

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-095/CENIPA/2017

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PR-PRF
MODELO:	SR20
DATA:	20JUL2017



ADVERTÊNCIA

Em consonância com a Lei nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Artigo 86, compete ao Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos - SIPAER - planejar, orientar, coordenar, controlar e executar as atividades de investigação e de prevenção de acidentes aeronáuticos.

A elaboração deste Relatório Final, lastreada na Convenção sobre Aviação Civil Internacional, foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sendo um documento técnico que reflete o resultado obtido pelo SIPAER em relação às circunstâncias que contribuíram ou que podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

Não é foco do mesmo quantificar o grau de contribuição dos fatores contribuintes, incluindo as variáveis que condicionam o desempenho humano, sejam elas individuais, psicossociais ou organizacionais, e que possam ter interagido, propiciando o cenário favorável ao acidente.

O objetivo único deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência e ao seu acatamento será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou correspondente ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual são dirigidos.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o Appendix 2 do Anexo 13 "Protection of Accident and Incident Investigation Records" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

Outrossim, deve-se salientar a importância de resguardar as pessoas responsáveis pelo fornecimento de informações relativas à ocorrência de um acidente aeronáutico, tendo em vista que toda colaboração decorre da voluntariedade e é baseada no princípio da confiança. Por essa razão, a utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, além de macular o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal, pode desencadear o esvaziamento das contribuições voluntárias, fonte de informação imprescindível para o SIPAER.

Consequentemente, o seu uso para qualquer outro propósito, que não o de prevenção de futuros acidentes, poderá induzir a interpretações e a conclusões errôneas.

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-PRF, modelo SR20, ocorrido em 20JUL2017, classificado como “[SCF-PP] Falha ou mal funcionamento do motor / Falha do motor em voo e [LOC-I] Perda de controle em voo”.

Logo após a decolagem, o motor da aeronave perdeu potência e o piloto iniciou uma curva acentuada à esquerda e a baixa altura, perdeu altitude e veio a colidir contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

O piloto e o passageiro sofreram lesões fatais.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de fabricação da aeronave.



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	6
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave.	6
1.4. Outros danos.....	6
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	6
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	6
1.5.2. Formação.....	7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	7
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	7
1.6. Informações acerca da aeronave.....	7
1.7. Informações meteorológicas.....	11
1.8. Auxílios à navegação.....	11
1.9. Comunicações.....	11
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	11
1.11. Gravadores de voo.....	11
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	12
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	15
1.13.1. Aspectos médicos.....	15
1.13.2. Informações ergonômicas.....	15
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	15
1.14. Informações acerca de fogo.....	15
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	15
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	15
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	19
1.18. Informações operacionais.....	19
1.19. Informações adicionais.....	22
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	22
2. ANÁLISE.....	22
3. CONCLUSÕES.....	24
3.1. Fatos.....	24
3.2. Fatores contribuintes.....	25
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	25
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	25

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AGL	<i>Above Ground Level</i> - Acima do Nível do Solo
AMR	Divisão de Materiais
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AvGas	<i>Aviation Gasoline</i> - Gasolina de Aviação
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CAPS	<i>Cirrus Airframe Parachute System</i> - Sistema de Acionamento de Paraquedas
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
DCERTA	Sistema Informatizado Decolagem Certa - ANAC
ELT	<i>Emergency Locator Transmitter</i> - Transmissor de Localização de Emergência
EPTA	Estação Prestadora de Serviços de Telecomunicações e de Tráfego Aéreo
HRC	Escala de Dureza <i>Rockwell</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
METAR	<i>Aviation Routine Weather Report</i> - Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
MEV	Microscopia Eletrônica
MNTE	Habilitação de Classe Avião Monomotor Terrestre
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PIC	Piloto em Comando
POH	<i>Pilot's Operating Handbook</i> - Manual de Operação dos Pilotos
PPR	Licença de Piloto Privado – Avião
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SACI	Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil
SBPP	Designativo de localidade - Aeródromo de Ponta Porã, MS
SBRD	Designativo de localidade - Aeródromo Maestro Marinho Franco, Rondonópolis, MT
SPECI	Informe Meteorológico Especial de Aeródromo
SWRS	Designativo de localidade - Aeródromo da Fazenda Santa Mônica, Santo Antônio do Leverger, MT
TPP	Categoria de Registro de Aeronave de Serviço Aéreo Privado
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VPD	<i>Velocity of Parachute Deployment</i> - Velocidade de Acionamento do Paraquedas

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: SR20 Matrícula: PR-PRF Fabricante: <i>Cirrus Design</i>	Operador: Particular
Ocorrência	Data/hora: 20JUL2017 - 11:00 (UTC) Local: Fazenda Santa Edwiges Lat. 16°41'10"S Long. 055°08'20"W Município - UF: Santo Antônio do Leverger – MT	Tipo(s): [SFC-PP] Falha ou mau funcionamento do motor [LOC-I] Perda de controle em voo Subtipo(s): Falha do motor em voo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou de uma área não cadastrada e não registrada, localizada na Fazenda Santa Edwiges, zona rural do município de Santo Antônio do Leverger, MT, com destino ao Aeródromo de Ponta Porã (SBPP), MS, por volta das 11h00min (UTC), a fim de transportar pessoal, com um piloto e um passageiro a bordo.

Logo após a decolagem, um observador avistou uma fumaça preta saindo do escapamento do motor e na sequência ouviu um barulho característico de perda de potência. Em seguida, observou a aeronave iniciar uma curva a baixa altura, para o lado esquerdo, vindo a impactar contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

O piloto e o passageiro sofreram lesões fatais.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	1	1	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Discriminação	Piloto
Totais	Desconhecido
Totais, nos últimos 30 dias	23:05
Totais, nas últimas 24 horas	01:05
Neste tipo de aeronave	Desconhecido
Neste tipo, nos últimos 30 dias	23:05
Neste tipo, nas últimas 24 horas	01:05

Obs.: Não foi possível determinar as horas totais voadas pelo Piloto em Comando (PIC), uma vez que a Comissão de Investigação não obteve acesso à Caderneta Individual de Voo (CIV) física do piloto. Na CIV digital, disponível no Sistema Integrado de

Informações da Aviação Civil (SACI) da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), estavam contabilizadas um total de 84 horas e 28 minutos, todas elas realizadas em aeronaves monomotoras. Também, foram utilizados para o computo das horas voadas o Diário de Bordo e o Sistema Decolagem Certa (DCERTA).

1.5.2. Formação.

O PIC realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) em outubro de 2006.

1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.

O PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O piloto estava qualificado e, de acordo com as entrevistas, pilotava aeronaves monomotoras leves há mais de dez anos.

Ele operava o PR-PRF há, aproximadamente, quatro meses.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

O PIC estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 1064, foi fabricada pela *Cirrus Design*, em 2000, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

De acordo com o CA, a aeronave tinha capacidade para transportar três passageiros, um tripulante e foi certificada para operar com apenas um piloto.

As cadernetas de célula, motor e hélice estavam com as escriturações atualizadas.

As últimas inspeções da aeronave, do tipo "100 horas/IAM", foram realizadas em 19MAIO2017, pela Organização de Manutenção América do Sul Serviços Aeronáuticos, em Sorocaba, SP. Considerando o último registro do Diário de Bordo, datado de 16JUL2017, a aeronave voou, após a inspeção, um total de 43 horas e 54 minutos.

