

**COMANDO DA AERONÁUTICA**  
**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE**  
**ACIDENTES AERONÁUTICOS**



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-008/CENIPA/2022**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PR-JGV</b>
<b>MODELO:</b>	<b>58</b>
<b>DATA:</b>	<b>19JAN2022</b>



## 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 da Investigação SIPAER 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 Final foi disponibilizado à Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) e ao Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) para que as análises técnico-científicas desta investigação sejam utilizadas como fonte de dados e informações, objetivando a identificação de perigos e avaliação de riscos, conforme disposto no Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil (PSO-BR).*

*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 se resguardarem 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.*

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

## SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-JGV, modelo 58, ocorrido em 19JAN2022, tipificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor”.

Durante a aproximação para pouso no Aeródromo Bacacheri (SBBI), Curitiba, PR, houve perda de potência no motor esquerdo. O piloto tentou realizar a aproximação direta para a cabeceira 18, porém efetuou o toque em uma área gramada do aeródromo, vindo a colidir contra um barranco de contenção.

A aeronave teve danos substanciais.

Todos os ocupantes saíram ilesos.

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



## ÍNDICE

<b>GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS .....</b>	<b>5</b>
<b>1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....</b>	<b>6</b>
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave. ....	7
1.4. Outros danos.....	9
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	9
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	9
1.5.2. Formação.....	9
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	9
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	9
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	9
1.6. Informações acerca da aeronave.....	9
1.7. Informações meteorológicas.....	10
1.8. Auxílios à navegação.....	10
1.9. Comunicações.....	12
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	13
1.11. Gravadores de voo.....	14
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	14
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	16
1.13.1. Aspectos médicos.....	16
1.13.2. Informações ergonômicas.....	16
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	16
1.14. Informações acerca de fogo.....	16
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	16
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	16
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	20
1.18. Informações operacionais.....	20
1.19. Informações adicionais.....	22
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	23
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>23</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>25</b>
3.1. Fatos.....	25
3.2. Fatores contribuintes.....	25
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>26</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>26</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

ADC	<i>Aerodrome Chart</i> - carta de aeródromo
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - manual de voo da aeronave
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APMS	Antes do Ponto Morto Superior
APP-CT	Controle de Aproximação de Curitiba
ASDA	<i>Accelerate-Stop Distance Available</i> - distância disponível para aceleração e parada
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CVA	Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
IAF	<i>Initial Approach Fix</i> - fixo de aproximação inicial
ICA	Instrução do Comando da Aeronáutica
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - regras de voo por instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
IS	Instrução Suplementar
LDA	<i>Landing Distance Available</i> - distância disponível para pouso
MLTE	Habilitação de Classe Avião Multimotor Terrestre
OM	Organização de Manutenção
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PIC	Piloto em Comando
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PN	<i>Part Number</i> - número de peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RNP	<i>Required Navigation Performance</i> - performance de navegação requerida
SBBI	Designativo de localidade - Aeródromo Bacacheri, Curitiba, PR
SSKG	Designativo de localidade - Aeródromo Estância Santa Maria, Campo Grande, MS
TCU	<i>Towering Cumulus</i> - cumulus encastelados
TODA	<i>Take-Off Distance Available</i> - distância disponível para decolagem
TORA	<i>Take-Off Run Available</i> - Pista Disponível para corrida de decolagem
TPP	Categoria de Registro de Aeronave de Serviços Aéreos Privados
TWR-BI	Torre de Controle de Bacacheri
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - regras de voo visual

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> 58 <b>Matrícula:</b> PR-JGV <b>Fabricante:</b> Beech Aircraft	<b>Operador:</b> Pajoara Indústria e Comércio Ltda.
<b>Ocorrência</b>	<b>Data/hora:</b> 19JAN2022 - 16:05 (UTC) <b>Local:</b> Aeródromo Bacacheri (SBBI) <b>Lat.</b> 25°24'12"S <b>Long.</b> 049°14'01"W <b>Município - UF:</b> Curitiba - PR	<b>Tipo(s):</b> [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Estância Santa Maria (SSKG), Campo Grande, MS, com destino ao Aeródromo Bacacheri (SBBI), Curitiba, PR, por volta das 13h45min (UTC), a fim de realizar um voo privado de transporte, tendo um piloto e cinco passageiros a bordo.

Durante a aproximação para SBBI, o motor esquerdo deixou de responder aos comandos do Piloto em Comando (PIC) e permaneceu em potência mínima.

O PIC efetuou o corte do motor esquerdo e pousou em uma área gramada dentro do sítio aeroportuário.



Figura 1 - Posição final da aeronave e marcas do deslocamento pela área gramada.

A aeronave teve danos substanciais e todos os ocupantes saíram ilesos.

### 1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	1	5	-

### 1.3. Danos à aeronave.

O pouso fora da pista, em área gramada, acarretou danos substanciais no trem de pouso, sendo que as pernas do trem principal esquerdo e do auxiliar se separaram da aeronave (Figura 2).



Figura 2 - Trem de pouso principal esquerdo (A) e trem de pouso auxiliar (B).

As pás da hélice do motor esquerdo foram encontradas na posição de passo bandeira, sendo que apenas uma apresentava danos no sentido longitudinal (Figura 3).



Figura 3 - Pás do motor esquerdo em passo bandeira e danos no sentido longitudinal.

As pás da hélice do motor direito foram encontradas em posição diferente do passo bandeira e todas apresentavam danos no sentido longitudinal, em direção à cauda da aeronave (Figura 4).



Figura 4 - Pás do motor direito fora do passo bandeira com danos no sentido longitudinal.

A carenagem de ambos os motores e a seção dianteira da fuselagem permaneceram relativamente preservadas, com um amassamento significativo concentrado na parte frontal (Figura 5).



Figura 5 - Vista dos danos causados nas pás das hélices e na fuselagem.

#### 1.4. Outros danos.

Não houve.

#### 1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

##### 1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	PIC
Totais	1.650:00
Totais, nos últimos 30 dias	06:42
Totais, nas últimas 24 horas	02:20
Neste tipo de aeronave	183:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	02:20
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:20

**Obs.:** os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) do piloto.

##### 1.5.2. Formação.

O PIC realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no *Cloud Dancer Aviation* (DeLand-FL), Estado da Flórida, Estados Unidos da América, em 2012.

Posteriormente, por meio de processo administrativo, foi solicitado à Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) a convalidação da licença obtida, em 27SET2012.

##### 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 Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor.

##### 1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O PIC possuía experiência em outros modelos classificados como bimotor leve, como PA34T e 55. Também havia operado os seguintes modelos de aeronaves: CAP4; AB115; C150; C152; C172; C206; SR22; P28R; P28T; BE36 e PC6.

O PIC estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo.

##### 1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

O piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) em vigor.

#### 1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série TH-1924, foi fabricada pela *Beech Aircraft*, em 1999, estava inscrita na Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados (TPP) e era operada pela Pajoara Indústria e Comércio Ltda.

O Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) estava válido.

