

CAMARATE

RELATÓRIO DA COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS
VIII COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR
À TRAGÉDIA DE CAMARATE

2022

NOTA PREAMBULAR

A publicação integral do Relatório apresentado pela Comissão Multidisciplinar de Peritos à VIII Comissão Parlamentar de Inquérito à Tragédia de Camarate (CPITC) foi uma das recomendações aprovadas pela IX CPITC, de que fui relator: «Recomendar ao Presidente da Assembleia da República e aos serviços competentes a edição pública do Relatório da Comissão Multidisciplinar de Peritos e respetivos Anexos, documentos distribuídos e apreciados na reunião de 6 de dezembro de 2004 da VIII CPITC, que constituem o registo parlamentar mais recente e mais completo e compreensivo sobre os factos ocorridos na Tragédia de Camarate, devendo a edição incluir a publicação também, como apenso, das posições discrepantes comunicadas por dois peritos.»

A publicação que agora se concretiza é, assim, uma parte complementar do relatório da IX CPITC.

Além da consistência própria do relatório da Comissão Multidisciplinar de Peritos, impressionou, na altura em que o ouvimos (15 de março de 2011), o depoimento do respetivo coordenador, Dr. Luís Laureano dos Santos.

Reafirmou tudo o que haviam concluído, destacando «o indício novo estabelecido pela Comissão Multidisciplinar decorrente do estudo dos restos do *cockpit* da aeronave sinistrada e dos danos no para-brisas, que, submetidos a exames periciais do Instituto Superior Técnico e da Sociedade Portuguesa de Materiais, determinaram que, nas palavras do depoente, “aquilo só poderia ter sido causado por explosão!”»

Além disso, acrescentou que «o Prof. Henrique Miranda, um dos peritos da Comissão Multidisciplinar, poderá ter chegado a conclusões mais precisas sobre o tipo de engenho explosivo que teria deflagrado na aeronave no início do voo», lamentando que, «em virtude do fecho precipitado da VIII CPITC, também na altura por dissolução da Assembleia da República, tivessem faltado “mais 15 dias” para a Comissão Multidisciplinar poder ir um pouco mais longe nas suas análises e conclusões» e recomendando que fosse ouvido. A IX CPITC deliberou proceder a essa audição do Prof. Henrique Miranda, o que já não teve oportunidade de concretizar, por ter sobrevivido, dias depois, a queda do governo, que arrastou nova dissolução da Assembleia da República e convocação de eleições. A missão transitaria para a X CPITC.

Como é referido no relatório da IX CPITC, «o Dr. Luís Laureano dos Santos, questionado a esse respeito, esclareceu também os termos e circunstâncias que explicam as manifestações discrepantes da Dr.^a Maria João Aleixo e do comandante Freitas Branco, que não acompanharam até final os trabalhos e conclusões da aludida Comissão Multidisciplinar de Peritos.»

Por seu turno, o relatório da VIII CPITC, que deliberara constituir a Comissão Multidisciplinar de Peritos, já comentara estas posições divergentes, nos pontos 11 a 14 do respetivo relatório, de que recordo os seguintes trechos: «11. (...) Não se trata de verdadeiras posições de vencido

relativamente ao relatório da CMP, uma vez que aqueles Srs. peritos se dissociaram do trabalho daquela Comissão, não chegando a tomar conhecimento, nem do seu relatório final, nem do resultado da maioria das perícias efetuadas. 12. Acresce que as teses que subscrevem não correspondem a qualquer análise nova acerca dos temas em debate, antes retomando velhas posições há muito contrariadas por outros peritos e de há muito recusadas pelas anteriores Comissões Parlamentares de Inquérito à tragédia de Camarate. 13. Relativamente à médica psiquiatra Dra. Maria João Aleixo, a sua posição é frontalmente contrariada pelo Prof. Duarte Nuno Vieira, Presidente do Instituto Nacional de Medicina Legal, e pela CMP, que categoricamente afirmam que o quadro anátomo-patológico e toxicológico é compatível quer com um mero acidente, quer com a eventualidade da deflagração de um engenho explosivo, pelo que a solução decorrerá fundamentalmente do contributo de outras áreas periciais que não aquela em que se insere o trabalho da Dra. Maria João Seixas. (...) 14. O trabalho destes dois Srs. peritos apresenta visões parcelares da matéria em investigação, quando o que agora está em causa é, precisamente, a visão multidisciplinar e de síntese que o relatório da CMP apresenta. Este relatório aponta, inequivocamente, de uma forma congruente, consistente e fundamentada em variadíssimos exames periciais, no sentido de que ocorreu uma sabotagem provocada por um engenho explosivo a bordo da aeronave que transportava o primeiro-ministro de então, e que essa foi a única causa da queda da mesma.»

Esta publicação integral do Relatório da Comissão Multidisciplinar de Peritos honra o trabalho parlamentar feito ao longo de vários anos para trazer luz às causas reais da queda do avião em que, em 4 de dezembro de 1980, viajavam o primeiro-ministro, Francisco Sá Carneiro, e o ministro da Defesa Nacional, Adelino Amaro da Costa, causando a morte destes, dos seus acompanhantes e dos pilotos.

É um importante ato de transparência pública, tanto mais que foi neste relatório que a VIII CPITC assentou o essencial das conclusões a que chegou, citando na íntegra a sua conclusão final: «Por todo o exposto neste Relatório, a Comissão Multidisciplinar de Peritos entende que a explicação plausível para o despenhamento da aeronave YV-314-P se encontra, não em razões acidentais, mas sim no rebentamento – e correspondentes consequências – de um engenho explosivo que incapacitou a aeronave e/ou os seus tripulantes de condução de voo, uma vez que não só não se encontra qualquer indício que permita filiar tal rebentamento em qualquer anomalia dos equipamentos de bordo, como se consegue compatibilizar todo um conjunto de indícios reveladores de ter sido essa a causa adequada e necessária ao despenhamento.»

Lisboa, 10 de abril de 2022

O relator da IX CPITC,

José Ribeiro e Castro

Distribuída às senhoras
Senhoras Deputadas.
6/12/2004

7.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)

(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

**RELATÓRIO DO SINISTRO COM O AVIÃO
MARCA CESSNA, MODELO 421A, Nº DE SÉRIE 0040,
MATRÍCULA VENEZUELANA YV-314-P,
OCORRIDO EM CAMARATE, LOURES,
EM 4 DE DEZEMBRO DE 1980**

VIII CEI / CAMARATE, Cx. 51/25

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

ÍNDICE

ÍNDICE	1
INTRODUÇÃO	5
NOTA	9
LEGENDA	9
SINOPSE	10
1. INFORMAÇÃO FACTUAL	11
1.1 HISTÓRIA DO VOO	11
1.2. DANOS PESSOAIS	15
1.3. DANOS NA AERONAVE	16
1.4. OUTROS DANOS	17
1.5. INFORMAÇÃO SOBRE A TRIPULAÇÃO	18
1.5.1 GENERALIDADES	18
1.5.1.1. PILOTO COMANDANTE	19
1.5.2.2. HISTÓRIA MÉDICA	20
1.5.2.3. CO-PILOTO	20
1.5.2.4. HISTÓRIA MÉDICA	20
1.6 INFORMAÇÕES SOBRE A AERONAVE	21
1.6.1. AVIÃO YV-314-P	23
1.6.2. MOTORES	24
1.6.2.1 MOTOR # 1	24
1.6.2.2 MOTOR # 2	24
1.6.3. HÉLICES	25
1.6.3.1 HÉLICE # 1	25
1.6.3.2 HÉLICE # 2	25
1.6.4 FOLHA DE MASSA E CENTRAGEM	25
1.6.5. INSPECÇÃO ANTES DE VOO	27
1.6.6. DIMENSÕES DO AVIÃO CESSNA 421A	28
1.7 INFORMAÇÃO METEOROLÓGICA	28
1.8 AJUDAS À NAVEGAÇÃO	30
1.9 COMUNICAÇÕES	31
1.10. INFORMAÇÃO SOBRE O AEROPORTO DE LISBOA	32
1.11 GRAVADORES DE DADOS DE VOO E DE VOZ	33
1.12 DESCRIÇÃO PANORÂMICA DOS DESTROÇOS	34
1.13 EXAMES MÉDICOS E ANÁTOMO-PATOLÓGICOS	35
1.14 INCÊNDIO	36

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)**(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)**

1.15 SOBREVIVÊNCIA.....	37
1.16 ENSAIOS E PESQUISAS.....	38
1.16.1. SOCIEDADE PORTUGUESA DE MATERIAIS-SPM: QUÍMICA E MECÂNICA ...	38
1.16.2. LOCALIZAÇÃO DO FRAGMENTO 7	40
1.16.3. ESTUDO DA MORFOLOGIA E CAUSAS DO REBENTAMENTO DE CABOS ENCONTRADOS NOS DESTROÇOS	41
1.16.4. EMPRESA AEROTÉCNICA, LDA: MOTORES TCM GTSIO-520.....	43
1.16.5. AEROHÉLICE: REGULADORES DE PASSO WOODWARD DOS HÉLICES.....	43
1.16.6. LEVANTAMENTO TOPOGRÁFICO: OBTENÇÃO DE DADOS.....	45
1.16.7. PESQUISA DOS DESTROÇOS DO AVIÃO YV-314-P ARMAZENADOS NO HANGAR 6 DO AEROPORTO DE LISBOA	46
1.16.8. PESQUISAS DOCUMENTAIS DOS ARQUIVOS DA AR.....	47
1.16.9. VOO DE EXPERIÊNCIA REALIZADO NUMA AERONAVE IDÊNTICA À ACIDENTADA, CESSNA 421-B, MARCAS CS-AJD	48
1.16.10. ANÁLISE DE MONÓXIDO DE CARBONO	49
1.16.11. RECONSTITUIÇÃO DA SEQUÊNCIA DE EMBATES.....	50
1.16.12. ANÁLISE DOS VESTÍGIOS MACROSCÓPICOS DA COMBUSTÃO E INCÊNDIO.....	52
1.16.13. APRESENTAÇÃO DE UMA EXPLICAÇÃO PLAUSÍVEL PARA O APARECIMENTO DO RASTO DE FRAGMENTOS PROVENIENTES DA AERONAVE YV-314-P	53
1.16.14. ENSAIOS DE SIMULAÇÃO COM EXPLOSIVOS.....	56
1.16.15. ANÁLISE E ENSAIOS A DESTROÇOS NA DEMM- FEUP DE 20 JANEIRO 2004 E ENSAIOS USANDO EXPLOSIVOS	57
1.16.16. ENSAIO NÃO DESTRUTIVO AO PNEU DO TREM DE PROA, DA AERONAVE YV-314-P.....	59
1.16.17. ANÁLISE DENSITOMÉTRICA	61
1.16.18. ANÁLISE DAS ASSINATURAS FÍSICAS E QUÍMICAS DE EVENTUAL UTILIZAÇÃO DE EXPLOSIVOS	67
1.17 ORGANIZAÇÃO E GESTÃO.....	68
1.18 INFORMAÇÃO ADICIONAL.....	69
1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGAÇÃO.....	70
2. ANÁLISE.....	71
3. CONCLUSÃO	72
ANEXOS	73