O motor que equipava a aeronave PR-PRF era do modelo IO-360-ES-16B, possuía o número de série 1032130, e foi recondicionado (*engine rebuilt*) pela *Continental Motors Inc.* Esse motor possuía aprovação para uso, tanto pela autoridade de aviação civil do país do fabricante quanto pela ANAC, estando de acordo com os requisitos para a certificação de produto aeronáutico.

Ele foi adquirido junto ao fabricante pela JP Martins Aviação Ltda., uma empresa do ramo aeronáutico com sede na cidade de São Paulo, tendo sido instalado no PR-PRF em março de 2016.

Segundo constava no mapa de componentes, a bomba de combustível que veio instalada junto ao motor possuía o número de série B16BA164R e *Part Number* 649368-74A4, tendo sido instalada na aeronave no dia 09MAR2016.

O motor recondicionado era considerado como novo, conforme o disposto no Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) nº 91, item 91.421, letras "a" e "c", vigente à época da ocorrência:

(a) O proprietário ou operador pode usar um novo registro de manutenção, sem o histórico de operação prévia, para um motor convencional recondicionado pelo fabricante ou por uma oficina aprovada pelo fabricante.

[...]

(c) Para os propósitos desta seção um motor recondicionado é um motor usado que foi completamente desmontado, inspecionado, reparado como necessário, remontado, testado e aprovado da mesma maneira e com as mesmas tolerâncias e limitações de um motor novo, utilizando partes novas ou usadas. Entretanto, todas as partes usadas devem estar conforme as tolerâncias e limites de partes novas ou com dimensões sub-medidas ou sobre-medidas aprovadas para um motor novo.

[...]

O conjunto do motor e da bomba de combustível possuíam aproximadamente 153 horas de voo após terem sido recondicionados.

Características Gerais do Sistema de Combustível da Aeronave Cirrus SR20

O sistema de combustível tem a finalidade de fornecer combustível para operação normal do motor. O sistema consistia em um tanque de combustível integral, ventilado, com capacidade de 30,3 galões (28 galões utilizáveis) em cada asa, um coletor / reservatório de combustível em cada asa, uma válvula seletora de três posições, uma bomba elétrica de reforço e uma bomba de combustível acionada pelo motor.

O combustível era alimentado por gravidade e fluía de cada tanque para os reservatórios coletores associados, onde a bomba acionada pelo motor sugava o combustível por meio de uma válvula seletora e de um filtro, com a finalidade de alimentar o sistema de injeção do motor. A bomba elétrica de reforço tinha a finalidade de auxiliar na partida do motor e de eliminar vapores de combustível.

A bomba acionada pelo motor sugava o combustível filtrado dos dois tanques coletores por meio de uma válvula seletora de três posições (LEFT-RIGHT-OFF). A válvula seletora permitia ao piloto escolher um dos dois tanques para a alimentação do sistema ou nenhum deles ao mantê-la fechada.

A partir da bomba acionada pelo motor, o combustível era proporcionalmente dosado, enviado a um divisor de fluxo e dirigido aos cilindros. O excesso de combustível retornava ao respectivo tanque.

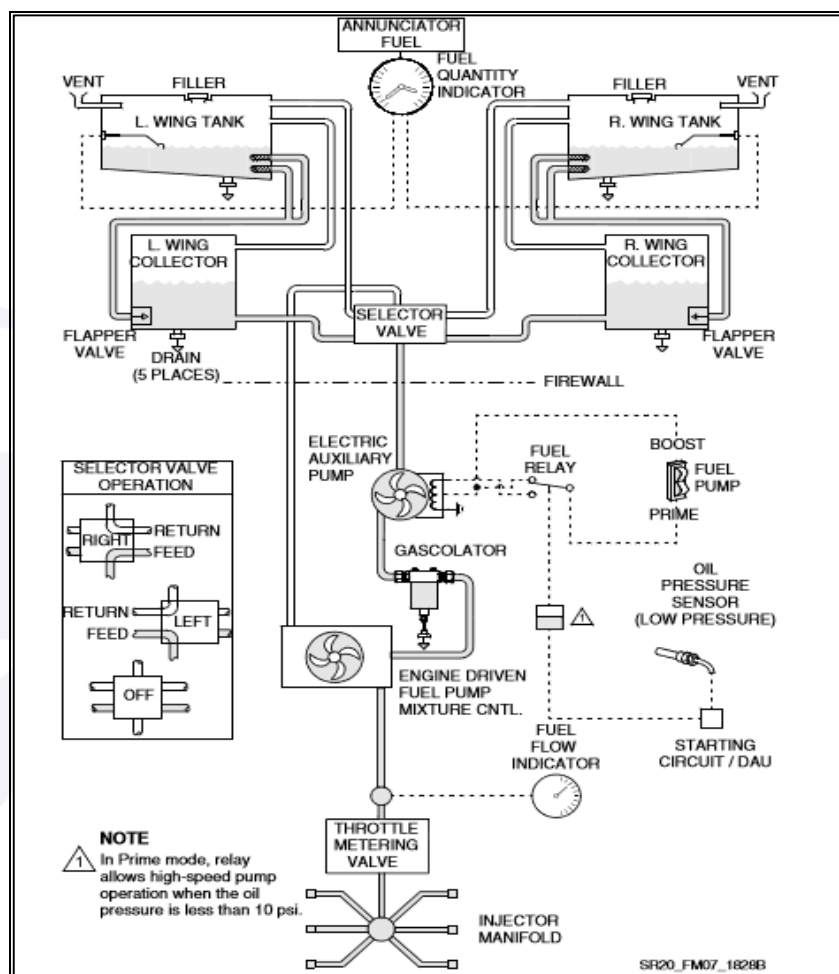


Figura 1 - Representação esquemática do sistema de combustível da aeronave Cirrus SR20.

Características do Cirrus Airframe Parachute System (CAPS)

As aeronaves Cirrus, modelo SR 20 ou SR 22, possuíam um sistema de acionamento de paraquedas denominado *Cirrus Airframe Parachute System (CAPS)* cuja ativação era feita por meio do acionamento, para baixo, de uma alavanca vermelha localizada acima do ombro do piloto. Segundo constava no guia do CAPS, disponível no site do fabricante: “os pilotos de Cirrus precisam treinar para que sejam capazes e condicionados para usar o paraquedas quando for necessário”. Segundo o manual do fabricante, o dispositivo podia ser acionado em caso de emergência, mas exigia que a aeronave estivesse abaixo da sua *Velocity of Parachute Deployment (VPD)*, que no caso do SR 20 seria de 133 kt, e em uma altitude mínima de 400 ft.

No referido guia constam as seguintes informações sobre possíveis situações de acionamento do CAPS:

O CAPS deve ser acionado na eventualidade de uma situação de emergência que envolva risco de vida, onde o seu uso é recomendado como sendo mais seguro do que a tentativa de manter o voo para pousar.

Perda de controle:

Uma perda de controle é a situação na qual a aeronave não responde conforme o que o piloto espera e pode ser resultado de uma falha nos controles ou sistema, turbulência, desorientação, formação de gelo ou a perda de consciência situacional por parte do piloto. Caso ocorra uma perda de controle, o CAPS deve ser acionado imediatamente.

Falha do motor (fora do alcance de uma pista):

Caso um pouso forçado seja necessário em qualquer superfície que não seja uma pista de pouso, a ativação do CAPS é altamente recomendada. Assim também em

situações de pouso forçado em terrenos como: montanhas, água, sob neblina, à noite, ou em condições IMC.