Os lançamentos mensais nas cadernetas de célula, motores e hélices estavam desatualizados na Parte I (Registros Mensais de Utilização).

A última inspeção da aeronave, do tipo "50 horas", com emissão do CVA, foi realizada, em 20AGO2021, pela Organização de Manutenção (OM) ATM, Campo Grande, MS, estando com 48 horas voadas após a inspeção.

A última intervenção de manutenção mais abrangente da aeronave foi realizada, em 16ABR2021, pela OM FENIX Aviação Ltda., Arapongas, PR, estando com 66 horas e 35 minutos voados após a revisão.

A aeronave *Beech Aircraft Baron 58* era equipada com dois motores *Teledyne Continental*, modelo IO-550-C, com injeção de combustível, ação direta, resfriamento a ar, com seis cilindros dispostos de forma horizontal e oposta.

Os comandos dos motores eram realizados por meio dos manetes de controle localizados na parte superior do pedestal central, conforme Figura 6.



Figura 6 - Imagem da posição dos manetes de potência, hélice e combustível após o acidente.

O funcionamento das alavancas ocorria por meio do deslocamento horizontal para a frente, sentido de aumento da propriedade a qual o manete estava relacionado, e para trás, sentido de diminuição.

A transmissão dos ajustes realizados nas superfícies de comando de potência, hélice e mistura de combustível ocorriam por meio de cabos de aço, que ligavam cada haste ao respectivo sistema de ajuste.

O comandamento do manete de potência atuava por meio de cabo no servo injetor, abrindo e fechando a válvula do tipo borboleta, que realizava o ajuste da mistura ar/combustível, para definir o nível de potência requerido para o momento do voo. Esse mesmo conjunto comandava uma válvula de fluxo, ajustando o volume de combustível ideal para o motor, de acordo com a massa de ar que era admitida no momento.

### 1.7. Informações meteorológicas.

As condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização da operação sob as regras do tipo de voo proposto.

### 1.8. Auxílios à navegação.

O PIC informou que realizaria o procedimento *Required Navigation Performance* (RNP - performance de navegação requerida) RNP B RWY 36, do aeródromo SBBI, conforme Figura 7.

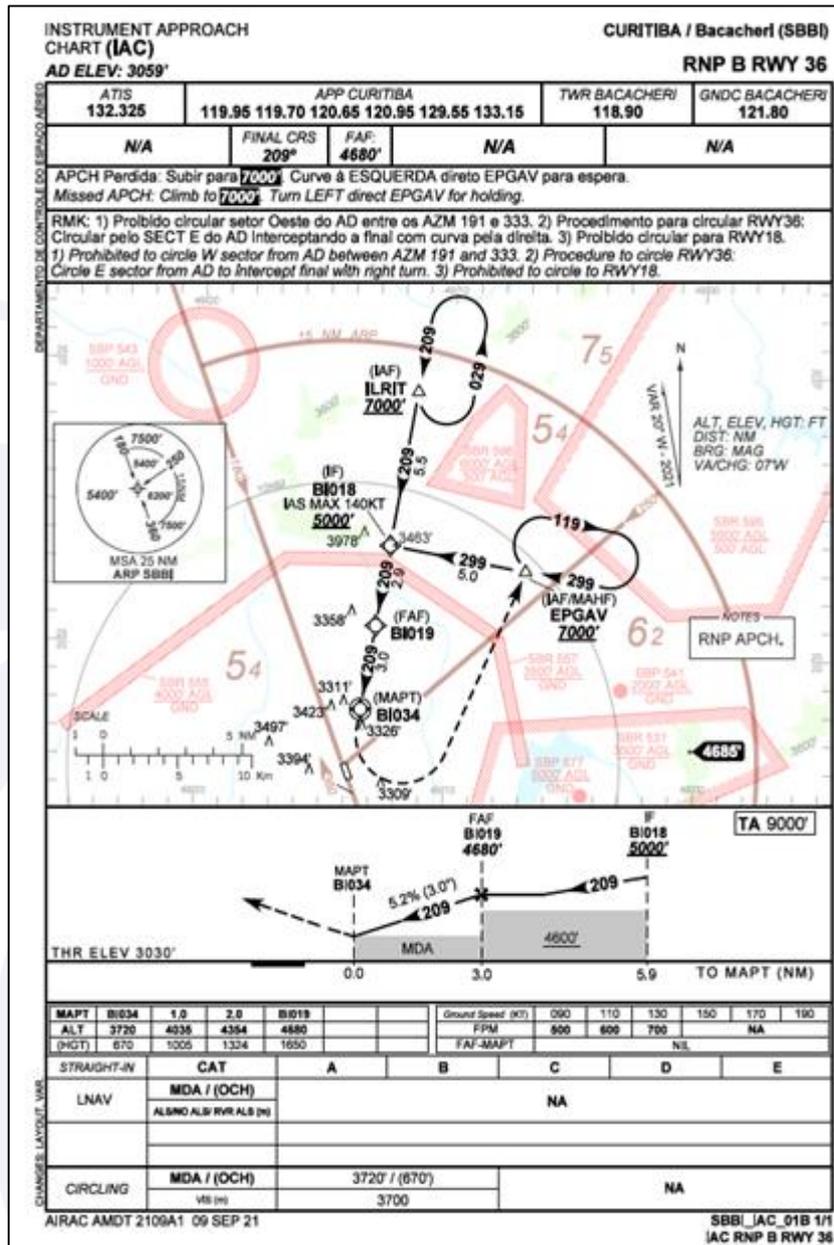


Figura 7 - Procedimento RNP B RWY 36 de SBBi que seria realizado.

A altura prevista para o *Initial Approach Fix* (IAF - fixo de aproximação inicial) era de 7.000 ft, cerca de 3.940 ft acima da altitude da pista de SBBi, afastado 13 NM, na radial 030°.

Momentos antes de iniciar o procedimento RNP B RWY 36, o PIC voou em uma proa direta para SBBi, com o objetivo de tentar efetuar o pouso na pista 18, ficando à direita do perfil do procedimento, conforme Figura 8.



Figura 8 - PR-JGV seguindo um perfil à direita do previsto para o procedimento RNP B RWY 36.

### 1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios das comunicações entre o piloto do PR-JGV e os órgãos de controle, verificou-se que o PIC manteve contato bilateral com o Controle de Aproximação de Curitiba (APP-CT) e com a Torre de Controle de Bacacheri (TWR-BI), momentos antes do acidente.

Após ser orientado a realizar o contato com a TWR-BI, o PR-JGV iniciou a chamada às 16h05min49s (UTC), reportando estar visual com o campo. Nesse momento, solicitou o pouso na cabeceira 18 e informou que estava com dificuldades de manter a altitude.

Com a finalidade de fundamentar as análises acerca da sequência de eventos que antecederam a aproximação entre as aeronaves, a Comissão de Investigação destacou algumas transmissões que podem auxiliar no entendimento da dinâmica da ocorrência. Para o registro dos horários descritos neste campo, utilizou-se, como referência, o *Universal Time Coordinated* (UTC - tempo universal coordenado).