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

GLOSSÁRIO DAS ABREVIATURAS

A.D.	Airworthiness Directive
CAVOK	Ausência de nebulosidade e visibilidade igual ou superior a 10km
CEI	Comissão Eventual de Inquérito – Assembleia da República
C.I.A.	Circular de Informação Aeronáutica
C.T.I.	Circular Técnica de Informação - Portugal
C.M.	Certificado de Matricula
C.N.	Certificado de Navigabilidade
D.G.A.C.	Direcção Geral de Aeronáutica Civil - Portugal
FL	<i>Flight Level</i> (nível de voo)
GPS	Global Positioning System
IFR	Instrument Flight Rules
INMG	Instituto Nacional de Meteorologia e Geofísica
IMC	Instrument Meteorological Conditions
Kg	Quilograma
Km	Quilómetro
Lbs	Libras (Massa)
NOTAM	Notice to Airman
M.P.C.	Manual do Piloto Civil - Portugal
O.T.E.	Ordem Técnica de Execução – Portugal
QFE	Pressão atmosférica na elevação do Aeródromo.
QNH	Pressão atmosférica em referência ao nível médio das águas do mar
R.A.N. - Portugal	Registo Aeronáutico Nacional – Portugal
RDX	Explosivo constituído por Hexogénio
RNA	Regulamento de Navegação Aérea Decreto 20.062, de 25 de Novembro de 1930
S.T.C.	Supplemental Type Certificate

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

T.C.	Type Certificate
T.C.D.S.	Type Certificate Data Sheet
T.S.O.	Time Since Overhaul
T.T.	Total Time
UTC	Universal Time Co-ordinated
VFR	Visual Flight Rules
VMC	Visual Meteorological Conditions

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

INTRODUÇÃO

A Comissão Multidisciplinar de Peritos, constituída pela VIII Comissão Eventual de Inquérito Parlamentar à Tragédia de Camarate, iniciou os seus trabalhos no dia 28 de Maio de 2003, integrada pelas seguintes personalidades:

- Professor Doutor Duarte Nuno Vieira, especialista em Medicina Legal;
- Dra. Maria João Aleixo, perita em Medicina Aeronáutica;
- Professor Doutor António Mendes de Sousa, professor de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro;
- Senhor Joaquim Queirós Neves, Técnico de Aeronaves e Investigador de Sinistros/Incidentes de Aeronaves;
- Senhor Carlos Freitas Branco, Piloto de Aeronaves;
- Professor Doutor Henrique Botelho Miranda, Professor do Departamento de Minas da Faculdade de Engenharia do Porto;
- Engenheiro António Acácio Lima, Especialista em Radiografia Industrial e Controlo de Qualidade de Estruturas Metálicas;
- Engenheiro Luís Ramos Alves, Engenheiro Mecânico, Consultor em Aviação e Qualidade;
- Dr. Luís Laureano Santos, Jurista e Piloto de Aviões;
- Professor Vicent Di Maio, Forensic Pathology;
- Professor Anthony Busuttil, Forensic Medicine;
- Professor Gerrard Murray, Forensic Investigation of Explosions.

A pronúncia que foi solicitada aos Peritos teve por objecto os seguintes temas:

A) - NA ÁREA AERONÁUTICA

- Situação mecânica da aeronave e probabilidade dos defeitos detectados poderem determinar a sua queda.
- Eventual paragem do motor esquerdo - sua verificação concreta.
- Eventual falta de gasolina - sua verificação concreta.
- Eventual uso de flaps à descolagem - sua verificação concreta.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

- Outros eventuais erros de condução da manobra de descolagem - sua verificação concreta.
- Estudo do perfil do voo e da sequência de embates.
- Estudo da natureza do incêndio que consumiu a aeronave.
- Eventual insuficiência de uma explicação aeronáutica para uma queda acidental da aeronave.
- Eventual possibilidade de o piloto ter posto o motor da asa esquerda em bandeira.

B) - NA QUESTÃO DO RASTO

- Comparação das várias versões e sua compatibilização.
- Avaliação das conclusões da DGAC.
- Avaliação do relatório do Instituto Superior Técnico, bem como dos estabelecimentos periciais posteriores.
- Apresentação de uma explicação plausível para o aparecimento do rasto de fragmentos provenientes da aeronave.

C) - NA ÁREA DA MEDICINA LEGAL

- Avaliação dos relatórios e esclarecimentos periciais de Jorge Saldanha, Aires de Sousa, Vilaça Ramos, J K Mason, J. Crane, Concheiro Carro e J. Cavalheiro.
- Avaliação, em termos de medicina forense, das radiografias efectuadas a Jorge Albuquerque e a Amaro da Costa.
- Avaliação da análise densitométrica de José Cavalheiro.
- Avaliação da necessidade ou não de novas exumações.

D) - NA ÁREA DAS ASSINATURAS FÍSICAS E QUÍMICAS DE EXPLOSIVOS

- Avaliação da probabilidade de, nas circunstâncias concretas em que os exames foram feitos, se terem detectado vestígios físicos da acção de explosivos.
- Avaliação das assinaturas químicas detectadas pela Comissão dos 6 e pelo FEL.
- Avaliação da compatibilização dessas assinaturas químicas com uma acção de explosivos de índole comercial ou militar.
- Avaliação das hipóteses de ter havido uma contaminação do fragmento 7.
- Estudo da localização do fragmento 7.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

- Estudo da compatibilização entre a prova de medicina forense e as assinaturas químicas detectadas.
 - Estudo da compatibilização entre o rasto de fragmentos, a natureza do incêndio que consumiu a aeronave, a prova de medicina forense e as assinaturas químicas detectadas.
- E) - A Comissão pode pronunciar-se sobre outras matérias que entenda relevantes para a obtenção de conclusões.
- A Comissão pode e deve considerar os estudos e pareceres já emitidos sobre a Tragédia de Camarate, nomeadamente os que estão em curso

Desde logo os Peritos com residência em território nacional verificaram que os trabalhos de investigação eram incompatíveis com a presença permanente dos Peritos residentes fora do país, pelo que decidiram proceder, só por si, às diligências que julgaram pertinentes e úteis, sem prejuízo de futura intervenção dos Peritos estrangeiros em fase mais adiantada dos trabalhos, já com disponibilidade dos resultados dos exames, ensaios e investigações que viessem a ter lugar.

Foi assim que o colégio dos Peritos, por consenso, desenvolveu as tarefas que se lhe depararam: despistagem exaustiva dos destroços da aeronave sinistrada, inspecção dos locais relevantes, exames, ensaios e demais perícias, tal como vão assinalados no presente relatório e seus anexos.

Até ter sido recebido o relatório da Sociedade Portuguesa de Materiais o colégio de Peritos funcionou na normalidade do seu colectivo, com insistentes diligências executadas, só espaçadas pelos períodos de espera de pronúncias externas ou pela indisponibilidade ocasional de acesso a locais e informações.

Todas as diligências relacionadas com o acesso ao local onde se encontram os destroços da aeronave sinistrada, bem como a recolha e devolução de fragmentos desses destroços para exames externos, foram realizadas com intervenção do Tribunal Judicial da Comarca de Loures, tendo sido lavrados os competentes autos.

O transporte, entrega e devolução desses fragmentos para os laboratórios foi realizada sob autorização do Tribunal Judicial e com acompanhamento das autoridades policiais.

A partir da recepção do relatório da Sociedade Portuguesa de Materiais - e em face da urgência na apresentação do presente relatório - os Peritos Prof. António Mendes de Sousa, Sr. Joaquim Queirós Neves, Prof. Henrique Botelho Miranda, Eng^o. António Acácio Lima, Eng^o. Luís Ramos Alves, Prof. Duarte Nuno Vieira e Dr. Luís Laureano Santos decidiram passar a realizar as suas reuniões de trabalho no decurso de fins-de-semana e feriado. Não aderiram a estas reuniões os Peritos Dra. Maria João Aleixo e Comand. Carlos Freitas Branco.

A Perita Dra. Maria João Aleixo, tendo informado os demais Peritos ter em preparação um relatório individual sobre as suas investigações pessoais, foi solicitada a discutir os respectivos fundamentos e

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

conclusões em colégio de Peritos - designadamente, na área da Medicina Legal, com o Prof. Duarte Nuno Vieira - e comprometeu-se a disponibilizar o seu projecto para tal efeito. O certo é que acabou por não o disponibilizar, optando pela apresentação do seu relatório individual directamente à Comissão Parlamentar de Inquérito.

O Perito Comandante Carlos Freitas Branco assumiu idêntica posição e, de igual modo, manifestou também a pretensão de apresentar um relatório pessoal e individualizado sobre as investigações que realizou.

Por isso o presente relatório vai subscrito apenas pelos Peritos Prof. António Mendes de Sousa, Sr. Joaquim Queirós Neves, Prof. Henrique Botelho Miranda, Engº. António Acácio Lima, Engº. Luís Ramos Alves, Prof. Duarte Nuno Vieira e Dr. Luís Laureano Santos, tendo sido, por eles, aprovado por unanimidade.

Perante o recente anúncio da dissolução da Assembleia da República, a apresentação deste relatório tomou-se particularmente urgente a fim de serem evitados os inconvenientes emergentes da eventual caducidade da missão de que os Peritos foram incumbidos. Por essa razão os fundamentos e conclusões que adiante se apresentam não foram sujeitos à apreciação e pronúncia dos Senhores Peritos estrangeiros.

Lisboa, 6 de Dezembro 2004

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

NOTA

O presente relatório exprime as conclusões técnicas apuradas pela Comissão de Inquérito às circunstâncias e às causas deste sinistro.