Falha do motor (ao alcance de uma pista):

No caso de pane de motor em uma distância de planeio para uma pista, o piloto deverá avaliar a situação continuamente. A 2.000 ft AGL, caso o pouso esteja garantido, o piloto poderá prosseguir para a pista. Caso contrário, deverá ativar o CAPS. A 1.000 ft AGL, caso o pouso ainda esteja garantido, o piloto poderá continuar reconhecendo que os riscos de chegar muito alto ou muito baixo ou perder o controle da aeronave em baixa altitude provavelmente excedem os riscos de uma ativação do CAPS no momento correto. Caso o pouso não esteja garantido até pelo menos 400 ft AGL, o piloto deverá acionar o CAPS imediatamente.

Incapacitação do piloto:

A incapacitação do piloto pode ocorrer por uma série de causas, que vão desde um problema médico do piloto até mesmo uma colisão com pássaro que venha a feri-lo. Caso uma situação dessas se apresente e nenhum passageiro tenha sido treinado para pousar a aeronave, o uso do CAPS é altamente recomendado.

Colisão no ar:

Uma colisão no ar irá, provavelmente, fazer com que a aeronave fique incontrolável, em virtude dos danos causados aos cabos de comando ou à estrutura do avião. A não ser que seja evidente que nem os comandos e nem a estrutura da aeronave tenham sido afetados, o uso do CAPS é altamente recomendado.

Falha estrutural:

Uma falha estrutural jamais aconteceu em uma aeronave Cirrus. Porém, se vier a ocorrer, a ativação do CAPS é altamente recomendada.

Sobre a velocidade e altitude para ativar o CAPS, o referido guia menciona que:

A velocidade máxima demonstrada para a ativação do paraquedas, não significa ser uma limitação, assim como, por exemplo, a velocidade máxima de vento de través também não é. A VPD é a velocidade na qual o CAPS foi demonstrado durante a sua homologação. O paraquedas demonstrou resistir sendo acionado a 165 kts durante os testes extremos de queda. Estes testes foram realizados com 125% do peso máximo de decolagem da aeronave, ou seja, é possível que o paraquedas suporte ativações a velocidades ainda maiores. Já houve vários casos de ativação do CAPS, com sucesso, em velocidades acima da VPD.

Não foi definida nenhuma altitude mínima ou máxima para acionamento do CAPS. Isso porque a perda real de altitude durante qualquer ativação depende da atitude da aeronave, altitude e velocidade, assim como também de outros fatores meteorológicos. A perda de altitude durante a abertura do CAPS depende, primariamente, da direção que a aeronave está mantendo no momento do acionamento. Se o paraquedas for ativado em atitude nivelada, grande parte da desaceleração ocorre em uma distância horizontal, minimizando a perda de altitude. Se o paraquedas for ativado em uma descida vertical, a desaceleração ocorre em uma distância vertical, quando a perda de altitude é máxima.

Se possível, o piloto deve ativar o CAPS com tempo e altitude suficientes para um acionamento bem-sucedido; assim, a decisão de se acionar deve ser tomada o quanto antes. O piloto deve ter uma altitude mínima em mente para ativar o CAPS. Se o CAPS for ativado muito próximo ao solo, as chances de um acionamento bem-sucedido diminuem dramaticamente. Sempre que o piloto estiver em uma situação na qual não exista outra alternativa de sobrevivência, o CAPS deve ser usado independentemente da altitude.

O fabricante disponibilizava para os pilotos, na sua página na internet (<https://learning.cirrusapproach.com/learning-catalog>), treinamento gratuito sobre o CAPS.

Em pesquisa realizada no Painel SIPAER, foram identificadas 22 ocorrências classificadas como acidente ou incidente grave envolvendo aeronaves Cirrus modelo SR20 e SR22 no Brasil. Desse total, 18 foram classificadas como acidente e 4 como incidente grave. Das ocorrências classificadas como acidente, 2 foram do tipo "Perda do controle em

voo” e 4 do tipo “Falha do motor em voo”. Nas 2 ocorrências do tipo “Perda do controle em voo”, apenas em uma houve o acionamento do CAPS, porém sem sucesso (PR-ETJ em 21OUT2019). Nas 4 ocorrências do tipo “Falha do motor em voo”, apenas em uma houve o acionamento do CAPS, este realizado com sucesso (PR-LVB em 14NOV2013). Dos 4 incidentes graves, 1 foi classificado como “Falha do motor em voo”, no qual também houve o acionamento do CAPS com sucesso (PP-CIE em 24MAR2012).

1.7. Informações meteorológicas.

Não havia serviço meteorológico aeronáutico disponível para a localidade de decolagem da aeronave. Como referência, foram coletadas as informações meteorológicas do Aeródromo Maestro Marinho Franco (SBRD), Rondonópolis, MT, distante 25 NM do local do acidente, as quais foram obtidas por meio do sítio eletrônico www.redemet.aer.mil.br.

Não foi possível o registro das condições meteorológicas para a hora em que se deu o acidente, tendo em vista que a Estação Prestadora de Serviço de Telecomunicações e de Tráfego Aéreo (EPTA) de SBRD estava fora do seu horário de funcionamento. Entretanto, o Informe Meteorológico Especial de Aeródromo (SPECI) e os Informes Meteorológicos Aeronáuticos Regulares (METAR) de SBRB, a partir das 12h30min (UTC), ou seja, 1 hora e trinta minutos após o horário em que ocorreu o sinistro, indicavam condições de tempo favoráveis ao voo visual, conforme descrito a seguir:

SBRD SPECI 20/07/2017 1200 SBRD 201230Z 08005KT CAVOK 18/05 Q1021

SBRD METAR 20/07/2017 1300 SBRD 201300Z 08005KT CAVOK 19/06 Q1021

SBRD METAR 20/07/2017 1400 SBRD 201230Z 07007KT CAVOK 21/08 Q1021

Essas informações puderam ser corroboradas por meio do relato voluntário prestado por um piloto que estava na cabeceira da área utilizada para a decolagem pelo PR-PRF, o qual afirmou que as condições de visibilidade e teto permitiam a condução do voo sob condições meteorológicas visuais.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

Apesar de possuir dimensões e características físicas compatíveis com a operação pretendida, a área utilizada para a decolagem não era registrada nem cadastrada e estava situada em uma propriedade privada na zona rural.

A área era de grama, com superfície regular, rumos magnéticos 180º/360º, dimensões de 1.200 x 30 m e elevação de 575 ft. No setor de aproximação, no sentido 360º, havia uma casa e um hangar, distantes cerca de 50 metros.

Toda a extensão da área era cercada. No prolongamento do eixo no sentido 360º, em uma área além daquela delimitada para uso durante os pousos e as decolagens, havia algumas poucas árvores, sendo, no geral, livre de obstáculos naturais e artificiais, apresentando terreno macio e plano.

1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

A decolagem e a colisão da aeronave contra o solo foram observadas por uma pessoa que se encontrava a, aproximadamente, 1.620 metros de distância em relação ao local do acidente.

O impacto ocorreu em um ponto distante 420 metros da área utilizada para decolagem, sendo a distribuição dos destroços do tipo concentrada.

O primeiro ponto de impacto da aeronave contra o solo deu-se a vinte e três metros de distância do local de concentração dos destroços. O trem de pouso principal direito abriu um pequeno buraco no solo, desprendeu-se em seguida e projetou-se adiante, no sentido de deslocamento (Figura 2). Houve, ainda, o desprendimento da roda do trem de nariz, que permaneceu próxima aos destroços. A posição final de parada da aeronave deu-se com o nariz apontando para o rumo magnético 353^o.