- 16h05min49s - PRJGV - torre Bacacheri é o Juliett Golf Víctor tá tentando... tá visual com o campo. Tá tentando segurar altitude.
- 16h05min57s - TWR-BI - Juliett Golf Víctor boa tarde, Torre Bacacheri. a pista em uso é a três meia, ajuste uno zero dois uno, prossiga para pouso no Bacacheri. Informo o vento três quatro zero graus com meia dúzia de nós, confirme intenções.
- 16h06min08s - PRJGV - possível utilizar a uno oito, Juliett Golf Víctor?
- 16h06min12s - TWR-BI - a seu critério. Reporte na final da uno oito, Juliett Golf Víctor.

A autorização de pouso na cabeceira 18 ocorreu às 16h07min51s, após a TWR-BI ter confirmado o avistamento da aeronave.

- 16h07min46s - TWR-BI - o Juliett Golf Víctor, avistado. Autorizado pouso zero três zero graus com meia dúzia de nós.
- 16h07min51s - PRJGV - autorizado o pouso Juliett Golf Víctor.

Às 16h08min23s, a aeronave PP-GBK, que se encontrava na *Taxiway B* do aeródromo, reportou à TWR-BI sobre o acidente, informando estar visual com a aeronave que havia cruzado a pista de pouso.

- 16h08min23s - PPGBK - Golf Bravo Kilo “tá” visual com a aeronave que varou a pista.
- 16h08min25s - TWR-BI - ciente grato pela informação.

### 1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público/militar, administrado pela CCR Aeroportos e operava sob *Visual Flight Rules* (VFR - regras de voo visual) e por *Instrument Flight Rules* (IFR - regras de voo por instrumentos), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 18/36, possuía dimensões de 1.390 x 31 m, com elevação de 3.059 ft.

As distâncias declaradas de *Take Off Run Available* (TORA - pista disponível para decolagem), *Take Off Distance Available* (TODA - distância disponível para decolagem), *Accelerate-Stop Distance Available* (ASDA - distância disponível de aceleração e parada) e *Landing Distance Available* (LDA - distância utilizável de pouso), correspondiam àquelas descritas na *Aerodrome Chart* (ADC - carta de aeródromo), conforme a Figura 9.

RWY	TORA(m)	TODA(m)	ASDA(m)	LDA(m)
18	1390	1390	1390	1090
36	1090	1090	1390	1390

Figura 9 - Distâncias declaradas da pista de SBBI, conforme ADC, 01MAR2018.

O aeródromo possuía uma pista de pouso e decolagem, quatro *taxiways* (A, B, C e D), um pátio de estacionamento para embarque e desembarque junto ao terminal de passageiros e uma área de hangares (Figura 10).

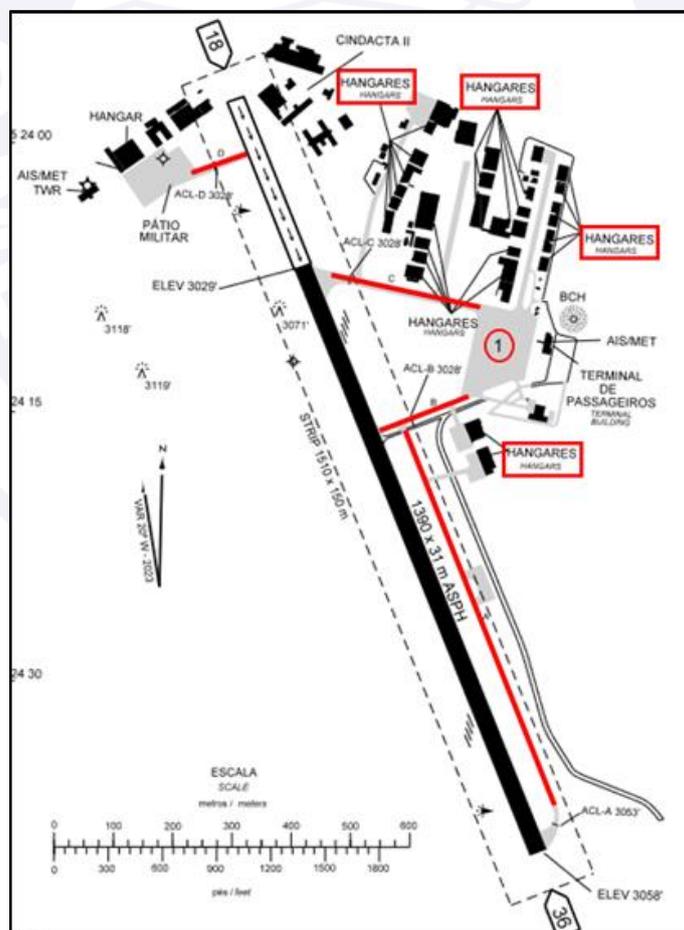


Figura 10 - ADC de SBBI, com destaque para as *taxiways* e edificações.

### 1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

### 1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

De acordo com as evidências físicas do local do primeiro impacto, juntamente com o observado nas imagens da câmera de vigilância do aeródromo, a aeronave voava no rumo 218°, na tentativa de se aproximar para pouso na cabeceira da pista 18.

A aeronave sobrevoou a área dos hangares, conforme a Figura 11.



Figura 11 - Imagem captada por uma câmera de vigilância, quando o PR-JGV sobrevoava a área de hangares, antes do pouso de emergência.

O pouso ocorreu em uma área gramada, entre as *taxiways* C e B, tendo a aeronave se deslocado por cerca de 250 m até cruzar a pista de pouso e se chocar contra um barranco de contenção (Figura 12).



Figura 12 - Trajetória do PR-JGV sobre o Aeródromo de Bacacheri, até o momento da parada total.

O trem de pouso principal esquerdo e o trem auxiliar se separaram da aeronave durante a corrida pós-pouso em terreno acidentado.

Quanto aos motores, o esquerdo apresentava indícios de estar na posição embandeirada. O motor direito apresentava características de funcionamento no momento do pouso.

A maior parte dos danos da aeronave se concentraram na parte inferior frontal da fuselagem, no sistema hidráulico, no trem de pouso e no conjunto motopropulsor.

Os manetes de potência e de combustível de ambos os motores estavam em posição recuada, compatíveis com o corte dos motores. O manete de controle de passo da hélice esquerda estava recuado, posição compatível com a situação de embandeiramento. O manete da hélice direita estava à frente.

A seletora de combustível do lado esquerdo estava na posição OFF, enquanto a seletora de combustível do lado direito estava na posição CROSS FEED. As posições encontradas eram compatíveis com a condição de alimentação cruzada de combustível, conforme a Figura 13.