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, e a Directiva da C.E. n.º 94/56/CE, de 21 de Novembro de 1994, a análise dos acontecimento e as conclusões não foram formuladas de forma a determinar culpas ou atribuir responsabilidades individuais ou colectivas.

LEGENDA

Ao longo deste Relatório e seus Anexos, onde se encontrar a referência do tipo "AXX", onde "XX" representa um número, tal significa o número de um dos Anexos. Por exemplo, uma referência "Fotografia A16-11b" significa a fotografia nº11b do Anexo 16 a este Relatório.

Similarmente, todos os Anexos a este Relatório se encontram numerados com a referência "AXX-Y", onde "Y" representa o número da página.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

SINOPSE

Na noite do dia 4 de Dezembro de 1980, o avião bimotor Cessna 421A, matrícula venezuelana YV-314-P, propriedade de um cidadão português, cedido gratuitamente à organização da campanha eleitoral para a Presidência da República do ano de 1980, descolou pelas 20:17 horas locais da pista 36 do aeroporto de Lisboa (LPPT), de acordo com um plano de voo IFR, com destino ao aeroporto de Pedras Rubras (LPPR), com dois pilotos e cinco passageiros a bordo.

Após a autorização para "alinhar e descolar na pista 36", transmitida pelo controlador de tráfego aéreo da posição torre do Órgão de Controlo de Tráfego Aéreo do Aeroporto de Lisboa, o avião YV-314-P iniciou imediatamente a corrida de descolagem a partir da intercepção da pista 36 com o caminho de circulação 17.

O avião iniciou a linha de subida, a qual foi interrompida imediatamente após o fim da pista 36, tendo-se despenhado à esquerda do eixo da pista e a cerca de 514 metros do fim da pista 36, numa área habitacional, denominada Bairro das Fontainhas, lugar de Camarate, concelho de Loures.

Neste despenhamento o avião embateu em habitações, perdeu partes e imobilizou-se num arruamento do Bairro das Fontainhas, tendo sido consumido pelo fogo.

O avião ficou totalmente destruído e os seus ocupantes faleceram.

No sinistro verificou-se a intervenção da PSP, GNR e de diversas corporações de Bombeiros, nomeadamente os do Aeroporto de Lisboa e os Voluntários de Camarate.

Este sinistro foi imediatamente comunicado aos Serviços Centrais da DGAC pelo Serviços Aeroportuários do Aeroporto de Lisboa e pela Torre de Controlo do Aeroporto de Lisboa.

No presente Relatório Técnico as horas indicadas são horas locais, abreviadamente HL.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1. INFORMAÇÃO FACTUAL

1.1 HISTÓRIA DO VOO

O avião bimotor Cessna 421A, matrícula venezuelana YV-314-P, propriedade de um cidadão português, foi cedido gratuitamente à Organização da Campanha Eleitoral para a Presidência da República do ano de 1980, referida no texto seguidamente apenas como Organização.

Neste contexto, o avião e uma tripulação de dois pilotos efectuaram diversos voos de transporte particular de pessoas, em território nacional, no período da campanha.

No período do início da tarde do dia 4 de Dezembro de 1980, o piloto comandante foi solicitado pela Organização para preparar o avião YV-314-P para efectuar nessa mesma tarde mais um voo de transporte particular de pessoas entre Lisboa (LPPT) e Porto (LPPR), previsto para as 19:00 HL, posteriormente corrigido e confirmado pela Organização para as 19:30 HL, descolagem a ser realizada no período da noite desse dia.

O avião encontrava-se parqueado no parque Delta do aeroporto de Lisboa, após um voo de transporte para a Organização, com a mesma tripulação, tendo aterrado às 03:12 HL do dia 4 de Dezembro de 1980, procedente do aeroporto do Porto, de onde descolou às 02:19 HL.

Cerca das 18:30 HL, o piloto comandante chegou ao aeroporto de Lisboa, acompanhado pelo co-piloto, para preparar o avião para o voo.

Cerca das 18:36 HL, o piloto comandante deslocou-se inicialmente ao Serviço de Operações Aeroportuárias do aeroporto de Lisboa, onde elaborou e submeteu um Plano de Voo, para o percurso LPPT/LPPR, sob as regras IFR.

O Plano de Voo submetido pelo piloto comandante referia nomeadamente um voo com uma aeronave Cessna 402, duração estimada de 00:40 horas com uma autonomia de quatro horas, descolagem prevista para as 19:00 HL, e *seis ocupantes (dois pilotos e quatro passageiros)*.

A tripulação satisfez as formalidades e os encargos do despacho no Serviço de Operações Aeroportuárias e ficou a aguardar a chegada dos passageiros no Serviço de Tráfego e Movimento do aeroporto.

O piloto comandante não solicitou o reabastecimento de combustível para o avião YV-314-P, enquanto permaneceu no Serviço de Operações Aeroportuárias.

Cerca das 19:15 HL, os primeiros passageiros, em número de três, chegaram ao Serviço de Tráfego e Movimento do aeroporto, foram apresentados à tripulação e encaminhados para a sala grande de VIP's, onde permaneceram.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Cerca das 19:30 HL, o piloto comandante foi transportado ao avião YV-314-P, parqueado no parque Delta.

Pouco tempo após, chegaram mais dois passageiros, *mais um que o referido no Plano de Voo*, que se reuniram aos outros três, tendo sido transportados ao avião no parque Delta, onde chegaram cerca das 19:35 HL, tendo ocupado rapidamente os respectivos lugares na cabina do avião.

Cerca das 19:35 HL, o piloto comandante iniciou os procedimentos de arranque dos dois motores do avião, utilizando as baterias do avião. O procedimento "Starting Engines (Left Engine First) / Normal Start (No External Power)" consta da página 1-6 do Manual de Voo Aprovado do avião, "Cessna 421A Owner's Manual", referência D681-13, edição de 04/1969. Esta operação teve uma duração aproximada de 10 minutos, mas o arranque dos motores não se concretizou.

O piloto comandante solicitou uma unidade móvel de geração eléctrica ("GPU") para proceder a um novo arranque dos motores. O procedimento "Starting Engines (Left Engine First) / With External Power Source" consta das páginas 1-6 e 1-7 do mesmo Manual de Voo Aprovado do avião.

Iniciado o arranque do motor esquerdo, sem sucesso, o piloto comandante optou por pôr-em-marcha o motor direito, o que ocorreu cerca das 19:52 HL. O motor esquerdo arrancou apenas cerca das 20:14 HL.

Os procedimentos "Before Takeoff" e "Takeoff / Normal Takeoff" constam das páginas 1-7 e 1-8 do Manual de Voo Aprovado do avião, "Cessna 421A Owner's Manual", referência D681-13, edição de 04/1969.

Às 20:09:10 HL, o YV-314-P efectuou o primeiro contacto com o Órgão de Tráfego Aéreo (TWR LIS) na frequência de 118,10 MHz.

Às 20:09:30 HL, o YV-314-P voltou a contactar com a TWR LIS para "obter esclarecimentos sobre se as reservas de bilhetes dos ocupantes do avião para o voo TAP para Porto ainda se conservavam?". A TWR LIS confirmou a solicitação, tendo o YV-314-P reconfirmado o teor do pedido, esclarecendo tratar-se do voo TAP *"para as oito e trinta"*.

Às 20:10:00 HL, a TWR LIS informou *"aguarde um momento, eu vou tentar saber"*, tendo o YV-314-P acusado a recepção.

Às 20:14:20 HL, o YV-314-P contactou a TWR LIS, que acusou a recepção, tendo o mesmo solicitado *"instruções de rolagem e descolagem imediata, se possível"*.

A TWR LIS autorizou o avião YV-314-P a "rolar para a posição de espera, intercepção da pista 36, via caminho ... via placa principal, se pretender o início".

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

O YV-314-P solicitou "a intercepção da pista 36, a ... e logo que possível, agradecia também a minha clearance".

A TWR LIS acusou a recepção, "Certo ...", e informa "... sobre a pergunta que me fez há pouco eu estou a aguardar a resposta da TAP".

O YV-314-P acusou a recepção e esclareceu "... mas já não é necessário, agradecia era a clearance e autorização para a descolagem o mais rápido possível".

A TWR LIS acusou a recepção.

Às 20:15:40 HL, a TWR LIS, após coordenação prévia com o ACC LIS, transmitiu ao YV-314-P "*Autorizado para o Porto, nível 90, no procedimento de saída Fátima, uno delta*".

O YV-314-P acusou a recepção e solicitou "Autorização para alinhar e descolar de imediato".

Em resposta, a TWR LIS respondeu "Autorizado a alinhar e a descolar na pista 36, vento 340, 06 nós".

Neste período de tempo, não existia tráfego aéreo no aeroporto de Lisboa, conforme registos da TWR LIS.

Às 20:16:10 HL, o YV-314-P contactou o Órgão de Tráfego Aéreo (TWR LIS) solicitando "... *autorização se possível de descolagem imediata*".

A TWR LIS transmitiu em resposta "Autorizado a descolar, autorizado a descolar na pista 36, vento 340, 06 nós".

Às 20:16:25 HL, o YV-314-P transmitiu em resposta "*314 Papa*", confirmando as instruções da TWR LIS.

Esta comunicação do YV-314-P foi a sua última comunicação registada na TWR LIS.

Segundo o relato do controlador de tráfego aéreo de serviço na TWR LIS, o YV-314-P entrou na pista 36 a partir da intercepção desta com o caminho de circulação 17 e iniciou a corrida de descolagem numa zona da pista fronteira ao caminho de acesso Alfa, sem qualquer anormalidade aparente.

A hora estimada de descolagem do YV-314-P do aeroporto de Lisboa (LPPT) com destino ao aeroporto de Pedras Rubras (LPPR), com dois pilotos e cinco passageiros a bordo, de acordo com um plano de voo IFR, foi 20:16:30 HL. No entanto, a hora transmitida e registada pelo sistema "auto-writer" da TWR LIS foi 20:17 HL.

A duração estimada do voo, contada a partir do momento do alinhamento do avião YV-314-P para a descolagem na pista 36, foi de cerca de 38 segundos, tendo a aeronave atingido aos 17,5 segundos, uma altura estimada inferior a 25 metros em relação ao pavimento da pista, de acordo com o relato do controlador de tráfego aéreo de serviço na TWR LIS.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

A linha de subida foi interrompida à altura máxima referida acima, e o voo prosseguido com um desvio de 10° para a esquerda em relação ao eixo da pista 36 (medido entre o ponto de rodas no ar do avião até ao local de impacto inicial), de acordo com a reconstituição da trajectória do voo (Anexo 2) e, até ao seu despenhamento numa zona habitacional, denominada Bairro das Fontainhas, lugar de Camarate, concelho de Loures, cerca das 20:17 HL.