Figura 2 - Primeiro ponto de impacto e distribuição dos destroços.

A asa direita estava destruída, assim como o caixão central que comportava o tanque de combustível (Figura 3). A asa esquerda estava avariada e os flapes correspondiam a posição 100% baixados (Figura 4).



Figura 3 - Vista geral dos destroços. Cabine e asa direita destruídas.



Figura 4 - Flapes da asa esquerda totalmente defletidos.

O aileron esquerdo estava comandado para baixo e o aileron direito totalmente destruído. O estabilizador horizontal sofreu danos leves, apresentando um amassamento no seu lado direito. O estabilizador vertical e o leme de direção não sofreram avarias, sendo que este último estava com uma pequena deflexão para o lado esquerdo.

O flange de acoplamento do motor com a hélice estava rompido. Duas das três pás da hélice encontravam-se com ligeiro dobramento voltado para trás, e a outra com dobramento à frente, na metade do seu comprimento. O conjunto da hélice foi encontrado debaixo da cabine da aeronave (Figura 5).



Figura 5 - Conjunto de hélice desprendido e encontrado embaixo da fuselagem, com dobramento nas pás.

A cabine de comando apresentava o maior grau de destruição. O painel de instrumentos estava bastante danificado, os bancos dianteiros estavam projetados para frente e com leve inclinação para o lado direito.

No console central, foi observado o seguinte: seletora dos flaps comandada para a posição “100%”; manete de potência (*throttle*) a meio curso; manete de combustível (*mixture*) na posição *poor* (mistura pobre), bomba de combustível (*fuel pump*) na posição *boost*; e válvula seletora de combustível comandada para o tanque esquerdo (*left*), conforme mostra a Figura 6.

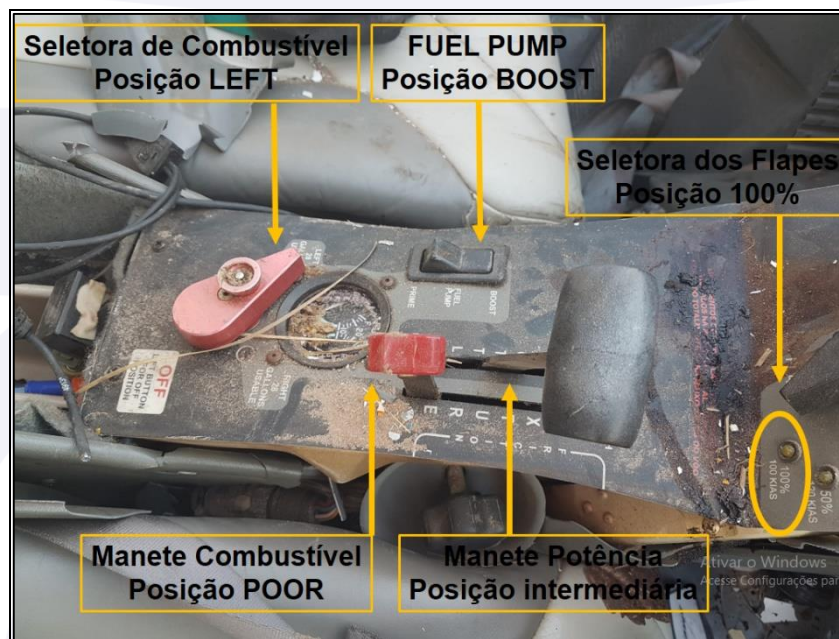


Figura 6 - Console central e pedestal de manetes na cabine de comando.

Os disjuntores *Fuel Pump* e *Standby Vacuum* encontravam-se desarmados no painel de disjuntores, como destaca a Figura 7.

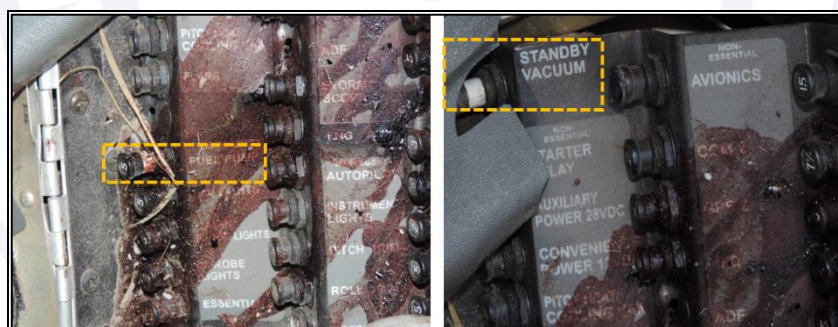


Figura 7 - Painel de disjuntores. Em destaque, os disjuntores *Fuel Pump* (lado esquerdo) e *Standby Vacuum* (lado direito) saltados.

O interruptor do *Emergency Locator Transmitter* (ELT) estava na posição ARM. Alguns dos interruptores presentes no equipamento GPS da aeronave estavam com amassamentos para cima e para o lado direito.

A tampa de proteção do punho de acionamento do paraquedas balístico, que equipava esse tipo de aeronave, estava solta em meio aos destroços da cabine e o paraquedas encontrava-se em seu alojamento, intacto.

Em inspeção visual realizada através do bocal de abastecimento de combustível localizado na asa esquerda, não foi encontrado combustível remanescente. Porém, nas

proximidades dos destroços, era possível sentir um cheiro característico de gasolina de aviação (AvGas). Não foram encontrados indícios e nem propagação de fogo.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

O piloto e o passageiro foram retirados de dentro da aeronave por moradores da fazenda e transportados de avião até SBRD, onde receberam os primeiros cuidados médicos da equipe do Serviço de Atendimento Médico de Urgência (SAMU), cerca de trinta minutos após o acidente.

O médico que estava no atendimento às vítimas constatou que o piloto havia falecido. O outro ocupante foi encaminhado ao Hospital Regional Irmã Elza Giovanella, com lesões graves, vindo a falecer no dia 22JUL2017, dois dias após o acidente, em decorrência da gravidade das lesões.

Não foi possível identificar ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação que tenham afetado o desempenho do tripulante e contribuíssem para o acidente.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O piloto conduzia a aeronave PR-PRF havia quase quatro meses.

Verificou-se que não havia uma rotina de trabalho previamente estabelecida para o piloto, sendo os seus trabalhos realizados sob demanda. Segundo relato de pessoas do convívio do piloto, ele vinha se queixando de uma “rotina corrida”.

Com base em relatos de colegas de trabalho, no dia anterior ao acidente, o piloto foi dormir por volta das 22h00min (local), tendo acordado às 05h00min (local) do dia seguinte. Após ter tomado café da manhã, seguiu acompanhado de outro piloto que estava na fazenda naquele dia até o hangar onde estava estacionada a aeronave, a fim de dar início às inspeções de pré-voos (*preflight inspection*).

Não houve evidência de que questões de ordem psicológica ou de incapacitação tenham tido participação direta na ocorrência.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.

Segundo relato de um dos trabalhadores da fazenda que auxiliou na prestação de socorro às vítimas, os ocupantes da aeronave estavam com os cintos de segurança. Ainda segundo informações prestadas por um dos socorristas, eles foram retirados da cabine de pilotagem ainda com vida.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

A aeronave, cujo peso máximo de decolagem era de 1.315 kg, estava equipada com um motor convencional IO-360-ES (16), número de série 1032130, com 200 HP de potência, fabricado pela *Continental Motors*.

