das aeronaves, especialmente numa atividade não regulada.

Essencial também é a devida divulgação, de forma clara e assertiva, aos proprietários e operadores das limitações operacionais dos produtos, sejam eles componentes, motores ou a aeronave como um todo.

Às entidades de aprovação e/ou certificação:

Numa atividade que pela sua essência, simplicidade e custo, é sobretudo baseada em ações de controlo auto-declarativas, as autoridades de aprovação e/ou certificação, mais do que regular, devem assumir um papel formativo (*coaching*), colocando o seu

This section usually describes the recommendations issued to address the safety issues identified in the investigation.

The investigation process identified a set of weaknesses in the design, certification and operation of the aircraft. Such weaknesses must be analysed and addressed by the different stakeholders within their responsibilities. The safety recommendations issuance was considered as not effective given the activity regulatory framework and type of operation. The investigation will however comment and raise the awareness for the learning from the investigation findings in their various dimensions:

To the manufacturers:

The manufacturers market scope and penetration goals must not prevail over the aircraft technical specifications and requirements, that in the end assures a safe operation.

A successful aeronautical product to become a successful business will naturally have to reach different markets, however it will also have to be followed by an inflexible rigor in the necessary technical specifications adaptation in order to ensure the aircraft safe operation, especially in deregulated activities.

Also essential is the proper and clear disclosure to the owners and operators about the product operational limitations, whether they are components, engines or the aircraft as a whole.

To the approval and/or certification entities:

In an activity that, due to its essence, simplicity and budget, is mainly based on self-declarative control actions, the authorities, more than regulate, should assume a coaching role, placing aviation knowledge and experience at the service of the community.

conhecimento e experiência da aviação ao serviço da comunidade.

Assumir uma atitude de parceria com os proprietários e operadores no sentido de prover um aconselhamento técnico especializado, promovendo e incentivando a atividade da aviação de lazer, desenvolvendo as necessárias competências e habilidades a quem deseja ter acesso a uma atividade de voo não profissional.

A atenção ao detalhe das especificações técnicas com características das aeronaves díspares nas suas diferentes versões, configurações ou nível de equipamentos, devem ser analisadas e corretamente tratadas.

Atendendo à cada vez maior abertura dos mercados e facilidade de transferência destas aeronaves entre países, seria útil e desejável um caminho de harmonização nos requisitos de aprovação/certificação das aeronaves pelas diferentes autoridades. As autoridades que optarem por não seguir o padrão único europeu (EASA, CS-VLA/LSA) deveriam unir esforços fazendo uso das instituições a que pertencem, como exemplo, a ECAC (*European Civil Aviation Conference*) para chegar a um entendimento para padronização da atividade.

Aos pilotos:

As estatísticas evidenciam que a principal causa de acidentes em aviação geral são os erros de habilidade de comando do piloto, também denominados de "erros de pilotagem". Estão aqui incluídos os eventos de perda aerodinâmica (*stall*) inadvertida, perda de controlo direcional na aterragem e descolagem, aterragens curtas ou com saídas de pista, etc. Não inclui erros de julgamento, como falta de combustível ou a entrada inadvertida de voos VFR em IMC.

Estes erros antes de terem expressão em eventos com consequências (acidentes), normalmente assumem a forma de desvios a procedimentos ou comportamentos inseguros, que devem ser eliminados ou mitigados.

Por vezes, tais comportamentos inseguros têm origem apenas no desconhecimento técnico dos equipamentos, técnicas de pilotagem ou ausência de treino adequado.

Perante um desvio, deve haver uma análise crítica do ou dos intervenientes, com troca de

Assume a partnership attitude with the owners and operators in order to provide specialized technical advice, promoting and encouraging sport aviation activity, developing the necessary skills and abilities for those who want to have access to a non-professional flight activity.

The attention to the technical specifications detail with different aircraft characteristics in their different versions, configurations or equipment level, must be analysed and properly addressed.

In view of the increasing markets opening and the ease of transferring these aircraft between countries, would be useful and desirable a requirements harmonization path for the aircraft approval/certification by different authorities. The authorities that opted to not follow a single European standard (EASA, CS-VLA/LSA) should join forces making use of the institutions to which they belong, as example, the ECAC (*European Civil Aviation Conference*) to reach an understanding for the activity standardization.

To the pilots:

The statistics show that the leading cause of light aircraft accidents is mistakes involving the pilot's control skills, also termed as "pilot miscontrol." This includes events like inadvertent stalls, loss of directional control on landing and take-off, under- or over-shooting landings, etc. It doesn't include judgment errors such as running out of fuel or continuing VFR into IMC.