Os destroços carbonizados do avião YV-314-P (fuselagem, motor direito, hélice direito e asa direita) ficaram concentrados a cerca de 514 metros de distância do fim da pista 36 do Aeroporto de Lisboa e do lado esquerdo do eixo da pista 36, A cota média do local dos destroços é de 127,5 metros conforme referido em §1.16.6 e as suas coordenadas geográficas são 38° 47' 16"N / 009° 08' 16" W

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.2. DANOS PESSOAIS

Os danos pessoais constam do “Quadro 1” seguinte:

Pessoas a bordo:	Ferimentos	Tripulantes	Passageiros	Outros
7	Fatais	2	5	-
	Graves	-	-	-
	Menores/Nenhum	-	-	-

Quadro 1

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.3. DANOS NA AERONAVE

O avião YV-314P ficou totalmente destruído no decurso do seu despenhamento no Bairro das Fontainhas.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.4. OUTROS DANOS

Os danos principais causados pela aeronave, na sua sequência de embates com diversas estruturas do Bairro das Fontainhas são os seguintes:

1. Corte dos condutores das linhas de distribuição de energia eléctrica de baixa tensão para a iluminação pública na estrada de acesso ao Bairro de S.Francisco e para a distribuição domiciliária e iluminação pública local no Bairro das Fontainhas;
2. Traseiras da Vivenda Paulos: destruição mecânica de diversas estruturas precárias de zinco, madeira e betão;
3. Telhado da Vivenda Paulos: destruição mecânica do travamento de madeira, do revestimento de telhas cerâmicas e da chaminé, predominantemente do lado oeste e rasgando uma faixa oblíqua, relativamente à cumeada;
4. Telhado da Vivenda Fátima: destruição mecânica do travamento de madeira e do revestimento de telhas cerâmicas do lado leste, em continuação dos danos do telhado da Vivenda Paulos adjacente;
5. Vivenda Zeca: destruição mecânica e por combustão do telhado, fachada e varanda do primeiro andar, do lado da Rua Principal do Bairro das Fontainhas;
6. Total de cinco viaturas, parcial ou completamente destruídas, por destruição mecânica e/ou por combustão.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.5. INFORMAÇÃO SOBRE A TRIPULAÇÃO

1.5.1 GENERALIDADES

A tripulação da aeronave YV-314-P era constituída por dois pilotos, de nacionalidade portuguesa, dispondo ambos de licença de piloto comercial de aeroplanos (PCA), emitida pela Autoridade Aeronáutica Portuguesa (DGAC), válida.

A tripulação mínima requerida para a operação de uma aeronave Cessna 421 A, nos termos do "FAA Type Certificate A7CE", é de um piloto.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.5.1.1. PILOTO COMANDANTE

Idade	26 anos
Sexo	Masculino
Licença	PCA, emitida pela DGAC, validada até 21/04/1981, por troca da Licença PCA n.º 296/PCA/263, emitida pelo SAC-Moçambique
Qualificações	Aviões terrestres, monomotores, convencionais Aviões terrestres, multimotores, convencionais Radiotelefonia de voo internacional Voo por instrumentos
Autorizações	Instrutor de voo
Último exame médico	23/04/1980 na DGAC
Factos médicos	Inexistência de história clínica significativa
Período de repouso	Em casa, no período que antecedeu o seu último voo.
Experiência total de voo	1.613:25 horas, relativa a 09/11/1980, dos quais: 1.056:00 horas em aviões monomotores 556:00 horas em aviões multimotores
Experiência de voo – informação adicional relativa a 09/11/1980	Noite: 104:30 horas Instrumentos, real: 225:05 horas Instrumentos, simulado: 30:45 horas
Experiência nos últimos 30 dias	Desconhecida
Experiência nos últimos 90 dias	Desconhecida
Experiência total no modelo da aeronave	375:55 horas em Cessna 402, relativa a 09/11/1980 042:45 horas em Cessna 421, relativa a 09/11/1980

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.5.2.2. HISTÓRIA MÉDICA

O Piloto-Comandante da aeronave não tinha restrições médicas averbadas na sua licença.

1.5.2.3. CO-PILOTO

Idade	60 anos
Sexo	Masculino
Licença	PCA, emitida pela DGAC, validada até 01/01/1981, por troca da Licença PCA nº. 267/PCA/63, emitida pelo SAC-Guiné
Qualificações	Aviões terrestres, monomotores, convencionais Aviões terrestres, multimotores, convencionais Radiotelefonia de voo internacional
Autorizações	Instrutor
Último exame médico	02/07/1980 na DGAC
Factos médicos	Inexistência de história clínica significativa
Período de repouso	Em casa, no período que antecedeu o seu último voo.
Experiência total de voo	744:55 Horas, relativa a 14/07/1980, desconhecendo-se o número de horas voadas em aviões monomotores e em aviões multimotores
Experiência de voo – informação adicional relativa a 14/07/1980	Instrumentos: 110:00 Horas
Experiência nos últimos 30 dias	Desconhecida
Experiência nos últimos 90 dias	Desconhecida
Experiência total no modelo da aeronave	Desconhecida

1.5.2.4. HISTÓRIA MÉDICA

O Copiloto da aeronave não tinha restrições médicas averbadas na sua licença.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.6 INFORMAÇÕES SOBRE A AERONAVE

A aeronave YV-314-P é um avião marca Cessna, modelo 421 A, número de série 421 A-0040, construído pelo fabricante norte-americano Cessna Aircraft Company, conforme o Certificado Tipo n.º A7CE da Federal Aviation Administration em aplicação da " Civil Aviation Regulations Part 3", de 15 de Maio de 1956, e emendas 3-1 a 3-5 e 3-8. A aprovação tipo deste modelo é de 19 de Novembro de 1968 e a produção de série autorizada conforme o Certificado de Produção n.º 312.

Esta aeronave foi construída em 25 de Abril de 1969 e exportada para a Venezuela em 16 de Julho de 1969, tendo-lhe sido atribuída a matrícula YV-T-MTH, e alterada para YV-314-P, quando do seu sexto e último registo em nome de um cidadão português.

A aeronave Cessna 421 A é um avião terrestre, multimotor, pressurizado, propulsionado por dois motores alternativos, "turbo-charge, fuel injected", e hélices tri-pá, pás metálicas, de passo variável.

A aeronave Cessna 421 A tem uma configuração interior máxima de 7 lugares, incluindo a tripulação, configuração em uso no avião YV-314-P.

O avião YV-314-P apresentava a versão opcional máxima de reservatórios de combustível, constituída por:

Reservatório (cada asa)	Capacidade		
		US Gallon	L
Principal ("tip tank")	Total	51.0	193.06
	Utilizável	50.0	189.27
Auxiliar	Total	36.5	138.17
	Utilizável	35.0	132.49
Auxiliar, opcional	Total	13.5	51.10
	Utilizável	13.0	49.21
Fuso do motor (<i>wing locker</i>), opcional	Total	26.3	99.56
	Utilizável	26.0	98.42

Factor de conversão: 1 US.Gal = 3.7854 Litro

Tabela 1: Capacidades máximas dos diversos reservatórios

Fonte: *Cessna Model 421A Owner's Manual, Performance and Specifications*

Total por asa:	127.3 US.Gal (481.88 litros)
Total utilizável por asa:	124.0 US.Gal (469.39 litros)
Total do avião:	254.6 US.Gal (963.76 litros)
Total utilizável do avião	248 US.Gal (938.78 litros)

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Os reservatórios de combustível da asa esquerda e da asa direita encontram-se interligados por uma válvula selectora de "crossfeed", operacional apenas em situação de emergência.

De acordo com o "Cessna Model 421A Owner's Manual, Performance and Specifications" a autonomia do avião nesta configuração é de:

- 1.345 mi / 5,82 hrs / 231 mph a 75% potência a 10.000 pés, sem reservas; ou
- 1.422 mi / 5,51 hrs / 258 mph a 75% potência a 22.500 pés, sem reservas.

O piloto comandante não solicitou o reabastecimento de combustível para o avião YV-314-P, enquanto permaneceu no Serviço de Operações Aeroportuárias do aeroporto de Lisboa no dia 04/12/1980. A quantidade de combustível total a bordo do avião no início do voo foi calculada pela Comissão com base nos registos de abastecimento de combustível anteriores ao voo e as horas voadas/consumos médios, sendo estimado em 138.76 US.Gal (525.26 litros), não sendo possível determinar as quantidades exactas em cada uma das asas (ver Anexo 1).

As Cadernetas Técnicas Venezuelanas da aeronave, suas partes e componentes, donde constavam os registos de manutenção realizados na aeronave, as anomalias, corrigidas e por corrigir, foram presumivelmente destruídas no decurso do sinistro.