Em função dos indícios de falha ou mal funcionamento do motor da aeronave, este foi preservado para fins de exame e análise técnica.

O trabalho de abertura do motor foi realizado no dia 12DEZ2017, contando com a presença do Investigador Encarregado da ocorrência em tela, de um Investigador do

Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), de um representante da *Continental Motors* e outro da seguradora da aeronave.

A desmontagem e a inspeção do motor revelaram que:

- o motor da aeronave sofreu impacto frontal, o que provocou o rompimento do eixo de manivelas, no flange de acoplamento com a hélice;
- as pás da hélice não sofreram grandes deformações decorrentes do impacto;
- o *spinner* apresentava deformação localizada.
- as velas de ignição estavam com grande quantidade de óleo lubrificante. Os magnetos direito e esquerdo estavam centelhando, indicando uma condição normal de funcionamento;
- o filtro de óleo estava limpo e sem a presença de limalha. A bomba de óleo lubrificante do motor foi testada e apresentou funcionamento normal, não havendo indícios de passagem de limalha pelas suas engrenagens e nem pelo seu corpo. Da mesma forma, no cárter de óleo, não foi encontrado algo que pudesse fornecer indícios de que algum componente interno do motor apresentasse deficiência de funcionamento;
- não foram identificados riscos nos cilindros e nos pistões que indicassem a ocorrência de detonação ou outra condição anormal que pudesse provocar mal funcionamento do motor;
- o comando de válvulas, não apresentava desgaste anormal que pudesse contribuir para o mau funcionamento do motor.
- não foram encontradas anomalias no eixo de manivelas que indicassem desgaste excessivo nos seus munhões e moentes. Os contrapesos dinâmicos estavam normais. Todas as bielas estavam com deslizamento normal e não foi observada folga excessiva;
- não foi observada qualquer anomalia nas semicarcasas. As bronzinas e os mancais estavam com aspecto, coloração e desgastes normais de trabalho;
- todos os bicos injetores estavam desobstruídos. Não foi encontrada qualquer anomalia nos componentes internos do distribuidor de combustível, assim como na válvula dosadora de combustível, que pudessem ter contribuído para um funcionamento irregular ou perda de potência do motor;
- o filtro de combustível estava sem qualquer contaminação que pudesse bloquear o fluxo de combustível;
- a bomba elétrica de combustível foi testada em outra aeronave e apresentou funcionamento normal, conforme testes previstos no manual de operação;
- o eixo de acionamento da bomba de combustível foi encontrado com uma fratura em sua extremidade, conforme visualizado na Figura 8.

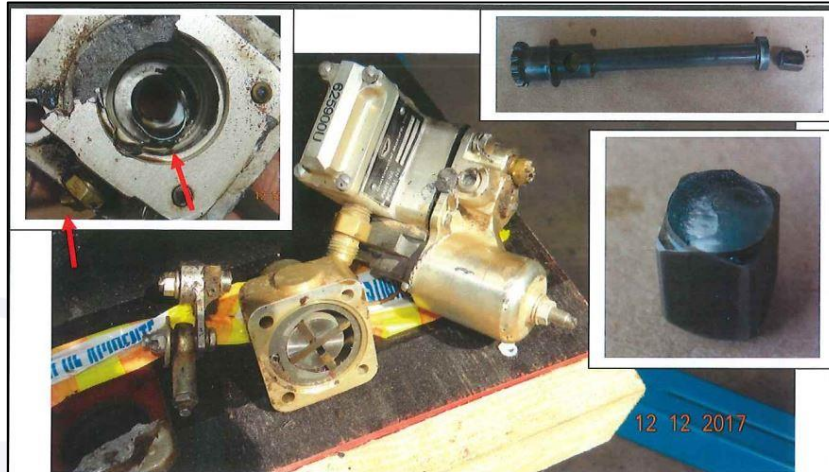


Figura 8 - Vista geral da bomba de combustível. Em destaque, à direita, fotos do eixo de acionamento e da superfície de fratura, na sua extremidade. O destaque esquerdo mostra os danos observados no retentor da bomba e na conexão.

Foi constatada uma fratura na extremidade do eixo (Figura 9). As superfícies da fratura indicaram a presença de uma região de pré-trinca seguida por uma região de ruptura por sobrecarga em torção.



Figura 9 - Eixo de acionamento da bomba de combustível do motor com fratura em sua extremidade.

Os exames por Microscopia Eletrônica (MEV) confirmaram a presença de pré-trinca, conforme visto nas Figuras 10 e 11, e revelaram um aspecto de fratura frágil nessa região, devido aos mecanismos de fratura por clivagem e intergranular.

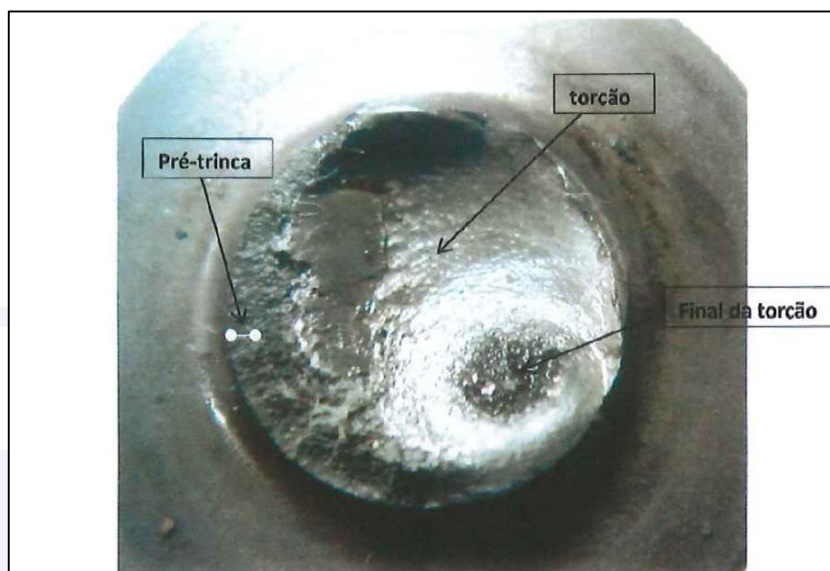


Figura 10 – Estereografia mostrando a superfície de fratura do eixo da bomba de combustível, com presença de pré-trinca e ruptura por torção.

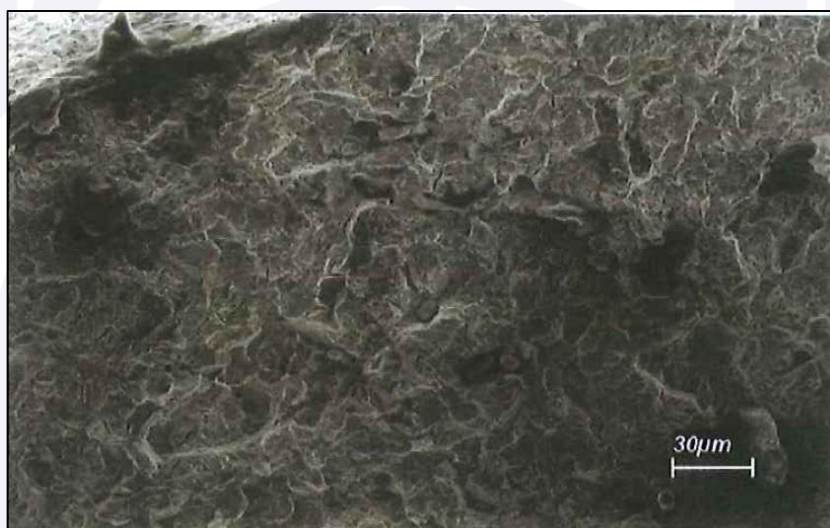


Figura 11 – Eletromicrografia mostrando o aspecto frágil da fratura, com mecanismos de clivagem e intergranular.