These errors, before being expressed in events with consequences (accidents), usually take the form of procedures deviations or unsafe behaviours, which must be eliminated or mitigated.

Sometimes, such unsafe behaviours are originated only from technical unawareness of the equipment, piloting techniques or lack of adequate training.

In the event of a deviation, there must be a critical analysis of the involved, with an open and

informações aberta e transparente, identificando a causa, retirar ensinamentos e implementar ações de mitigação. Estas ações de partilha, podem assumir a forma de reportes voluntários de ocorrências às autoridades, partilha da informação nas associações ou grupos a que pertencem ou simplesmente, e não menos importante, ser honesto consigo próprio.

Eventos que envolvem atitudes de voo inseguras com exibicionismo, seja ele consciente ou não, devem servir para evitar o próximo acidente; para alcançar esse objetivo, é essencial a participação dos pares com uma atitude correta.

O resultado de um evento não é o que determina se um comportamento de um piloto é ou não aceitável, mas sim as escolhas comportamentais feitas, independentemente do seu resultado (bom ou mau).

Conhecer e dominar a aeronave e respetivos componentes dentro dos seus limites é uma ação obrigatória para cada piloto antes de decidir iniciar o voo; reconhecer os seus próprios limites é uma atitude de vida.

transparent information exchange, identifying the cause, drawing lessons and implementing mitigation actions. These sharing actions can take the form of voluntary occurrences reporting to the authorities, information sharing in the clubs or groups to which they belong or simply, and not least, being honest with themselves.

Events that involve unsafe flight attitudes with exhibitionism, whether conscious or not, should help to prevent the next accident; to achieve this goal, it is essential the peer's participation with the right attitude.

The outcome of an event is not what determines whether or not the behaviour is acceptable or unacceptable, but the behavioural choices made regardless of the outcome (good or bad),

Knowing and become skilled at the aircraft and its components limits, is a mandatory action for each pilot before deciding to initiate a flight; recognizing their own limits is a life attitude.

Este relatório final foi homologado pelo diretor do GPIAAF, nos termos do n.º 3 do art.º 26.º, do Decreto-Lei n.º 318/99.


This final report was homologated by the director of the Portuguese SIA, as per article 26, no. 3, of Decree-Law no. 318/99.

A equipa de investigação.

The investigation team.

5. APÊNDICES || APPENDIXES

5.1. Declaração de conformidade da aeronave || Aircraft conformity statement



BRM AERO s.r.o. - aircraft development and manufacturing

STATEMENT OF CONFORMITY MICROLIGHT AEROPLANE

AEROPLANE

Make: BRM AERO, s.r.o.
Model: BRISTELL UL

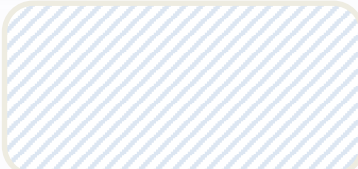
MANUFACTURER

Name: BRM AERO, s.r.o.
Address: Vaclava Kuliska 1224
686 05 Uherske Hradiste
Czech Republic


Serial No.: 019/2012

Manufacturer's Statement:

The assembled Microlight Aeroplane described herein conforms with the Type Definition as declared in the Declaration of Compliance for the aeroplane type and model and has been found to conform to the Design Standards for Microlight Aeroplanes as specified in IAA Aeronautical Notice A.1 and is fit for flight.



Signature of Manufacturer



27th January 2012
Date

Adresa: Václava Kulíška 1224, 686 05 Uherské Hradiště
e-mail: milan.bristela@gmail.com
Tel.: +420 773 984 338

IČO: 291 90 924
DIČ: CZ29190924
www.brmaero.com

INAC Portugal

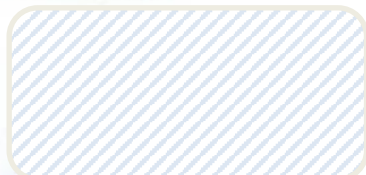
Eng. 