De acordo com os diversos testemunhos e tal como salientado na secção 1.6 do relatório efectuado pelo *National Transportation Safety Board*, de 26 de Junho de 1982, a aeronave terá exibido uma "performance aceitável" nos três dias anteriores a 4 de Dezembro de 1980.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.6.1. AVIÃO YV-314-P

Fabricante	Cessna Aircraft Company
Modelo	421A
Número de Série	0040
Data de Fabrico	25 de Abril de 1969
Certificado de Matricula	Nº 1.808, emitido em 29/08/1969, pela Autoridade Aeronáutica Venezuelana, e averbada a transferência de propriedade em 02/09/1980 em nome de um cidadão português, residente em Caracas, Venezuela e em Braga, Portugal
Certificado de Navegabilidade	Categoria Normal, Nº 21.797, emitido em 21/12/1978, pela Autoridade Aeronáutica Venezuelana, revalidado em 25/08/1980 por um período de 1 ano.
Certificado Tipo	<i>FAA Type Certificate A7CE</i>
Programa de Manutenção	Inspeção Antes de Voo/ 50 horas / 100 horas / 500 horas / 2 anos
Tempo total	Cerca de 1.500 horas
Tempo desde última revisão geral	Desconhecido
Última inspeção	100 horas, em Setembro ou Outubro de 1980
Tempo desde última inspeção	53 horas
Próxima inspeção	Desconhecido
MTOW	6840 lbs, <i>FAA Type Certificate A7CE</i>
Massa em vazio	4252 lbs de acordo com o <i>Cessna Model 421A Owner's Manual</i> . Desconhece-se o valor da massa em vazio deste avião específico

Quadro 3

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.6.2. MOTORES

1.6.2.1 MOTOR # 1

Fabricante	TELEDYNE CONTINENTAL
Modelo	GTSIO-520-D-22-B
Número de Série / de Registo	219 298-R
Ano de Fabrico	Desconhecido
Tempo total	Desconhecido
Tempo desde última revisão geral	Cerca de 231 H TSO
Última inspeção	100 Horas com 178:34 H TSO
Tempo desde última inspeção	53 H TSO

Quadro 4

1.6.2.2 MOTOR # 2

Fabricante	TELEDYNE CONTINENTAL
Modelo	GTSIO-520-D-21
Número de Série / de Registo	219 304-R
Ano de Fabrico	Desconhecido
Tempo total	Desconhecido
Tempo desde última revisão geral	Cerca da 231 H TSO
Última inspeção	100 Horas com 178:34 H TSO
Tempo desde última inspeção	53 H TSO

Quadro 5

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.6.3. HÉLICES

1.6.3.1 HÉLICE # 1

Fabricante	McCAULEY
Modelo	3AF-34C92-KP
Número de Série	687 316
Ano de Fabrico	Desconhecido
Tempo total (TSO /TSN)	Desconhecido

Quadro 6

1.6.3.2 HÉLICE # 2

Fabricante	McCAULEY
Modelo	3AF-34C92-P
Número de Série	747 939
Ano de Fabrico	Desconhecido
Tempo total (TSO /TSN)	Desconhecido

Quadro 7

1.6.4 FOLHA DE MASSA E CENTRAGEM

Não foi possível localizar nos destroços do avião a folha de massa e centragem do avião YV-314-P. Admite-se que, tal como a restante documentação técnica da aeronave, a folha de massa e centragem relativa àquele voo e presumivelmente elaborada pelo piloto comandante tenha sido destruída pelo fogo.

De acordo com o Manual de Voo desta aeronave¹, a massa máxima à descolagem é de 6840 libras e a massa em vazio é de 4252 libras.

De acordo com o relatório efectuado pelo *National Transportation Safety Board*, de 26 de Junho de 1982, secção 1.6, a massa em vazio da aeronave, incluindo os equipamentos opcionais era de 5375.13 lbs. Não encontramos, porém, qualquer justificação para a grande diferença de 1123.13 lbs face ao valor base de 4252 lbs.

¹ *Cessna Model 421 Owner's Manual, Performance and Specifications.*

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Os valores das massas dos passageiros dos dois quadros seguintes são as utilizadas pelo NTSB para os seus cálculos.

Os valores de massas de combustível, são as provenientes dos cálculos relativos ao consumo realizados por esta Comissão, de acordo com o Anexo 1 a este Relatório, a 6 lbs por US.Gal².

Desta forma, optámos por realizar duas versões, uma com massa em vazio de 4252 lbs e outra de 5375.13 lbs conforme os dois quadros seguintes:

	Massas (lbs)	Braço (in)	Momento (in.lb)
Massa em vazio padrão	4252	151	642052
Piloto e copiloto 1 e 2	330	137	45210
Passageiros 3 e 4	300	175.5	52650
Passageiros 5 e 6	260	215.5	56030
Passageiro 7	165	250	41250
Óleo	49		5700
Tanques principais	248.64	152	37793.28
Tanques de asa std + opc	576	163.8484	94376.68
Tanque do fusó	7.92	163.8484	1297.679
Totais	6188.56		976359.6

Quadro nº 4 – Massa e centragem com valor de massa em vazio de acordo com o Manual de Voo.

² Cessna Model 421A Owner's Manual – Figure 4-1

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

	Massas (lbs)	Braço (in)	Momento (in.lb)
Massa em vazio padrão	5375.13		809400
Piloto e copiloto 1 e 2	330	137	45210
Passageiros 3 e 4	300	175.5	52650
Passageiros 5 e 6	260	215.5	56030
Passageiro 7	165	250	41250
Óleo	49		5700
Tanques principais	248.64	152	37793.28
Tanques de asa std + opc	576	163.8484	94376.68
Tanque do fusão	7.92	163.8484	1297.679
Totais	7311.69		1143708

Quadro nº 5 – Massa e centragem com valor de massa em vazio de acordo com o Relatório do NTSB

O Quadro 5, com o valor de massa em vazio calculada pelo NTSB resulta num valor de massa à descolagem com uma sobrecarga de 471.69 lbs, face ao máximo certificado deste modelo de avião, que é de 6840 lbs. O Quadro 4, resulta numa massa à descolagem inferior ao valor máximo certificado referido acima e numa posição do Centro de Gravidade dentro do envelope recomendado.

1.6.5. INSPECÇÃO ANTES DE VOO

O procedimento da *Preflight Inspection* consta da página 1-2 a 1-4, inclusive, do Manual de Voo aprovado do avião, "Cessna 421A Owner's Manual", referência D681-13, edição de 04/1969.

A inspecção antes de voo ao avião YV-314-P, a ter sido realizada, por inexistência de testemunhas, foi efectuada pelo piloto comandante no período compreendido entre as 19:30 HL, hora em que este foi transportado ao avião, e as 19:35 HL, hora em que chegaram ao avião o co-piloto e os cinco passageiros.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.6.6. DIMENSÕES DO AVIÃO CESSNA 421A

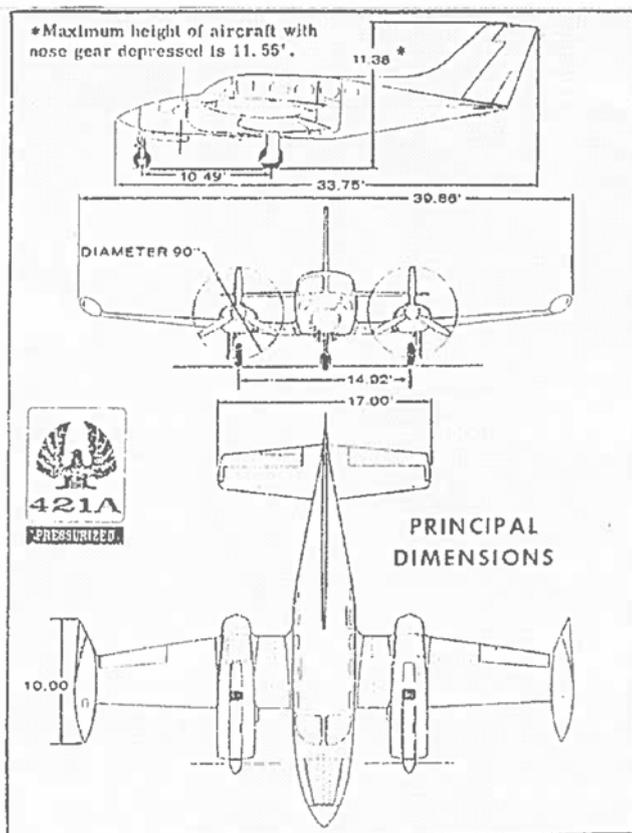


Figura 1 – Página ii do *Cessna 421A Owner's Manual*, referência D681-13, edição de 04/1969

1.7 INFORMAÇÃO METEOROLÓGICA

As condições meteorológicas no dia 4 de Dezembro de 1980 no aeroporto de Lisboa antes e depois do sinistro eram boas para a navegação aérea.

A observação do tempo à superfície na área do aeroporto de Lisboa, elaborada e fornecida às 20:00 HL pelos serviços competentes do Instituto Nacional de Meteorologia e Geofísica ao Serviço de Operações do aeroporto de Lisboa, eram as seguintes³:

- Vento: 340 graus / 6 nós;
- Nebulosidade / Visibilidade: CAVOK;
- Temperatura: 6,0° C;

³ Páginas 30 e 31 do Relatório da DGAC, Março de 1981

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

- Ponto de orvalho: 1,9° C
- QNH: 1021,7 mb
- QFE: 1008,0 mb

A observação do tempo realizada às 20:30 HL, posterior ao sinistro, não apresentava alterações significativas.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.8 AJUDAS À NAVEGAÇÃO

Não relevante à ocorrência uma vez que o voo não teve duração suficiente para que qualquer tipo de ajudas à navegação fossem utilizadas.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.9 COMUNICAÇÕES

As comunicações rádio na frequência 119,10 MHz entre o avião YV-314-P e a TWR LIS, registadas em gravação magnética, não constituíram um factor contributivo para o sinistro.

No Anexo 5, apresenta-se a transcrição da gravação magnética das referidas comunicações rádio.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.10. INFORMAÇÃO SOBRE O AEROPORTO DE LISBOA

As características técnicas do aeroporto de Lisboa (LPPT), referidas e extraídas do AIP-Portugal de 15 de Novembro de 1979, são resumidamente as seguintes:

Orientação (QFU)	18/36
Orientação real	169°/349°
Localização (WGS84)	Lat 38°46'22"N Long 09°07'58"W
Comprimento (m)	2400
Largura (m)	45
Altitude (m)	114
Declive (%)	1
Piso	Asfalto betuminoso
Frequência TWR	118.10 MHz

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.11 GRAVADORES DE DADOS DE VOO E DE VOZ

A aeronave YV-314-P não possuía quaisquer sistemas de gravação de dados do voo ou de conversações de bordo, nem estes eram requeridos pela Regulamentação Aeronáutica Venezuelana em vigor à data do sinistro.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.12 DESCRIÇÃO PANORÂMICA DOS DESTROÇOS

Os grupos de fragmentos principais encontrados no local, em número de três, de acordo com as fotografias A16-5, A16-10b e ainda A16-16 e com os diversos relatos da época, foram os seguintes:

1. Asa esquerda, desde a WS107.24 até ao extremo, danos de ruína estrutural, causados por impacto: telhado da Vivenda Paulos;
2. Conjunto de estabilizador vertical, fuselagem, motor direito, hélice direita, fuso direito, asa direita completa, fuso esquerdo, asa esquerda entre a WS107.24 e BL31.70 Rua Principal do Bairro das Fontainhas, zona das Vivendas Fátinha, Zeca e Fátima;
3. Motor esquerdo, suas capotagens e apoios, hélice esquerda e estabilizador horizontal: Vila Ferramenta.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.13 EXAMES MÉDICOS E ANÁTOMO-PATOLÓGICOS

As autópsias inicialmente efectuadas às vítimas da “Tragédia de Camarate” apresentam manifestas insuficiências e deficiências - já sobejamente assinaladas por anteriores comissões - que condicionam e comprometem irremediavelmente a apreciação do ponto de vista médico-legal. Está assim muito limitada a contribuição dos exames periciais médico-legais para o estabelecimento de um diagnóstico diferencial da etiologia do quadro lesional anátomo-patológico e toxicológico constatado, isto é, se devido a uma situação acidental ou se decorrente da eventual acção de evento explosivo.