Foram feitas análises químicas e medidas de dureza *Rockwell C* e perfis de microdureza *Vickers* convertidas em *Rockwell C*, em um eixo de bomba de combustível semelhante, retirado de uso e não fraturado, e na peça fraturada para comparação de resultados. As composições químicas obtidas foram semelhantes, indicando que as duas peças foram confeccionadas com aço 8640, de acordo com as normas SAE/AISI;

As medidas de Escala de Dureza *Rockwell* (HRC) foram realizadas na região central das hastes e representaram a média de cinco medições. As medidas de microdureza *Vickers* convertidas em HRC foram realizadas com espaçamento de 0,1 mm. Foi observado que, na peça fraturada, a dureza cai rapidamente, desde 0,5 mm abaixo da superfície da peça até o centro, enquanto na peça não fraturada a dureza se manteve semelhante, desde a superfície até o centro da peça.

A análise metalográfica da peça fraturada na seção perpendicular à fratura, sem ataque, indicou uma região plana de aproximadamente 0,5 mm, correspondente à pré-trinca, e outra côncava, correspondente à fratura por torção.

Com base nos resultados obtidos, pôde-se concluir que a fratura do eixo da bomba de combustível ocorreu inicialmente de modo frágil, com a formação de uma pré-trinca de aproximadamente 0,5 mm, seguida por uma fratura dúctil por torção.

Comparando o material do eixo fraturado com o outro retirado de uso e não fraturado, verificou-se que, apesar de o material ser o mesmo para os dois eixos, ou seja, aço AISI 8640, foram observadas diferenças com relação à dureza e a microestrutura dos eixos. Essas diferenças parecem indicar que o eixo quebrado sofreu um tratamento térmico anormal que facilitou a sua fratura em serviço.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave era utilizada de forma privada, conforme sua categoria, para o transporte do operador. Os voos realizados pelo piloto ocorriam na condição de *single pilot*, ou seja, com a aeronave sendo tripulada apenas por um piloto. De acordo com as informações obtidas, por se tratar de uma aeronave cujos requisitos de operação estabeleciam a tripulação mínima de um piloto, não houve interesse do operador em contratar um Segundo em Comando (SIC).

Outrossim, foi constatado que o proprietário, o qual estava de passageiro e ocupava o assento dianteiro direito, possuía a licença de Piloto Privado - Avião (PPR) desde setembro de 1979. Estava com a habilitação MNTE vencida desde dezembro de 1985 e o Certificado de Capacidade Física (CCF) vencido desde fevereiro de 1980.

Segundo relato do piloto que acompanhou as inspeções, o pré-voo foi realizado por completo, porém sem a leitura e acompanhamento do Manual de Operação do Piloto (POH - *Pilot's Operating Handbook*), *Section 4, Normal Procedures, Preflight-Walk Around Inspection*. Esse procedimento contemplava a verificação de oitenta e dois itens, os quais, segundo relato colhido, foram realizados de memória pelo piloto.

Não foi apresentado plano de voo. Entretanto, conforme dito em entrevistas, o voo pretendido consistia em decolar da área da Fazenda Santa Edwiges e pousar em SBPP.

Para tal, a distância de 352 NM seria percorrida em aproximadamente 2 horas e 17 minutos, levando-se em consideração o ajuste do manete de potência em 75%, velocidade de 155 kt, vento nulo e FL 080, conforme descrito na Seção 5 do POH.

O abastecimento de combustível foi realizado no dia 18JUL2017, às 19h40min (UTC), em SBRD. De acordo com o comprovante de abastecimento, verificou-se que a aeronave foi abastecida com 165 litros de gasolina de aviação (43,6 U.S. GAL).

Considerando o consumo horário descrito na Seção 5 do POH *Range/Endurance Profile* de 11,6 Galões por hora, seriam necessários, aproximadamente, 26 U.S. GAL, ou 100 litros, para o voo pretendido.

Uma análise dos registros constantes no sistema DCERTA mostrou que os planos de voo da aeronave utilizavam como partida ou destino o Aeródromo Fazenda Santa Mônica (SWRS), Santo Antônio do Leverger, MT, distante cerca de 20 NM, da área utilizada na Fazenda Santa Edwiges.

Segundo relatos, a partida do motor e o táxi da aeronave até a área utilizada ocorreram sem qualquer anormalidade. Logo após a decolagem, estando a aeronave a cerca de 50 ft de altura, foi observado por um piloto que estava no solo e próximo ao final da área, uma fumaça preta sendo expelida pelo escapamento, seguida de um som característico de perda de potência do motor. Esse mesmo som característico foi relatado por outro observador que estava dentro de uma casa localizada nas proximidades da área.

Uma análise da Seção 5 do POH forneceu um valor aproximado de distância de decolagem (*takeoff distance*) de 470 metros, considerando uma pista seca de grama, peso de decolagem de 2.790 lbs, temperatura de 20° C, altitude do aeródromo de 575 ft e vento nulo.

Ao atingir 50 ft após a decolagem, instante em que houve a percepção dos primeiros sinais de falha ou mal funcionamento do motor, a aeronave havia percorrido em torno de 565 metros da área disponível, restando 635 metros à frente. Conforme previsto no gráfico de desempenho para a distância total de pouso (*landing distance*), esse comprimento restante ainda seria suficiente para a aeronave executar um pouso em frente e uma parada completa.

No caso de *Engine Failure on Takeoff - Low Altitude* (Falha do Motor na Decolagem Baixa Altitude), estava previsto na Seção 3, Procedimentos de Emergência, do POH, que, não havendo a possibilidade de religar o motor, o piloto deveria abaixar o nariz da aeronave de forma a estabelecer uma atitude e velocidade de planeio.

Em adição, estabelecia que o pouso deveria ser feito em um campo logo à frente, com curva apenas para evitar obstáculos, executando o máximo dos itens constantes da lista de verificação. Caso a decisão fosse o retorno à pista, essa manobra deveria ser realizada com o cuidado de a aeronave não entrar na condição de estol, como mostra a Figura 12.

Cirrus Design SR20	Section 3 Emergency Procedures
<h3><u>In-Flight Emergencies</u></h3> <h4>Engine Failure On Takeoff (Low Altitude)</h4>	
<p>If the engine fails immediately after becoming airborne, abort on the runway if possible. If altitude precludes a runway stop but is not sufficient to restart the engine, lower the nose to maintain airspeed and establish a glide attitude. In most cases, the landing should be made straight ahead, turning only to avoid obstructions. After establishing a glide for landing, perform as many of the checklist items as time permits.</p>	
<p>• WARNING •</p>	
<p>If a turn back to the runway is elected, be very careful not to stall the airplane.</p>	
<p>1. <u>Best Glide or Landing Speed (as appropriate)</u> ESTABLISH</p>	
<p>2. <u>Mixture</u> CUTOFF</p>	
<p>3. <u>Fuel Selector</u> OFF</p>	
<p>4. <u>Ignition Switch</u> OFF</p>	
<p>5. <u>Flaps</u> AS REQUIRED</p>	
<p><i>If time permits:</i></p>	
<p>6. <u>Power Lever</u> IDLE</p>	
<p>7. <u>Fuel Pump</u> OFF</p>	
<p>8. <u>Bat-Alt Master Switches</u> OFF</p>	
<p>9. <u>Seat Belts</u> ENSURE SECURED</p>	

Figura 12 - Procedimentos de emergência para falha do motor logo após a decolagem, estando a baixa altitude, conforme estabelecido pelo manual do fabricante.