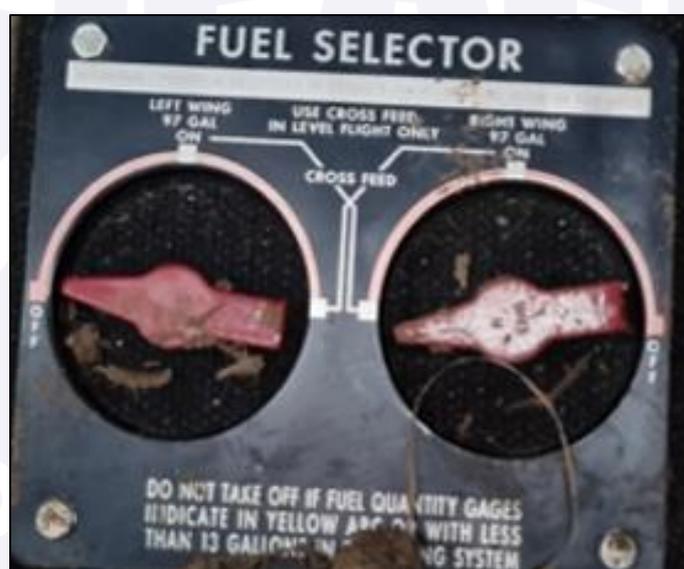


Figura 13 - Posição da seletora de combustível do lado esquerdo em OFF e a seletora do lado direito em CROSS FEED.

A alavanca de comando do trem de pouso estava na posição DOWN, compatível com a situação de trem de pouso baixado e travado (Figura 14).



Figura 14 - Alavanca de atuação do trem de pouso na posição DOWN.

### **1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.**

#### **1.13.1. Aspectos médicos.**

Nada a relatar.

#### **1.13.2. Informações ergonômicas.**

Nada a relatar.

#### **1.13.3. Aspectos Psicológicos.**

Nada a relatar.

### **1.14. Informações acerca de fogo.**

Não houve fogo.

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

Nada a relatar.

### **1.16. Exames, testes e pesquisas.**

Os motores instalados na aeronave, modelo IO-550-C, possuíam um total de 1.965 horas de operação e voaram cerca de 379 horas desde a última revisão geral.

Foram executados exames e testes no motor esquerdo, que apresentou sinais de impacto das hélices em passo bandeira, com a finalidade de determinar as condições de operação durante a aproximação para pouso em SBBI.

Externamente, o motor apresentava aspecto de integridade em seus componentes e acessórios, sem danos aparentes decorrentes do pouso de emergência executado (Figura 15).



Figura 15 - Motor esquerdo apresentava integridade externa.

Não foi possível realizar seu acionamento na própria aeronave devido aos demais danos estruturais encontrados.

Os exames nos bicos injetores do motor esquerdo indicaram que eles estavam desobstruídos (Figura 16).

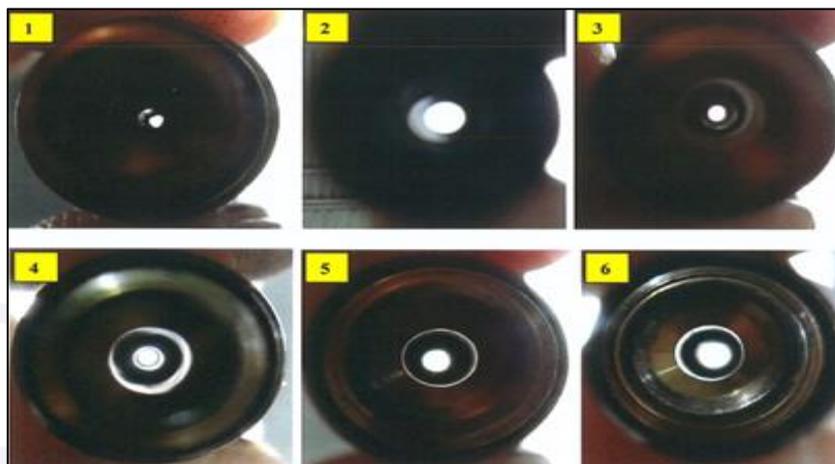


Figura 16 - Bicos injetores do motor esquerdo desobstruídos.

O distribuidor de combustível foi desmontado, não sendo observada contaminação em seu filtro interno. A bomba de combustível foi averiguada por meio de giro manual, o que resultou na expulsão do combustível remanescente que se encontrava em seu interior, indicando funcionamento normal.

A válvula de fluxo de combustível, instalada no corpo da borboleta, foi inspecionada e o filtro de entrada de combustível não apresentava contaminação.

O sistema de lubrificação apresentava o elemento filtrante principal limpo e sem a presença de nenhum material retido.

O ângulo do avanço de ignição inicial do motor apresentava uma janela de 24° “Antes do Ponto Morto Superior” (APMS) e estava de acordo com a plaqueta de identificação do motor. Os magnetos foram considerados sincronizados por meio do acendimento das luzes indicativas verificadas no “*Timing Light*”.

Os seis cilindros apresentavam compressão dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante, mesmo em condições de motor frio.

Considerando-se o bom estado dos componentes do conjunto motopropulsor, as características do acidente e os exames realizados, não foram encontradas discrepâncias que pudessem provocar o mau funcionamento do motor, especificamente nos sistemas de combustível, de ignição ou no filtro de óleo.

Durante a análise do motor realizada pelos membros da Comissão de Investigação, foi identificado que o conjunto do corpo do acelerador, THROTTLE ASM-AIR, possuía um dos suportes de fixação BRACKET-THR BODY SUPPORT partido (Figura 17).



Figura 17 - Vista geral do conjunto do corpo do acelerador, THROTTLE ASM-AIR, com destaque para o suporte de fixação partido.

Também foi observado que o cabo de comando do manete de potência estava rompido (Figura 18).

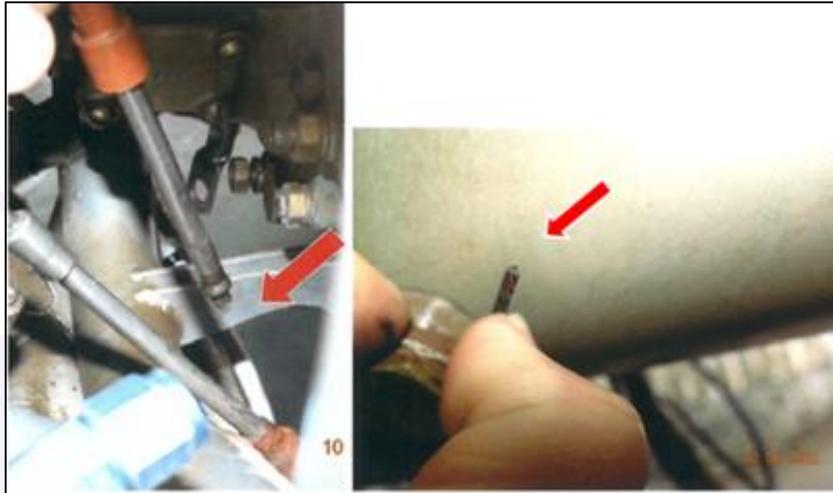


Figura 18 - Cabo de comando do manete de potência rompido.