Apenas a título de exemplo, assinala-se a circunstância de não ter sido efectuado um exame autóptico aos tímpanos, nem exame histopatológico dos órgãos que seriam, entre outros, elementos absolutamente essenciais - eventualmente até decisivos - para o diagnóstico etiológico em causa.

Também as exumações posteriormente efectuadas não consentiram a obtenção de elementos susceptíveis de possibilitarem conclusões mais significativas a este propósito, na perspectiva exclusivamente médico-legal.

Assim e, uma vez mais, do ponto de vista exclusivamente médico-legal, pode apenas afirmar-se que se o quadro lesional anátomo-patológico e toxicológico descrito poderá eventualmente ser explicável por um evento acidental, e nomeadamente pelo desenrolar das várias fases desse evento, não é menos verdade que o mesmo não permite excluir ou, por outras palavras, é plenamente compatível, com a eventualidade da deflagração de um evento explosivo.

Conclusões neste domínio terão pois de decorrer do contributo de outras áreas periciais, que não os da medicina legal, e que, tal como decorre do relatório, reforçam a hipótese de tal deflagração.

A execução de novas exumações não se justifica em nossa opinião, pois não permitiria colmatar as insuficiências e deficiências das autópsias iniciais, nada acrescentando para além do que as exumações concretizadas já evidenciaram.

Ver Anexo 6 – Parecer sobre questões Médico-Legais

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.14 INCÊNDIO

Da análise realizada aos vestígios de combustão (ver Anexo 3), resulta que o incêndio que destruiu a aeronave YV-314-P teve duas fases:

- Fase 1: antes do despenhamento;
- Fase 2: após a imobilização final.

O incêndio antes do despenhamento teve origem no interior da aeronave e lavrou no seu interior, e ao longo do seu desenvolvimento teve violência suficiente para destruir a fuselagem, incluindo os revestimentos interiores, pintura interior, estofamentos interiores e causar fusão e combustão do alumínio da estrutura e do revestimento da fuselagem.

As duas indicações materiais conclusivas da iniciação do incêndio no interior da aeronave durante a Fase 1 são o desaparecimento quase completo da fuselagem e não dos fusos dos motores, das partes das asas entre os fusos e a fuselagem, do depósito principal direito, nem dos fragmentos esmagados da parte exterior da asa direita.

Todos os fragmentos não pertencentes à fuselagem apresentam vestígios de combustão de fora para dentro (causada pela combustão do combustível dos depósitos da asa direita), conquanto os fragmentos que sobraram da fuselagem, nomeadamente a moldura da porta, a porta e alguns fragmentos da área circundante, incluindo o fragmento conhecido por "Nº.7", apresentam maior violência da combustão do lado interior, com destruição completa do mesmo, a ponto de causar a fusão do alumínio, contrastando com as áreas correspondentes do lado de fora em que são visíveis ainda zonas com a pintura exterior quase intacta ou chamuscada e ainda zonas em que o metal se encontra com o brilho que lhe é característico.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.15 SOBREVIVÊNCIA

Este sinistro, devido à violência do incêndio que destruiu a aeronave, é considerado como não sobrevivível, por consequência da inalação de fumos e das elevadas temperaturas sofridas pelos ocupantes da aeronave.

No que respeita às desacelerações sofridas, estimamos que não foram tão violentas que pudessem causar mais do que ferimentos não graves aos ocupantes, considerando:

- a provável utilização de cintos de segurança;
- as poucas fracturas encontradas nos cadáveres;
- a desaceleração linear média de cerca de 5g, sofrida desde o primeiro impacto até à imobilização final (ver Anexo 4).

Como termo de comparação, citamos o *US Naval Flight Surgeon Manual: Third Edition 1991 Chapter 2 Impact Acceleration*, que refere casos de exposições experimentais voluntárias a desacelerações de 45g sem ferimentos.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16 ENSAIOS E PESQUISAS

1.16.1. SOCIEDADE PORTUGUESA DE MATERIAIS-SPM: QUÍMICA E MECÂNICA

Esta Comissão solicitou à Sociedade Portuguesa de Materiais, a seguir designada por SPM, a realização da análise de fracturas e de deformação do cockpit da aeronave Cessna 421 A, marcas YV-314-P, antes e depois do sinistro.

Esta análise compreendeu quatro fases:

- Caracterização química de amostras recolhidas a partir dos destroços da aeronave, e amostras resultantes de testes realizados com vários tipos de explosivos, a fim de despistar a identificação do tipo de partículas encontradas aquando do sinistro;
- Caracterização da micro-estrutura e das superfícies de fractura das amostras com a mesma finalidade da fase anterior;
- Determinação da deformada do cockpit e do tipo de esforços compatível com o modo de ruína e geometria de destroços do cockpit encontrados, de modo a identificar o tipo ou tipos de carregamento mais plausível de ter ocorrido no sinistro;
- Caracterização mecânica de materiais e de componentes da ligação do pára-brisas à estrutura da aeronave, com vista à obtenção de dados importantes para executar a modelação do cockpit e avaliar a resistência operacional e os modos de ruína do cockpit no sinistro.

O relatório elaborado pela SPM, datado de 20 de Outubro de 2004, composto por 81 páginas, consta do Anexo 11 ao presente Relatório.

Transcrevem-se seguidamente as Conclusões Finais desta análise, presentes na página 32 do referido Relatório:

6. Conclusões finais

Os resultados da análise química realizados em destroços seleccionados de componentes da aeronave Cessna 421, objecto de estudo, revelaram a presença dos elementos químicos potássio (K) e chumbo (Pb) que foram também detectados nos mesmos materiais que foram sujeitos a ensaios explosivos com granada de fósforo incendiária. Verificou-se também a presença de chumbo (Pb) no explosivo.

A análise microestrutural realizada em amostras de liga de alumínio da estrutura, retiradas também na zona de ligação com o pára-brisas de vidro acrílico, acusa

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

forte descoesão intergranular do material causada provavelmente por sobreaquecimento ou corrosão.

A análise numérica realizada no pára-brisas do cockpit usando o método dos elementos finitos, e considerando uma pressão interna uniformemente distribuída sobre a superfície do pára-brisas, dá a deformação do pára-brisas que melhor se ajusta à geometria dos destroços das chapas de ligação do pára-brisas à estrutura do cockpit. Esta conclusão foi obtida analisando vários tipos de carregamento que podem ter ocorrido no pára-brisas durante o sinistro.

O modelo da carga uniformemente distribuída verifica também que o modo de rotura do pára-brisas do cockpit ocorreu por corte nos orifícios de ligação do pára-brisas de vidro acrílico à liga de alumínio da estrutura da aeronave.

As cargas de ruína do corte foram determinadas em ensaios mecânicos de simulação da ligação da chapa e parafuso assim como se determinou a resistência à flexão do vidro acrílico com carga simulada do interior do pára-brisas que deu ruína por corte na chapa em vez de rotura do vidro acrílico.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.2. LOCALIZAÇÃO DO FRAGMENTO 7

As verificações e ensaios levados a cabo por esta equipa de peritos, está amplamente descrita e documentada no Anexo 7.

A metodologia aplicada consistiu em:

- Análise histórica sucinta do Fragmento 7 e fotografias de caracterização;
- Réplica em acrílico moldável;
- Comparativo com aeronave nos destroços – Hangar 6 do Aeroporto da Portela, Lisboa;
- Comparativo de confirmação em aeronave estruturalmente similar estacionada no Aeródromo de Cernache (CESSNA 421B);
- Identificação do parte estrutural e espessura do revestimento a que pertence o fragmento através os manuais da aeronave.

Conclusões:

A conclusão retirada é inequívoca e estabelece que o Fragmento 7 – Amostra 2, pertenceu ao lado esquerdo superior da fuselagem, entre a 1ª e 2ª janelas a contar da parte anterior da cabina da aeronave, conforme a Figura a seguir.

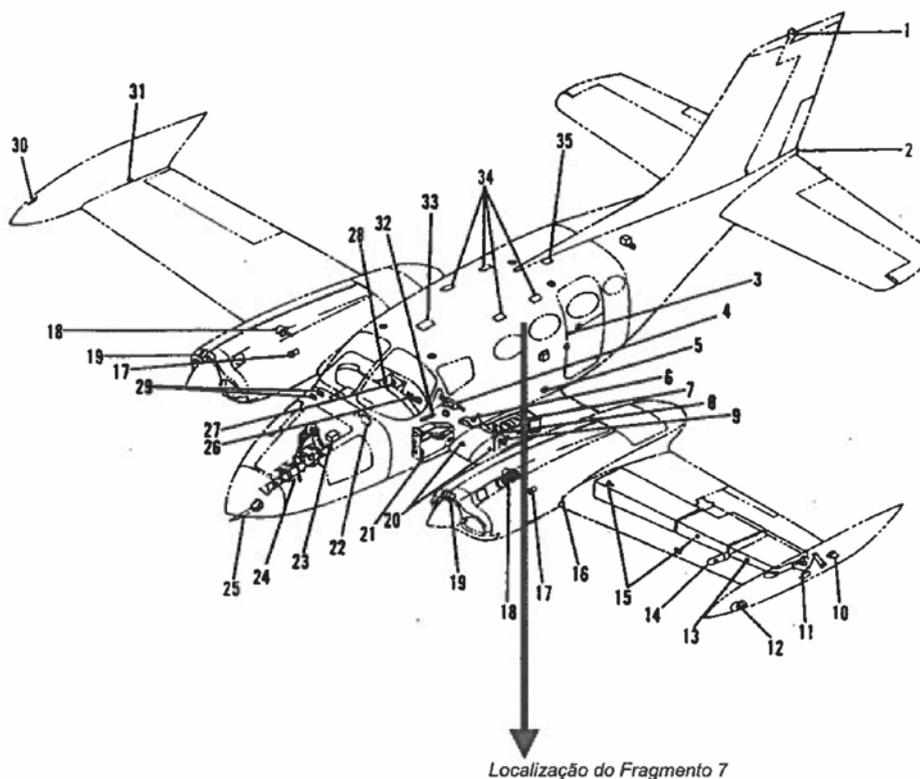


Figura 2 – Estabelecimento da localização do Fragmento 7.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.3. ESTUDO DA MORFOLOGIA E CAUSAS DO REBENTAMENTO DE CABOS ENCONTRADOS NOS DESTROÇOS

As verificações e ensaios levados a cabo por esta equipa de peritos, estão descritas no Anexo 8.