Uma análise da área adjacente à utilizada para a decolagem permitiu concluir que, para além do prolongamento do eixo utilizado, havia algumas poucas árvores, sendo, no geral, livre de obstáculos naturais e artificiais, com terreno em área plana e sem muitas irregularidades, apresentando, pois, condições propícias à realização do pouso em frente.

A cerca de 200 ft de altura, a aeronave foi avistada derivando levemente à direita do eixo de decolagem e, em seguida, executou uma curva acentuada à esquerda (aproximadamente 60 graus de inclinação) ao mesmo tempo em que perdia altura. Ainda segundo relato, quando bem próxima ao solo, a aeronave realizou um giro de asa para a direita e colidiu contra o solo a uma distância de 420 metros do final da área utilizada para a decolagem.

Não houve o acionamento do CAPS, conforme recomendado pelo fabricante no seu Guia (Figura 13).

Altura sobre o solo (AGL)	Ação recomendada
0' – 500' (600' G5)	Pouse em frente*
500' (600' G5) – 2000'	Acione o CAPS imediatamente
2000' or Greater	Pesquisa de pane, use o CAPS conforme requerido

*Ative o CAPS imediatamente se não existir outra alternativa de sobrevivência.

Figura 13 - Ações recomendadas para utilização do CAPS.

A análise dos destroços permitiu afirmar que a aeronave se encontrava com os flapes na posição 100%, estima-se que a velocidade no momento da curva era da ordem de 75 KIAS (velocidade para livrar obstáculos a 50 ft) a 85 KIAS (velocidade de recolhimento dos flapes) ou menos, levando-se em consideração as velocidades previstas durante uma operação normal, conforme estava descrito na Seção 4, do POH (*Airspeed for Normal Operations*).

Segundo constava no manual de operação da aeronave, Seção 5, *Stall Speeds*, as velocidades de estol eram apresentadas em função da posição do Centro de Gravidade, posição dos flapes e ângulo de inclinação (Figuras 14). Ainda de acordo com o manual, a altitude perdida durante uma condição de estol, com asas niveladas, era de 250 ft ou mais, sendo esta condição agravada quando em curva.

Weight LB	Bank Angle Deg	STALL SPEEDS					
		Flaps 0% Full Up		Flaps 50%		Flaps 100% Full Down	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
3000 Most FWD C.G.	0	65	67	61	63	56	59
	15	66	68	62	64	57	60
	30	70	72	65	68	61	63
	45	78	80	72	75	67	70
	60	92	95	86	89	80	83
3000 Most AFT C.G.	0	64	66	59	62	54	57
	15	65	67	60	63	55	58
	30	69	71	64	66	58	61
	45	76	78	71	73	64	68
	60	90	93	84	87	76	81

Figura 14 - Velocidades de estol da aeronave Cirrus SR20. Em destaque, as velocidades para a condição de 60 graus de inclinação de asa.

O *Airplane Flying Handbook*, publicado pela *Federal Aviation Administration* (FAA), revisão de 2016, estabelecia no tópico Falha do Motor após a Decolagem (Avião Monomotor) que a altura disponível era, em muitos casos, o fator de sucesso na realização

de um pouso de emergência e seria mais seguro estabelecer imediatamente a atitude apropriada de planeio, selecionando um campo diretamente à frente ou levemente ao lado da trajetória de decolagem, sendo desaconselhável tentar voltar ao campo de onde foi realizada a decolagem.

Tomando-se por base o que preconizava o manual de voo da aeronave em relação à máxima razão de planeio (10.9:1), estando a aeronave a 200 ft AGL, seguindo-se os procedimentos e condições estabelecidas pelo fabricante para uma falha de motor, era possível que a aeronave pudesse voar à frente a uma distância no solo que se aproximava de 0,35 NM (660 metros), conforme Figura 15.

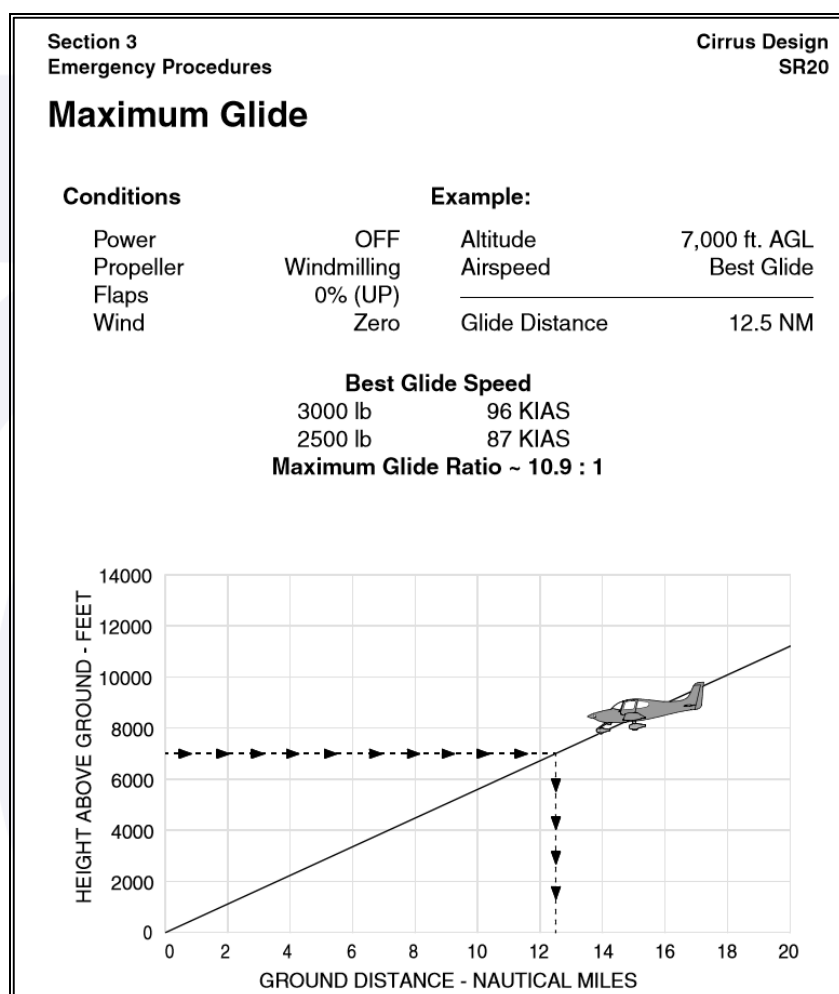


Figura 15 - Gráfico da máxima razão de planeio.

1.19. Informações adicionais.

Nada a relatar.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo privado entre a Fazenda Santa Edwiges e SBPP, transportando o proprietário da aeronave.

O piloto estava qualificado, possuía experiência no tipo de voo e, segundo os dados obtidos, ele dispôs de tempo para repouso adequado antes da realização do voo.