Por meio desse cabo de comando, o piloto atuava na abertura e no fechamento da válvula tipo borboleta, que integrava o conjunto do corpo do acelerador, para definir o nível de potência do motor compatível com a seleção do manete de potência. Ademais, esse cabo atuava na válvula de fluxo, responsável por administrar a quantidade de combustível adequada à massa de ar admitida, mantendo a mistura ar-combustível compatível com os *inputs* dados.

Foram realizados exames laboratoriais nos componentes rompidos, com o objetivo de determinar o mecanismo de falha.

As eletrofotografias realizadas nos arames fraturados mostraram amassamento na face da superfície da fratura e estrias, indicativas do mecanismo de fadiga (Figura 19).

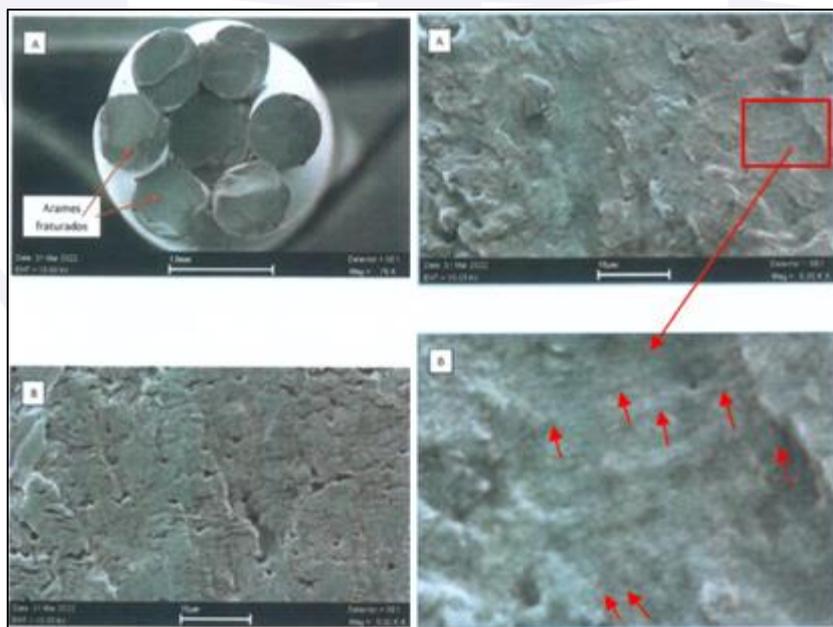


Figura 19 - Destaque para o mecanismo de fadiga no arame fraturado (setas vermelhas).

O suporte do corpo da borboleta apresentava deformação plástica, empenamento e fratura a, aproximadamente,  $45^\circ$ , indicando sobrecarga no suporte do conjunto do corpo do acelerador (THROTTLE ASM-AIR).

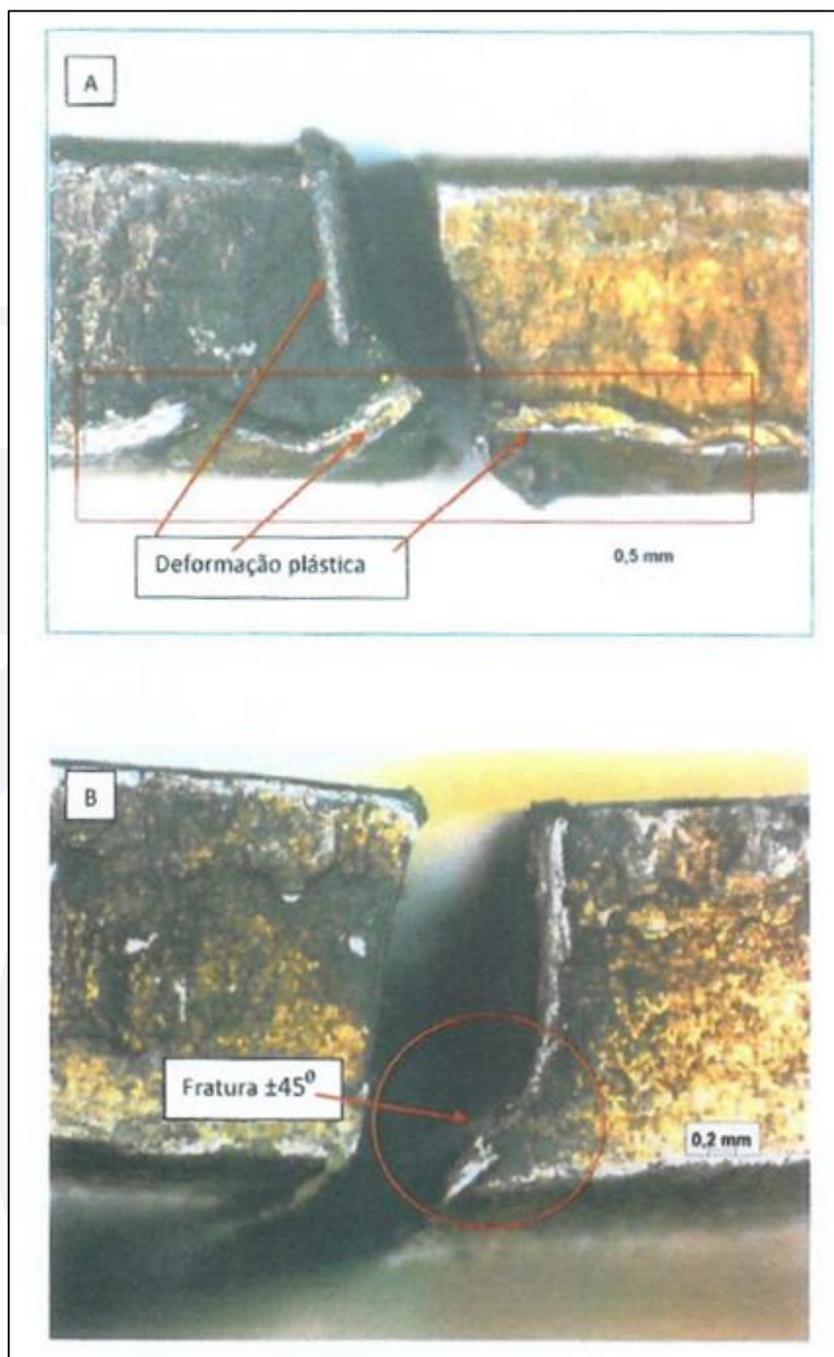


Figura 20 - Vista da fratura do suporte do conjunto do corpo do acelerador.

Foi observado que os itens fraturados haviam sido verificados durante a inspeção para emissão do CVA, em 20AGO2021, conforme Figura 21. O manual de manutenção da aeronave exigia a inspeção dos comandos do motor a cada inspeção de 100 horas ou anual, bem como a remoção das conexões e a verificação de desgaste a cada 300 horas.