A metodologia aplicada consistiu em:

- Identificação dos cabos;
- Medição do comprimento total;
- Localização de acordo com o manual da aeronave;
- Confirmação por comparação com aeronave similar (Aeródromo de Cernache);
- Experimentação de roturas à tracção em máquina de ensaio (Aeródromo de Cernache);
- Caracterização da localização da rotura em relação à estrutura da aeronave;
- Experimentação de roturas com diversos explosivos em ensaios destrutivos realizados no Regimento de Infantaria 1 - Carregueira;
- Registo fotográfico das diversas morfologias de rotura;
- Análise efectuada por SPM;
- Comparação de resultados e conclusões;

As conclusões retiradas são inequívocas e podem ser sintetizadas como se segue:

- Os cabos recolhidos dos destroços mantinham a sua integridade na zona das extremidades com os respectivos terminais não afectados;
- A rotura ou quase rotura nos cabos recolhidos não foi provocada por arrancamento puro, porque a zona dos terminais é o "fusível" nestas situações. A comprová-lo foram outros cabos encontrados nos destroços estando estes soltos dos respectivos terminais por arrancamento, que se considerou pouco relevante analisar dado o tipo de sinistro;
- A morfologia da rotura não é do tipo corte mecânico, porque implicaria uma secção recta de corte, que não é o caso. Portanto não pode ter tido origem em operações de remoção com meios mecânicos, como por exemplo tesouras hidráulicas de desencarceramento dos bombeiros;
- A morfologia da rotura indicia acção local, pois a esfoliação só existe em uma secção muito limitada;
- O padrão morfológico não é similar à rotura por tracção pura, mas encontra a sua analogia nas roturas provocadas pelas experiências com cargas explosivas;

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

- A análise química efectuada aos cabos acidentados apresenta o mesmo tipo de elementos químicos que a análise química aos cabos provete de referência;
- A rotura dos cabos encontra-se localizada essencialmente à frente da antepara de separação do cockpit, localizada na FS100.00 (ver Anexo 8).

A conclusão que os peritos desta Comissão retiram destes factos é que a explicação para as anomalias encontradas são compatíveis com a explosão de engenho, com impacto directo na zona da aeronave caracterizada neste relatório.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.4. EMPRESA AEROTÉCNICA, LDA: MOTORES TCM GTSIO-520

Esta Comissão solicitou à empresa Aerotécnica, Lda, certificada pela Autoridade Aeronáutica Portuguesa – INAC – para a manutenção de aeronaves e motores aeronáuticos, a realização da inspecção da falange dos dois veios dos hélices ("propeller shaft"), part number: 633908, n.º de série: GIH, e part number: 633908, n.º de série: GID e que estão acoplados respectivamente às cambotas dos dois motores TCM, #1 modelo GTSIO-520-D(22B), número de série 21298-R, e #2 modelo GTSIO-520-D(21), número de série 219304-R, instalados no avião marcas YV-314-P.

Esta inspecção foi efectuada em conformidade com os procedimentos constantes do manual de revisão geral do motor – TCM OVM referência X-30045 A, edição de Março de 1981. As tolerâncias aceitáveis dos empenos referidas no manual são as seguintes: mínimo: 0.000 inch / máximo: 0.002 inch / limite: 0.003 inch.

Os resultados encontrados na inspecção foram os seguintes: motor #1: 0.055 inch / motor #2: 0.010 inch.

O Relatório Técnico elaborado pela Aerotécnica, Lda, referência OT-60/03, datado de 12 de Dezembro de 2003, composto por 1 página, consta do Anexo 23 ao presente Relatório.

Transcrevem-se seguidamente as Conclusões deste Relatório Técnico:

CONCLUSÃO:

Os veios dos hélices (propeller shafts) estão fora de serviço, por o empeno das falanges se encontrar para além dos limites.

1.16.5. AEROHÉLICE: REGULADORES DE PASSO WOODWARD DOS HÉLICES

Esta Comissão solicitou à empresa Aerohélice, Lda, certificada pela Autoridade Aeronáutica Portuguesa – INAC – para a manutenção de hélices aeronáuticos, a realização da verificação, ensaio funcional e determinação do último standard dos dois reguladores de passo dos hélices, marca Woodward, modelo 210596A, n.º de série 803479 e modelo 210596, n.º de série 1579803K, instalados respectivamente nos motores TCM #1 modelo GTSIO-520-D(22B), número de série 21298-R, e #2 modelo GTSIO-520-D(21), número de série 219304-R.

Esta inspecção foi efectuada em conformidade com os procedimentos constantes dos manuais Woodward, referência 33002B, de Janeiro de 1982, e referência 33201, revisão 2, de 2001.

Os Relatórios Técnicos elaborados pela Aerohélice, Lda, sem referência, datado de 19 de Dezembro de 2003, composto por 5 páginas cada, constam do Anexo 24 ao presente Relatório.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Transcrevem-se seguidamente as Conclusões destes Relatórios Técnicos:

RELATÓRIO DO REGULADOR DE PASSO #1 N.º DE SÉRIE 803479 CONCLUSÃO:

O regulador apresenta cinco condições "não satisfaz" de um total de dezassete condições, com observações, que se referem: válvula de alívio; máximas RPM; posição de comando; curso de comando das Max. ás 1825; e bandeira.

RELATÓRIO DO REGULADOR DE PASSO #2 N.º DE SÉRIE 1579803K

CONCLUSÃO:

O regulador apresenta duas condições "não satisfaz" de um total de dezassete condições, sem observações, que se referem: válvula de alívio; e máximas RPM.

O regulador de passo Woodward, modelo 210596, n.º de série 1579803K, não foi ensaiado no decurso da investigação técnica efectuada pela DGAC em Março de 1981. O Relatório de Factores Materiais da investigação refere no parágrafo 6.6.2.9 (página 11) o seguinte:

6.6.2.9 - Não foi possível ensaiar o motor de arranque e o regulador de passo por terem ficado completamente danificados.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.6. LEVANTAMENTO TOPOGRÁFICO: OBTENÇÃO DE DADOS

Foi solicitado por esta Comissão de Peritos que fosse realizado um levantamento topográfico detalhado da zona do Bairro das Fontainhas que permitisse uma determinação exacta das distâncias, dimensões e elevações dos edifícios, estruturas e do pavimento da área das colisões da aeronave YV-314-P.

Este levantamento foi realizado por dois técnicos topógrafos do GAT - Caldas da Rainha.

Os resultados deste levantamento foram utilizados nas nossas diversas análises e cálculos presentes nos Anexos a este Relatório.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.7. PESQUISA DOS DESTROÇOS DO AVIÃO YV-314-P ARMAZENADOS NO HANGAR 6 DO AEROPORTO DE LISBOA

Esta Comissão procedeu à análise técnica dos destroços do avião YV-314-P, armazenados em área restrita do Hangar 6 do Aeroporto de Lisboa, tendo em vista a identificação de eventuais *elementos factuais novos* ou omissos nos Relatórios Técnicos das investigações realizadas por anteriores Comissões Parlamentares e outras Entidades envolvidas.

Estes elementos factuais novos evidenciam sinais visuais de que as molduras de fixação dos para-brisas à estrutura do cockpit, posição superior #1 e #2 e inferior #2, sofreram um arrancamento por expansão dos respectivos parafusos de fixação, no sentido de dentro para fora da aeronave.

Ver fotografias inseridas em Anexo 2 ao Anexo 10 deste Relatório. e Anexo 11

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.8. PESQUISAS DOCUMENTAIS DOS ARQUIVOS DA AR

No decurso dos trabalhos, a Comissão Multidisciplinar teve acesso aos relatórios e documentos elaborados pelas anteriores Comissões Parlamentares assim como de outras entidades envolvidas.

A pesquisa documental decorreu no Arquivo Histórico da Assembleia da República.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.9. VOO DE EXPERIÊNCIA REALIZADO NUMA AERONAVE IDÊNTICA À ACIDENTADA, CESSNA 421-B, MARCAS CS-AJD

Quatro membros desta Comissão participaram num voo de experiência numa aeronave de características semelhantes às da aeronave sinistrada - um avião de marca Cessna modelo 412-B, marcas de nacionalidade e matrícula CS-AJD - com a duração de uma hora de voo, utilizando o piloto comandante habitual da mesma, com o objectivo de verificação dos procedimentos normais e de emergência da aeronave, prescritos no seu Manual de Voo Aprovado e a determinação dos tempos de operação dos mesmos.

Este voo foi realizado no dia 24 de Janeiro de 2004, pelas 10:00 HL, com a partida e a chegada ao Aeródromo Municipal de Cascais, tendo como ocupantes o piloto comandante habitual da aeronave e os quatro membros da Comissão.

O Relatório do Voo de Experiência e anexos, sem referência, elaborado pelo piloto comandante habitual da aeronave, datado de 24 de Janeiro de 2004, composto por 6 páginas, consta do Anexo 25 ao presente Relatório.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.10. ANÁLISE DE MONÓXIDO DE CARBONO

Este assunto está tratado amplamente no Anexo 20 "Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono", texto do qual se transcrevem apenas as conclusões.

Consideramos plenamente atingidos os objectivos propostos no item 2) deste trabalho.

Com efeito, resultou evidenciado que, sob condições termodinâmicas desviadas das normais, concentrações muito baixas de Monóxido de Carbono podem, em curtíssimos intervalos de tempo de inalação, originar teores extremamente elevados de HbCO.

A panóplia de expressões deduzidas habilita-nos também a inferir – partindo de concentrações determinadas de HbCO e do conhecimento das variações de pressão e/ou de temperatura a que um sistema foi submetido –, a grandeza dos teores de CO geradores de tais concentrações de HbCO, bem assim como os intervalos de tempo consumidos na sua instalação no sangue.

O vasto suporte analítico, para além da mera função legitimante e validante que lhe é inerente neste contexto de investigação, apresenta a grande vantagem de facultar a obtenção de valores rigorosos de certos parâmetros – concentrações e tempos de reacção, nomeadamente – que, pela sua reduzida grandeza não seriam passíveis de leitura fiável sobre gráficos, ábacos ou quaisquer outras representações icónicas congéneres.