Conforme os cálculos realizados, o combustível era suficiente para cumprir o voo pretendido com segurança.

De acordo com dados levantados, as condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual, podendo-se afirmar que não houve qualquer contribuição desse fator na cadeia de eventos que levaram ao acidente.

Ainda segundo relatos, o pré-voo da aeronave foi iniciado em horário que permitia um tempo adequado para a conclusão de tais verificações. Tal procedimento foi realizado pelo piloto antes da primeira decolagem do dia e sem consulta ao manual.

A partida do motor e o táxi foram realizados sem problemas aparentes. Logo após a decolagem, ocorrida por volta das 11h00min (UTC), estando a aeronave a cerca de 50 ft de altura, um observador avistou fumaça preta sendo expelida pelo escapamento do motor. Em seguida, houve um barulho característico de funcionamento anormal do motor.

As análises realizadas no motor pelos investigadores não detectaram anormalidades em suas regulagens, sistema de lubrificação, sistema de ignição, componentes internos, e nem a existência de vazamentos em testes de bancada.

No entanto, foi constatada uma fratura no eixo de acionamento da bomba de combustível. Havia uma região de pré-trinca nas superfícies da fratura, seguida por uma região de ruptura por sobrecarga em torção, revelando um aspecto de fratura frágil devido aos mecanismos de fratura por clivagem e intergranular.

Concluiu-se que a fratura do eixo da bomba de combustível ocorreu inicialmente de modo frágil, com a formação de uma pré-trinca de aproximadamente 0,5 mm, seguida por uma fratura dúctil por torção. Exames complementares indicaram que o eixo quebrado pode ter sofrido um tratamento térmico que facilitou a sua fratura em serviço.

A falha da bomba de combustível restringiu a alimentação do motor, acarretando perda de potência.

De acordo com os cálculos realizados, ao atingir 50 ft, instante em que houve a percepção dos primeiros sinais de falha do motor, a aeronave havia percorrido em torno de 565 metros da área, restando 635 metros à frente.

Conforme previsto no gráfico de desempenho para a distância total de pouso (*landing distance*), esse comprimento restante ainda seria suficiente para a aeronave executar um pouso em frente e uma parada completa, o que estava previsto no procedimento Falha do Motor na Decolagem (Baixa Altitude), segundo constava na Seção 3, Procedimentos de Emergência, do POH.

O piloto optou por prosseguir na decolagem, ganhando altitude até aproximadamente 200 ft AGL.

A, aproximadamente, 200 ft de altura, é possível que o piloto tenha executado uma curva de reversão à esquerda para posicionar-se na aproximação final no sentido oposto ao da decolagem.

Em condições de curva, a velocidade de estol aumenta, conforme mostrado na Figura 14. Quando o piloto executou uma curva de aproximadamente 60 graus de inclinação com os flapes na posição 100%, a velocidade de estol aproximou-se da velocidade mantida naquele instante pela aeronave.

O POH da aeronave Cirrus SR20 estabelecia que o pouso deveria ser feito em um campo logo à frente, com curva apenas para evitar obstáculos. Caso a decisão fosse um retorno à pista, essa manobra deveria ser realizada com cuidado para a aeronave não entrar na condição de estol.

O terreno no prolongamento da área utilizada para a decolagem apresentava condições propícias à realização do pouso em frente, o que aumentaria as chances de sucesso durante a emergência.

Conforme os cálculos realizados, estando a aeronave a 200 ft AGL, era possível que a aeronave pudesse voar à frente a uma distância no solo que se aproximava de 0,35 NM (660 m). Caso prosseguisse para o pouso em frente, o piloto teria um tempo maior para a escolha do melhor local, o que lhe possibilitaria se concentrar nos procedimentos previstos para a emergência.

Assim, inferiu-se que, diante da situação de emergência, o piloto pudesse ter julgado que a potência restante fosse suficiente para sustentar o voo a baixa altura, durante a curva de reversão para retorno à pista, sendo essa sua decisão possivelmente influenciada pelo receio em relação às consequências que poderiam advir de um pouso em frente.

Apesar da situação crítica, não houve acionamento do CAPS, provavelmente motivado por um baixo nível de alerta situacional, tendo em vista que a mentalização das ações a serem adotadas deveriam ser feitas antes da decolagem, conforme recomendado pelo fabricante no Guia do CAPS.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula, motor e hélice estavam atualizadas;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) houve uma fratura do eixo da bomba de combustível acionada pelo motor, a qual ocorreu inicialmente de modo frágil, com a formação de uma pré-trinca de aproximadamente 0,5 mm, seguida por uma fratura dútil por torção;
- i) a falha da bomba de combustível impediu que o motor da aeronave funcionasse como requerido, ocasionando uma perda de potência;
- j) o motor apresentou um som característico de falha ou mal funcionamento, logo depois que a aeronave deixou o solo a, aproximadamente, 50 ft de altura, sendo expelida uma fumaça preta pelo escapamento;
- k) os procedimentos operacionais recomendados nos manuais de instrução de pilotagem básica e comuns a aeronaves similares ao SR20 recomendavam o pouso em frente na situação apresentada;
- l) conforme relatos, a aeronave entrou em curva de grande inclinação à esquerda e perdeu altura;
- m) o prolongamento do eixo de decolagem da área utilizada apresentava terreno com características que permitiam um pouso em frente;
- n) não houve acionamento do CAPS;
- o) a aeronave teve danos substanciais; e

p) o piloto e o passageiro sofreram lesões fatais.

3.2. Fatores contribuintes.

- Aplicação dos comandos - contribuiu.

Diante de uma condição de falha ou mal funcionamento do motor, estando a aeronave a baixa altura, verificou-se que a aplicação dos comandos para a realização de uma curva com grande ângulo de rolagem contribuiu para o aumento da velocidade de estol, provocando a perda de sustentação da aeronave e colisão contra o solo.

- Capacitação e treinamento - indeterminado.

O treinamento e a mentalização da utilização do CAPS poderiam ter induzido o piloto a acioná-lo, aumentando a possibilidade de redução dos danos causados.

- Fabricação - indeterminado.

É possível que o eixo da bomba de combustível tenha passado por tratamentos térmicos inadequados, os quais alteraram suas propriedades mecânicas.

- Julgamento de Pilotagem - contribuiu.

Houve uma avaliação inadequada em relação à possibilidade de regresso à área de decolagem e da utilização do CAPS após a falha do motor, conforme orientavam os manuais.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Recomendação de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade.

Em consonância com a Lei nº 7.565/1986, as recomendações são emitidas unicamente em proveito da segurança de voo. Estas devem ser tratadas conforme estabelecido na NSCA 3-13 “Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro”.

À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:

A-095/CENIPA/2017 - 01

Emitida em: 08/07/2022

Atuar junto ao representante da *Continental Motors* no Brasil buscando implementar melhorias no processo de recondicionamento e de controle de qualidade, garantindo que todos os componentes instalados no motor mantenham as propriedades mecânicas originais.

A-095/CENIPA/2017 - 02

Emitida em: 08/07/2022

Divulgar os ensinamentos colhidos nesta investigação aos operadores de aeronave modelos SR20 e SR22 e aos Centros de Instrução de Aviação Civil certificados para ministrarem cursos teóricos e práticos nesses modelos de aeronave, a fim de incentivar a participação dos pilotos nos treinamentos de reciclagem e nos cursos gratuitos oferecidos pelo fabricante sobre o sistema CAPS.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em, 8 de julho de 2022.