MOTOR		
31	Área do(s) motor(es) quanto a vazamentos (óleo/combustível).	OK
32	Berço do(s) motor(es) quanto a trincas e folgas de fixação.	OK
33	Amortecedores flexíveis do(s) motor(es) – condições gerais.	OK
34	Controles do(s) motor(es) quanto a defeitos em geral.	OK
35	Tubulações/mangueiras do(s) motor(es) quanto a vazamentos.	OK
36	Conjuntos de escapamentos quanto a trincas e defeitos.	OK
37	Acessórios do(s) motor(es) quanto a defeitos aparentes.	OK
38	Capotas/Carenagens do(s) motor(es) – defeitos aparentes.	OK

Figura 21 - Lista de verificação do CVA do PR-JGV, de 20AGO2021.

Não foi possível determinar a data da última verificação de desgaste ou confirmar se algum dano foi identificado durante aquela inspeção.

Após a emissão do CVA, a aeronave voou 48 horas, não sendo registrado nenhum episódio relacionado a problemas ou falhas que envolvessem o suporte do corpo do acelerador.

Ambos os itens não possuíam número de série, tendo apenas o registro em catálogo com o *Part Number* (PN - número de peça) 102-389010-47 (cabo de controle) e PN 631840 (suporte).

#### **1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.**

Nada a relatar.

#### **1.18. Informações operacionais.**

A rota pretendida previa a decolagem de SSKG, às 13h00min (UTC), ascensão para o FL075 e proa direta para SBBI. O voo foi planejado para ser realizado sob regras de voo visual no aeródromo de partida e sob regras de voo por instrumentos no aeródromo de chegada.

O peso básico operacional da aeronave era de 4.079,4 lb e foi abastecida com 825 lb de gasolina de aviação. Acrescidos o peso do tripulante e dos passageiros, todos sem bagagens, obteve-se um peso de decolagem de 5.566 lb. O Peso Máximo de Decolagem (PMD) da aeronave, estabelecido pelo fabricante, era de 5.500 lb.

Durante o voo, foram consumidos cerca de 475 lb de combustível. Dessa forma, no momento da ocorrência, a aeronave estaria com 5.091 lb de peso total.

No decorrer da execução da descida, o piloto informou ter realizado os itens do *Descent e Before Landing Checklist*, com o intuito de iniciar a preparação para pouso em SBBI. Para reduzir a velocidade e executar o baixamento do trem de pouso, foram posicionados ambos os manetes de potência em mínimo, sendo relatado pelo PIC uma tendência de guinada de nariz à esquerda, a qual foi controlada com a atuação no pedal direito.

Nesse momento, o PIC reportou ter observado os parâmetros do motor, interpretando que havia ocorrido um apagamento do motor esquerdo. Na sequência, executou os procedimentos de *Engine Failure in Flight Checklist*, na configuração de potência mínima, hélice embandeirada e manete de mistura em corte.

Em seguida, o PIC declarou ter recolhido o trem de pouso de forma imediata, comandando-o embaixo momentos antes do toque. Informou que manteve o indicador de derrapagem centralizado, adicionando uma leve inclinação de asas para o lado do motor em funcionamento, e que tentou realizar o reacendimento do motor esquerdo por duas vezes, enquanto mantinha velocidade mínima de, aproximadamente, 81 kt e a proa de SBBI.

A aeronave percorreu cerca de 13 NM até o aeródromo, em constante descida. A aproximação foi convergente à pista, no sentido da cabeceira 18. O PIC sobrevoou a área de hangares e pousou em um gramado, entre as *taxiways* "C" e "B", percorrendo, aproximadamente, 250 m, cruzando a pista 18/36 e colidindo contra um barranco.

Para a realização do voo com apenas um motor operante, verificou-se pela tabela constante da Figura 22, *Section V - Performance*, do *Aircraft Flight Manual* (AFM - manual de voo de aeronave) que, nas condições estimadas no momento do acidente (temperatura de 29° C e peso de 5.100 lb), o teto de serviço era de, aproximadamente, 7.100 ft.

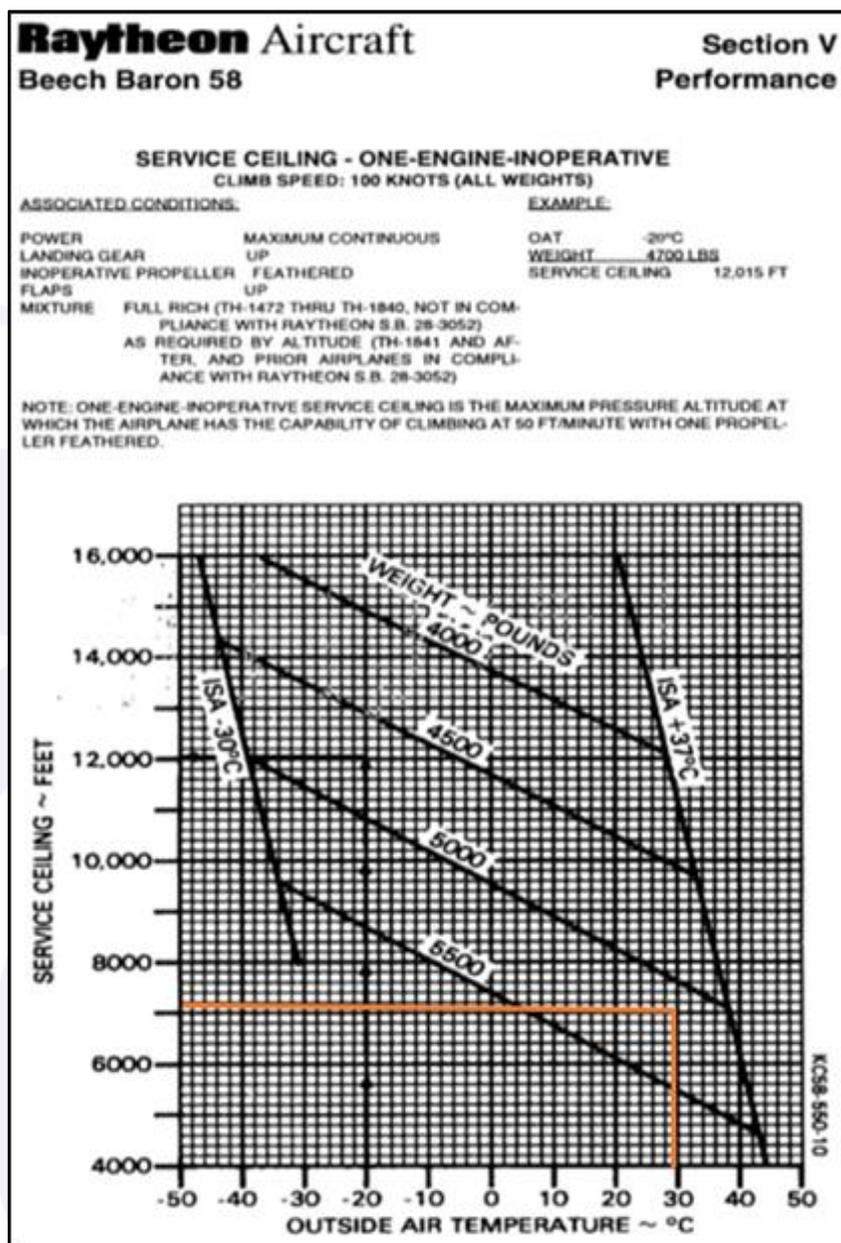


Figura 22 - Teto de serviço com um motor inoperante. Fonte: *Beech Baron 58 AFM, Section V, Performance Service Ceiling, ONE-ENGINE-INOPERATIVE.*

O gráfico da Figura 23 apresenta os parâmetros para o cálculo da performance de subida da aeronave com um motor inoperante, hélice do motor em pane na posição *feathered* (embandeirada) e velocidade à frente de 100 kt.