In Uherske Hradiste 10.2.2012

Basic parameters of BRISTELL UL aircraft confirmation

Maximum Take-Off Weight including rescue system	12,5 kg	472,5 kg
Basic Empty Weight		278,0 kg
Take-Off Distance at MSL with MTOW, grass runway, no wind		280 m
	Over 15 m obstacle	540 m
Wing Area		11,75 sq m
G-Loading: safety		+4, -2
G-Loading: Ultimate		+6, -4
Rate of Climb at MSL (ISA Conditions), with MTOW	700 ft/min by	65 KIAS
Glide Ratio		1:10
Maximum Bank Angle without loss of altitude		60°
Stall speed(CAS) with MTOW, power off, Flaps Up		43 KCAS
Stall speed(CAS) with MTOW, power off, Flaps Down		32 KCAS
Noise Level with ROTAX 912 ULS and WOODCOMP Klassic prop		69 dB(A)

Confirmed by



BRM AERO, s.r.o.
V. Kulíška 1224
686 05 Uherské Hradiště
IČO: 291 90 924, DIČ CZ29190924

Adresa: Václava Kulíška 1224, 686 05 Uherské Hradiště
e-mail: milan.bristela@gmail.com
Tel.: +420 773 984 338

IČO: 291 90 924
DIČ: CZ29190924
www.brmaero.com

5.2. Massa e centragem do fabricante | | Mass and balance from manufacturer

BRISTELL UL
WEIGHT & BALANCE WORKSHEET

AIRCRAFT SPECIFICATION

CUSTOMER:
ORDER #
AIRCRAFT TYPE:
SERIAL No:

019/2011
BRISTELL UL Rotax 912 ULS
019/2012

MEASURING THE AIRCRAFT:

INFLATE THE TIRES
LEVEL THE UPPER FUSELAGE LONGERON WITH A SPIRIT LEVEL
DATUM: LEADING EDGE BETWEEN RIB # 8 AND 9.
MEASURE WHEEL AXLE LOCATION FROM DATUM
POSITIVE IS BEHIND DATUM

INSTALLED EQUIPMENT:

Rotax 912 ULS with airbox
Woodcomp Klassic
T&B indicator
Radio ICOM 210A
Transponder GTX 328
GPS AVMAP EKP IV

Dual brakes
Adjustable pedals
Parking brake

Leather upholstery, metallic paint
Other installed items are listed in a c packing list

CG LIMITS:	MM	% MAC
MAC :	1350,0	100%
FORWARD CG :	337,0	25%
AFT CG :	472,0	35%
CG RANGE :	135,0	10%

OIL WEIGHT = 7.5 LBS/GALL	7.50	LBS/GALLON
3.7 LITERS	3.40	KG/GALLON
	0.90	KG/LITER
FUEL WEIGHT = 6 LBS/GALL	6.00	LBS/GALLON
130 LITERS	2.72	KG/GALLON
	0.72	KG/LITER
COOLANT WEIGHT=8 LBS/G	8.00	LBS/GALLON
2.5 LITERS	3.63	KG/GALLON
	0.96	KG/LITER

POSITION OF:

RIGHT MAIN WHEEL
LEFT MAIN WHEEL
NOSE WHEEL
DISTANCE BETWEEN NOSE AND MAIN WHEELS
SEAT FOR PILOT/PASSENGER
BAGGAGE IN FUSELAGE
BAGGAGE IN WING LOCKERS
LEADING EDGE WING TANKS

MM

720
720
-750
1470
600
2000
630
200

WEIGHING POINT

	SCALE READING	TARE	NET WEIGHT
RIGHT WHEEL	104,8		104,8
LEFT WHEEL	106,2		106,2
NOSE WHEEL	74,0		74,0

EMPTY WEIGHT *NOTE: EMPTY WEIGHT INCLUDING OIL AND COOLANT* **285,0** KG

EMPTY WEIGHT CENTER OF GRAVITY	338,3	MM
	25,1%	of MAC

MAXIMUM USEFUL WEIGHT *NOTE: MAX. USEFUL WEIGHT INCLUDING PILOT, PASSENGER, BAGGAGE AND FUEL* **187,5** KG

MOST FORWARD WEIGHT & BALANCE

ACTUAL EMPTY WEIGHT	285,0	KG
EMPTY WEIGHT CENTER OF GRAVITY	338	MM
PILOT	55,0	KG
PASSENGER	0,0	KG
BAGGAGE IN FUSALAGE	0,0	KG
BAGGAGE IN WING LOCKERS	0,0	KG
FUEL IN WING TANKS	86,0	KG

CHECK OF FORWARD WEIGHT & BALANCE

WEIGHT (KG) x ARM (MM) = MOMENT (KG*MM)