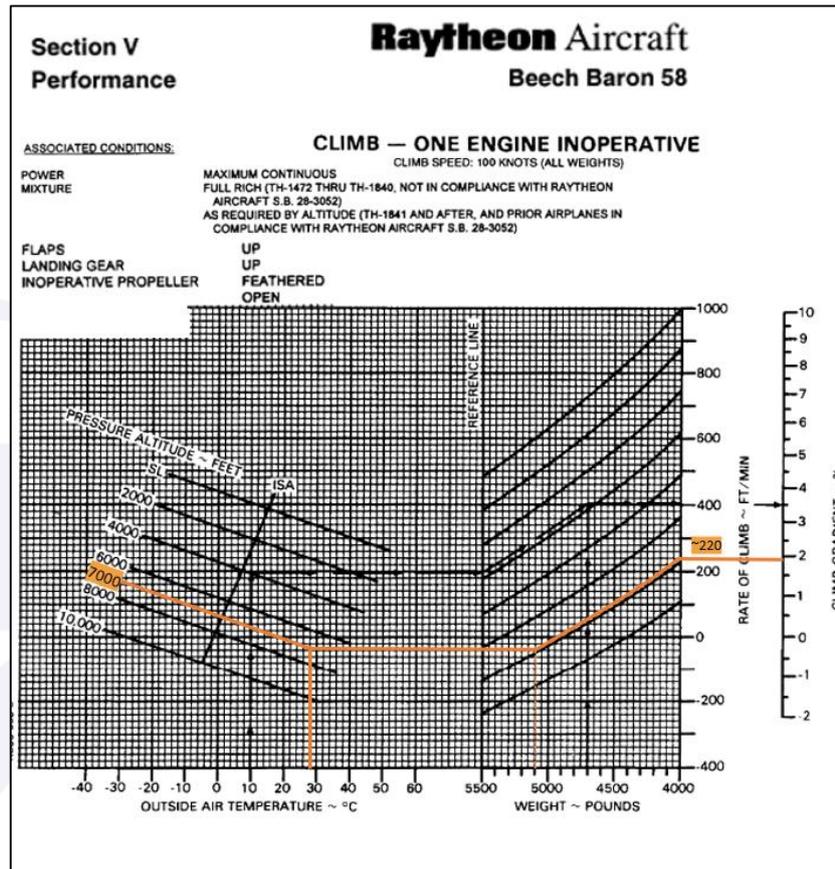


Figura 23 - Performance de subida com um motor inoperante.

Fonte: *Beech Baron 58 AFM, Section V, Climb, ONE ENGINE INOPERATIVE.*

Para as condições estimadas no momento do acidente (29°C de temperatura, altitude inicial de 7.000 ft e peso de 5.100 lb), a aeronave teria capacidade de manter uma subida com razão de, aproximadamente, 220 ft/min, com gradiente de 1,9%.

Sobre o treinamento para a execução de voo monomotor, o PIC declarou ter realizado o corte de um dos motores em voo durante o curso para obtenção da habilitação MLTE, experimentando a situação de monomotor real, em 2012. Nos voos de revalidações da habilitação MLTE e IFR eram realizadas aproximações por instrumentos com falha de motor simulado como manobra de realização compulsória para aeronaves multimotoras, conforme estabelecido na Instrução Suplementar (IS) nº 00-002G, que estabelecia os “Padrões para a Realização de Exames de Proficiência de Pilotos”.

Ao analisar as Fichas de Avaliação de Pilotos, preenchidas por ocasião da renovação da habilitação MLTE dos anos anteriores, não foram encontrados comentários que identificassem quaisquer dificuldades durante os treinamentos.

### 1.19. Informações adicionais.

Após a reconstituição dos eventos que originaram a ocorrência, bem como a revisão da visualização RADAR e das comunicações executadas entre o PR-JGV e os órgãos de controle do tráfego aéreo, foi verificado que o PIC não declarou urgência ou emergência durante o transcorrer da falha do motor.

A Instrução do Comando da Aeronáutica 100-12, “Regras do Ar”, emitida pelo Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA), trazia em seu item 3, Aplicabilidade das Regras do Ar, subitem 3.6, Aeronaves em Emergência, o seguinte texto:

- 3 APLICABILIDADE DAS REGRAS DO AR
- 3.6 AERONAVE EM EMERGÊNCIA

A aeronave em emergência que estiver na situação de socorro ou urgência deverá utilizar, por meio da radiotelefonia, a mensagem (sinal) correspondente prevista no Anexo A e no MCA 100-16 (Fraseologia de Tráfego Aéreo).

As condições de socorro e urgência são definidas como:

a) Socorro: uma condição em que a aeronave encontra-se ameaçada por um grave e/ou iminente perigo e requer assistência imediata; e

NOTA: A condição de socorro refere-se também à situação de emergência em que o acidente aeronáutico é inevitável ou já está consumado.

b) Urgência: uma condição que envolve a segurança da aeronave ou de alguma pessoa a bordo, mas que não requer assistência imediata.

## 1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

## 2. ANÁLISE.

A aeronave PR-JGV, modelo 58, estava registrada na categoria TPP e era operada pela empresa Pajoara Indústria e Comércio Ltda.

Tratava-se de um voo privado de transporte, tendo a bordo um piloto e cinco passageiros, no trecho SSKG para SBBI, com decolagem sob regras de voo visual e chegada sob regras de voo por instrumentos.

As análises realizadas concluíram que as condições meteorológicas e as características do aeródromo de pouso não contribuíram para o acidente.

Os lançamentos mensais nas cadernetas de célula, motores e hélices estavam desatualizados na Parte I (Registros Mensais de Utilização). Todavia, tal condição não interferiu na programação das ações de manutenção.

Momentos antes de interceptar o IAF do procedimento RNP B RWY 36, o PIC iniciou a redução de velocidade e o baixamento do trem de pouso. Durante a execução desses procedimentos, o piloto observou uma guinada de nariz para a esquerda, e ao observar a indicação nos instrumentos, interpretou que o motor esquerdo havia apagado.

Da posição em que a aeronave apresentou a falha, o PIC tomou uma proa direta para SBBI, prosseguindo em uma trajetória retilínea e descendente.

A aeronave se aproximou em direção convergente à pista, no sentido da cabeceira 18. Com altura insuficiente para pousar, a aeronave sobrevoou a área de hangares e pousou em um gramado, entre as *taxiways* "C" e "B", percorrendo, aproximadamente, 250 m, cruzando a pista 18/36, até colidir contra um barranco.