	Weight KG	Arm MM	Moment KG*MM
AIRCRAFT EMPTY	285,0	338	96420,0
PILOT	55,0	600	33000,0
PASSENGER	0,0	600	0,0
BAGGAGE IN FUSALAGE	0,0	2000	0,0
BAGGAGE IN WING LOCKERS	0,0	630	0,0
FUEL IN WING TANKS	86,0	200	17200,0
TOTAL	426,0		146620,0
TOTAL MOMENT	146620,0	KG*MM	
TOTAL WEIGHT	426,0	KG	
RESULT OF FORWARD CG	344,2	25,5%	of MAC
FORWARD C.G. LIMIT	337,0	25%	of MAC

TEST PASSED

MOST REARWARD WEIGHT & BALANCE

ACTUAL EMPTY WEIGHT	285,0 KG
EMPTY WEIGHT CENTER OF GRAVITY	338 MM
PILOT	80,0 KG
PASSENGER	80,0 KG
BAGGAGE IN FUSELAGE	12,5 KG
BAGGAGE IN WING LOCKERS	0,0 KG
FUEL IN WING TANKS	15,0 KG

CHECK OF REARWARD WEIGHT & BALANCE

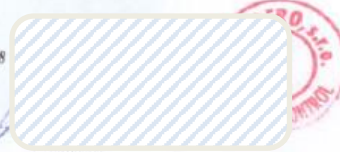
WEIGHT (KG) x ARM (MM) – MOMENT (KG*MM)	Weight KG	Arm MM	Moment KG*MM
AIRCRAFT EMPTY	285,0	338	96420,0
PILOT	80,0	600	48000,0
PASSENGER	80,0	600	48000,0
BAGGAGE IN WING LOCKERS	0,0	630	0,0
BAGGAGE IN FUSALAGE	12,5	2000	25000,0
FUEL IN WING TANKS	15,0	200	3000,0
TOTAL	472,5		220420,0
TOTAL MOMENT	220420,0	KG*MM	
TOTAL WEIGHT	472,5	KG	
RESULT OF REARWARD CG	466,5	34,6%	of MAC
REARWARD C.G. LIMIT	472,0	35%	of MAC

TEST PASSED


DATE:

2012-01-18

ENTITLED PERSON SIGNATURE:



5.3. Designação do tipo de aeronave (UL) | | Aircraft type designation (UL)



Letecká amatérská asociace ČR – Light Aircraft Association of the Czech Republic

Typový průkaz

Vydává Letecká amatérská asociace České republiky pověřená k výkonu státní správy ve věcech sportovních létajících zařízení v souladu s ustanovením § 82 odst. 1 zákona č. 49/1997 Sb. o civilním letectví a o změně a doplnění zákona č. 455/1991 Sb., o živnostenském podnikání (živnostenský zákon), ve znění pozdějších předpisů, ve znění pozdějších předpisů Ministerstvem dopravy.

Označení typu letecké techniky:

Dvoumístný, jednomotorový, aerodynamicky řízený, samonosný ultralehký celokovový dolnoplošník – Sportovní létající zařízení, se sedadly vedle sebe, s pevným tříkolým podvozkem a tažnou pohonnou jednotkou.

Typové označení: **BRISTELL UL**

Max. vzletová hmotnost 450 kg, Tuto hmotnost lze překročit o hmotnost integrovaného záchranného systému, max. do 472,5 kg.
Podrobné technické specifikace jsou uvedeny v příloze.


Držitel typového průkazu:

BRM AERO s.r.o.
Václava Kuliška 1224
686 05 Uherské Hradiště

Schváleno technickou komisí LAA ČR dne:
14.12.2011

Typový průkaz je zaregistrován u LAA ČR pod značkou:
ULL - 03 / 2011

Hlavní inspektor techniky LAA ČR: Ing. Václav Chvála



Letecká amatérská asociace ČR
Ke Kablo 289
102 00 Praha 10
TEL.: 242 403 587

(...)



III. Technické údaje, výkony a provozní omezení.

1. Definice typu: Typ je definován Typovým návrhem datovaným 25.1.2011 a výkresy č. NG5_U, NG5W_U, NG5F, NG5T_U a NG5C, datovanými 15.8.2011. Podrobnosti jsou uvedeny v Typovém návrhu letounu .

2. Popis: **BRISTELL UI** je dvoumístný, jednomotorový, samonosný dolnoplošník s posádkou sedící vedle sebe. Letoun je celokovové konstrukce z tenkých plechů z Al slitiny. Křídlo je lichoběžníkového půdorysu s hlavním a pomocným nosníkem a vybavené vztlakovou klapkou. Vztlaková klapka je štěrbinová, vyklápěná do poloh 10^0 , 20^0 a 30^0 . Podvozek je tříkolový s hydraulickými kotoučovými brzdami na hlavních kolech. Hlavní podvozkové nohy tvoří kompozitové pružiny, přední kolo je řízené a odpružené. Ocasní plochy jsou klasického uspořádání s VOP v ose trupu. Integrální palivové nádrže jsou umístěny v křídlech.

3. Vybavení: Pro vydání technického průkazu letové způsobilosti SLZ musí být na každém vyrobeném letadle instalováno základní vybavení, odpovídající požadavkům na letovou způsobilost uvedeným v kapitole II. Předpisová základna.

4. Základní technické údaje.

Rozpětí	8.13 m
Délka	6.45 m
Výška	2.28 m

Křídlo	
Plocha křídla	10,5 m ²
Použitý profil křídla	MS 316 /314
Hloubka křídla	b SAT 1,367 m
Štíhlost křídla	6,29
Plošné zatížení při max. vzlet. hmotnosti...	450 kg = 42,85 kg/m ² , 472,5 kg = 45 kg/m ²
Rozpětí křídélka.....	0,967 m
Plocha křídélka.....	0,2524 m ²
Výchylky křídélka.....	nahoru ... 24 ⁰
	dolů 13 ⁰
Rozpětí vztlakové klapky	1,94 m
Plocha I vztlak. klapky.....	0,7275 m ²
Výchylky vztlakové klapky.....	start..... 10 ⁰
	Přistání... 20 ⁰ , 30 ⁰

(...)

5.4. Alerta da Autoridade de aviação civil Australiana | | Australian Civil Aviation Safety Authority - Safety Notice



Australian Government
Civil Aviation Safety Authority

SAFETY NOTICE

19 FEBRUARY 2020

SAFETY NOTICE

Pilots and operators of Bristell light sport aircraft (LSA) are strongly advised to avoid conducting any manoeuvre that may lead to an aerodynamic stall of the aircraft - either intentionally or unintentionally. This includes any flight training for stalls.

The manufacturer has previously declared to CASA that the Bristell LSA meets the applicable certification requirements for LSA.

Recent information received by CASA from the aircraft manufacturer shows that the aircraft may not meet the LSA standards as it does not appear to have been adequately tested (as required by the certification standards) for its ability to recover from spins.

Worldwide, a number of Bristell aircraft have been involved in fatal accidents following unrecovered spins.

Further investigation and discussion with the manufacturer is ongoing and an update will be provided as new information becomes available.

SAFETY ISSUES

Light Sport Aircraft are required to meet a range of international standards for certification. The manufacturer has declared that the aircraft meets the standards published by ASTM International. The standard (ASTM Standard F2245, section 4.5.9) specifies the spinning performance requirements, including the ability to recover from a spin.

CASA has been engaging with the aircraft manufacturer, BRM Aero which is based in the Czech Republic, seeking to confirm that the four variants presently operating in Australia meet the standard. We are concerned that contrary to the formal declarations made by the manufacturer, the aircraft may not have been adequately tested for compliance with the ASTM standard for spin recovery.

There have been several fatal accidents worldwide (including in Australia) where Bristell aircraft have entered a spin (including during stall flight training) and failed to recover.

BACKGROUND

Manufacturers of LSA (either registered with CASA or otherwise) are able to certify or make a self-declaration, that the aircraft meets accepted standards, such as the ASTM standards when making application to CASA for a special certificate of airworthiness (COA) as an LSA.

This scheme, which has been adopted internationally, lowers manufacturer compliance costs, reduces the time to bring a design to market, and enables a more timely response to design and technology change. It is less rigorous than schemes which require a manufacturer to hold a production certificate issued by a National Aviation Authority such as CASA, EASA, or the FAA.

BRM Aero has previously declared that the Bristell variants meet these standards, however, subsequent to investigations which followed a number of fatal accidents involving these aircraft the manufacturer has been unable to provide satisfactory evidence that the design is compliant with the requirements of the ASTM standards applicable to light sport aircraft.

FURTHER INFORMATION

CASA continues to engage with BRM Aero in relation to this issue and is considering a range of proportionate safety related actions designed to mitigate the identified safety risks and will provide more information as it becomes available.

If you have any urgent questions, please contact: sport@casa.gov.au



Praça Duque de Saldanha, 31, 4.º - 1050-094 Lisboa
www.gpiaaf.gov.pt – geral@gpiaaf.gov.pt

2020