Os danos abrangeram o trem de pouso, o sistema hidráulico e os motores. Ao analisar as pás das hélices dos motores e os comandos dentro da cabine, constatou-se que o motor esquerdo estava cortado e embandeirado no momento do impacto, enquanto o direito apresentava baixa potência e fora do passo bandeira.

Ademais, verificou-se que a seletora de combustível do lado esquerdo estava na posição OFF, no entanto, a seletora de combustível do lado direito estava na posição CROSS FEED, indicando que havia alimentação cruzada de combustível para o motor esquerdo.

O motor esquerdo foi submetido a exames laboratoriais, a fim de definir suas condições de operação no momento do acidente. Externamente, apresentou aspecto de integridade, sem danos aparentes.

Os testes nesse motor concluíram que os sistemas de combustível, lubrificação e ignição apresentaram características compatíveis com o funcionamento normal no momento do acidente.

Contudo, durante os exames foram identificados dois componentes rompidos: um dos suportes de fixação do conjunto do corpo do acelerador (BRACKET-THR BODY SUPPORT) e o cabo de comando do manete de potência.

Ficou constatado que o suporte de fixação do conjunto do corpo do acelerador apresentava deformação plástica, empenamento e fratura a, aproximadamente, 45°, indicando esforço por sobrecarga. Pode-se inferir que a fratura causada no suporte de fixação tenha ocorrido durante o impacto da aeronave contra o terreno.

O rompimento do cabo de comando do manete de potência apresentava características de mecanismo de falha por fadiga. Foi considerada a hipótese que, ao longo do período de utilização, o cabo tenha sido submetido a uma condição que favoreceu a degradação prematura da sua estrutura, ou ainda, fora fabricado com desvios nas suas especificações de projeto.

Os registros de manutenção indicaram que ambos os componentes foram verificados durante a inspeção para a emissão do CVA. Não havia reportes de quaisquer eventos que justificassem os mecanismos de fratura observados e não foram encontradas escriturações sobre a troca desses itens.

Na cadeia de eventos subsequentes ao rompimento do cabo de comando do manete de potência, ocorreu a perda de controle da válvula tipo borboleta, fazendo com que o motor não respondesse mais aos comandos do piloto. Tal situação foi interpretada pelo PIC como apagamento do motor esquerdo, levando-o a executar os procedimentos de *Engine Failure in Flight*, incluindo o corte do motor.

Posteriormente, o PIC tentou o reacendimento em voo, entretanto, a impossibilidade de definir a abertura e fechamento da válvula borboleta por meio do manete de potência inviabilizou essa ação, obrigando o piloto a manter a aeronave na condição de voo com apenas um dos motores operando.

Ao consultar os gráficos presentes no AFM, verificou-se que a aeronave estaria dentro do teto de serviço com um motor operante, no peso de 5.100 lb, considerando-se a temperatura externa de até 29° C e uma altitude pressão de 7.100 ft.

Nessas condições, na altitude de início do procedimento, a 7.000 ft, seria possível manter uma razão de subida de, aproximadamente, 220 ft/min, com 100 kt e um gradiente de subida de 1,9%.

Não foram encontradas evidências de quaisquer condições que impedissem a manutenção do voo monomotor. Dessa forma, a hipótese mais provável foi que, ao se deparar com a condição anormal, o piloto iniciou os procedimentos de falha do motor e permitiu que a aeronave estabelecesse uma trajetória de descida inadequada para o pouso na cabeceira 18 de SBBI.

Além disso, ao tentar executar a partida do motor esquerdo em voo por duas vezes, sua atenção pode ter sido desviada da pilotagem, prejudicando sua avaliação de determinados parâmetros de controle do voo, como velocidade e razão de afundamento.

Embora não tenha contribuído com as consequências do acidente, foi verificado que o PIC não efetuou a comunicação adequada das condições enfrentadas em voo aos órgãos de controle de tráfego aéreo.

A ICA 100-12 estabelecia condições nas quais os órgãos de controle deveriam ser notificados, seja de uma condição de Socorro ou de Urgência, quando a aeronave se

encontrasse ameaçada por um grave e/ou iminente perigo, ou a situação de emergência em que o acidente aeronáutico fosse inevitável ou já estivesse consumado.

### 3. CONCLUSÕES.

#### 3.1. Fatos.

- a) o PIC estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) em vigor;
- b) o PIC estava com as habilitações de Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor;
- c) o PIC estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) os registros das cadernetas de célula, motores e hélices estavam desatualizados;
- g) as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo;
- h) no momento da falha do motor, o PIC abandonou o procedimento RNP B RWY 36 e prosseguiu em aproximação visual direta para pouso na cabeceira 18 de SBBI;
- i) o PIC não reportou a condição de emergência aos órgãos de controle do espaço aéreo;
- j) os exames realizados no motor esquerdo não identificaram discrepâncias que pudessem provocar o seu mau funcionamento, especificamente nos sistemas de combustível, de ignição ou no filtro de óleo;
- k) os exames realizados no motor esquerdo indicaram que o suporte do corpo do acelerador, PN 631840, apresentou fratura por sobrecarga;
- l) os exames realizados no motor esquerdo indicaram que o cabo de aço de comando do manete de potência, PN 102-389010-47, apresentava sinais de fratura por fadiga;
- m) a aeronave teve danos substanciais; e
- n) todos os ocupantes saíram ilesos.

#### 3.2. Fatores contribuintes.

- **Aplicação dos comandos - indeterminado.**

A atuação inadequada dos comandos, na situação de voo monomotor, pode ter contribuído para que a aeronave não mantivesse o perfil de pouso em uma aproximação direta para a cabeceira 18 de SBBI.

- **Atenção - indeterminado.**

A atenção dividida do PIC, decorrente da concentração nas tentativas de reacendimento do motor esquerdo, pode ter prejudicado a adequada manutenção dos parâmetros de voo em situação monomotor, impossibilitando a aeronave de alcançar o pouso na pista 18 de SBBI.

- **Fabricação - indeterminado.**

Uma deficiência no processo de fabricação, ou na montagem do cabo de aço de controle do manete de potência, PN 102-389010-47, pode ter contribuído para a degradação prematura da sua estrutura por meio do desenvolvimento de um processo de

fadiga de material, o qual levou ao seu rompimento total de forma inesperada durante a operação e resultou na impossibilidade de controle do motor esquerdo.

#### 4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

*Proposta de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir acidentes aeronáuticos 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-008/CENIPA/2022 - 01**

**Emitida em: 14/05/2025**

Avaliar junto ao detentor do certificado de tipo da aeronave modelo *Beechcraft 58* se os requisitos de manutenção em vigor são suficientes para assegurar que os cabos dos manetes de comando, PN - 102-389010-47, não venham a falhar em condições diferentes daquelas constantes nas suas especificações de projeto.

#### 5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em 14 de maio de 2025.