Por outro lado, na II Parte deste trabalho procedeu-se a uma recensão / adaptação de expressões e conceitos gerais conhecidos da Termoquímica e da Química Geral, a par de certas aquisições específicas da Química das substâncias explosivas, elementos com os quais se torna possível inferir as quantidades de explosivos (deflagrantes ou detonantes) aos quais possa imputar-se a responsabilidade por bruscas transformações termodinâmicas sofridas por sistemas constituídos por ar contido em recintos fechados.

Os resultados mais salientes deste trabalho de investigação serão aplicados à explicação de certos aspectos controversos do circunstancialismo que envolveu o despenhamento do avião YV-314-P em Camarate, na noite de 4 de Dezembro de 1980.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.11. RECONSTITUIÇÃO DA SEQUÊNCIA DE EMBATES

A reconstituição da sequência de embates foi realizada com base na análise cuidada dos destroços da aeronave, das fotografias de época dos destroços e da zona do Bairro das Fontainhas que foi afectada pelo despenhamento da aeronave YV-314-P.

Esta análise encontra-se nos Anexos 2 e 17, sendo este último uma reconstituição pictográfica, com recurso a uma maquete do Bairro das Fontainhas, a uma escala aproximada de 1:35 e a um modelo reduzido de uma aeronave Cessna 421A, a uma escala aproximada de 1:32. Daqui resulta que, o modelo reduzido da aeronave tem dimensões 9.3% superiores ao que deveria para possuir as dimensões correctas face às da maquete do Bairro.

Da reconstituição resulta provada a incorrecção de todas as reconstituições anteriormente publicadas nos relatórios da DGAC, NTSB e Comissões Parlamentares.

Sem dispensar a consulta detalhada dos anexos referidos, descrevemos de uma forma sucinta a sequência de colisões:

1. Colisão com a Vivenda Paulos:

Esta colisão foi realizada com uma trajectória de aproximadamente 45° com o eixo da cumeeada do telhado da Vivenda Paulos (ver Fotografia A16-17) e uma inclinação lateral suficiente para embater com o motor esquerdo na chaminé da Vivenda, e o motor direito livrar o telhado (uma vez que o spinner desta hélice não evidencia compressão, ver Fotografias A16-8a e 8b). A asa esquerda foi cortada pela sua raiz junto ao fusão do motor esquerdo pelas vigas e barrotes de uma estrutura de betão que servia de suporte a um pombal.

Este corte resultou no rompimento dos reservatórios de combustível, principal e auxiliares. O combustível foi em parte pulverizado e espalhado pela área circundante e outra parte escoou pelo esgoto de águas pluviais das traseiras da Vivenda Paulos que esta Comissão verificou existir de facto.

O fragmento de asa rodou num ângulo de cerca de 270° e ficou em repouso, no telhado da Vivenda conforme se vê na Fotografia A16-5. Nesta fotografia é evidente o rompimento de todos os reservatórios de combustível.

O embate directo na chaminé do motor esquerdo resultou na destruição da mesma, e no recuo do motor, empenando axialmente o veio da hélice de uma forma mais forte que o da hélice direita (ver Anexo 23), na deformação por compressão do pára-fogo do motor esquerdo, por interferência do seu turbo-compressor ao recuar (ver Fotografias A16-12a e 12b) e na cedência dos apoios do motor. O motor ficou então solto.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Durante esta fase, o estabilizador horizontal ficou também solto, em consequência de um embate com o seu bordo de ataque no travamento do telhado (ver Fotografia A16-4).

Em resultado do impacto com a asa esquerda e destruição do telhado da Vivenda Paulos, a aeronave inicia uma rotação sobre um eixo localizado no fuso do motor esquerdo, mergulha ainda a sua proa na água do lado nascente do telhado da Vivenda Fátima e continua a rotação, poupando assim a água norte do telhado da mesma Vivenda (ver Fotografia A16-17). É nesta fase ou logo após que, em consequência da destruição da fixação do estabilizador horizontal que este é libertado e, durante a sua trajectória, embate no poste de iluminação pública, enquanto se encaminha para a posição final de repouso na Vila Ferramenta.

2. Ao prosseguir a sua rotação, a aeronave alcança uma posição de motor esquerdo para cima e é a partir dessa altura que é possível a sua projecção em movimento parabólico por cima da Vivenda Zeca até alcançar a sua posição de repouso na Vila Ferramenta. Nas Fotografias A16-10a e 10b são visíveis pedaços do travamento do telhado e de telhas que o motor esquerdo e sua hélice arrastaram consigo para a Vila Ferramenta.
3. Na sua progressão, a aeronave, menos a sua asa esquerda, motor esquerdo e estabilizador horizontal, assentam na última colisão com um edifício, a Vivenda Zeca. Embate de cauda no telhado da referida Vivenda, e assenta com a parte posterior do fuso direito na varanda da Vivenda Zeca, quebrando-a em semicírculo e derrubando uma parede da Vivenda vizinha (ver Fotografias A16-11a, 11b e 11c).
4. A asa direita é esmagada transversalmente, no seu bordo de fuga de encontro à fachada e, enquanto a aeronave escorrega, o depósito principal direito é esmagado de encontro ao automóvel Morris Marina que se encontra directamente por baixo. Esta sequência de esmagamentos, resulta no rompimento dos reservatórios de combustível e na pulverização do seu conteúdo pela área circundante.
5. A aeronave, em equilíbrio precário, desliza e repousa no pavimento da rua.
6. Entretanto, o incêndio que já lavrava no interior da aeronave (ver Anexos 2 e 3), propagou-se ao combustível derramado dos reservatórios da asa direita. Daqui resultou a extensa carbonização dos destroços e dos ocupantes da aeronave.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.12. ANÁLISE DOS VESTÍGIOS MACROSCÓPICOS DA COMBUSTÃO E INCÊNDIO

Esta análise encontra-se desenvolvida no Anexo 3. Resulta, da análise efectuada, que o incêndio lavrou durante mais tempo no interior da aeronave do que no exterior, sendo superiores os danos causados na face interior (verificar fragmentos da cabina que foram poupados à destruição completa), em relação aos danos evidenciados pelas superfícies exteriores, tanto dos mesmos fragmentos como dos fragmentos da asa direita, seu fusão do motor e capotagens.

As evidências de incêndio a bordo, que após o despenhamento foi alimentado por gasolina proveniente da asa direita, são coerentes com os depoimentos das testemunhas referidas no Anexo 2, que referem um incêndio durante o voo, e logo após a descolagem.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.13. APRESENTAÇÃO DE UMA EXPLICAÇÃO PLAUSÍVEL PARA O APARECIMENTO DO RASTO DE FRAGMENTOS PROVENIENTES DA AERONAVE YV-314-P

Introdução

O objecto do presente estudo é encontrar justificação para o achado efectuado pela equipa da 3ª Secção da Direcção de Lisboa da Polícia Judiciária nos terrenos do Aeroporto logo após o sinistro da aeronave Cessna 421A com a matrícula YV-314-P. Desta forma fez-se uma análise cuidada e detalhada dos principais documentos disponíveis, e adicionalmente foram feitos cálculos que podem vir a corroborar e eventualmente validar a explicação do supracitado achado apresentada na III Comissão Eventual de Inquérito (CEI), assim como nas IV e V CEIs.

Dados Existentes e sua Compatibilização

É aparente haver alguma discrepância entre as várias versões deste achado, e muito particularmente entre a da Polícia Judiciária (PJ), e a da Direcção Geral da Aeronáutica Civil (DGAC). Este aspecto já foi extensamente discutido nos relatórios da IV e V CEIs, especificamente o relatório final da IV CEI, D.A.R., I-B, nº 3, de 25/5/1991, que na sua conclusão nº 37, - 4º, b) refere:

“houve libertação em pleno voo de um rasto de fragmentos queimados provenientes do seu interior [Cessna] e depositados nos terrenos através de uma rotura na fuselagem e à vertical da sua trajectória de voo”;

é igualmente mencionado na conclusão nº 1, a) e b) do relatório final da V CEI, D.A.R., II-B, nº 34, de 16/6/1995, o seguinte:

“libertação em pleno voo de um rasto de fragmentos queimados provenientes do seu interior”.

A presente Comissão **subscreeve** inteiramente estas conclusões com base na análise que fez do relatório de Agosto de 1986 do Instituto Superior Técnico (IST) e subsequente documentação relacionada com este mesmo relatório.

A Perícia do IST

O relatório do IST “Sinistro de Camarate: Mecanismos Indutores do Rasto de Fragmentos” de Agosto, 1986, da autoria do Prof. Vasco Brederode e do Prof. Mário Nina é o único estudo pericial com uma base científica que foi dedicado a averiguar as causas do rasto. Este trabalho foi elaborado com base em toda a informação relevante existente à data, e visitas ao local.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Há ainda a assinalar um ofício Ref. S-282/86 de 24 de Novembro de 1986, enviado pelo Prof. Vasco Brederode ao Presidente da Comissão Eventual de Inquérito ao Sinistro de Camarate. Neste ofício são prestados esclarecimentos adicionais sobre três pontos, nomeadamente: trajetória de voo, mecanismo de ejeção dos fragmentos em voo, e dispersão de fragmentos de lâ de vidro.

Avaliação do relatório do IST

De forma resumida, os principais elementos e conclusões da perícia do IST são transcritos aqui pela sua importância.

O relatório do IST expressa como conclusão central que:

"(...) de entre os mecanismos considerados de indução do rasto de fragmentos, o único capaz de produzir um rasto com uma configuração geral próxima da do assinalado no solo é o de libertação dos fragmentos durante a fase de voo da aeronave".

Enquanto que no ofício de 24 de Novembro de 1986 acima citado, quando se faz referência ao "mecanismo de ejeção dos fragmentos em voo", é mencionado que:

"(...) não só pela sobrepressão criada no interior da aeronave em consequência da deflagração num domínio confinado – como é o caso da cabine pressurizado – como pelo eventual efeito de sucção resultante de uma baixa pressão estática local reinante na zona de perfuração e associada ao escoamento em torno da aeronave como um todo.

Desenvolvendo o mecanismo de aumento de pressão no interior:

- a) O habitáculo da aeronave pode considerar-se um sistema a volume constante*
- b) A deflagração de um engenho incendiário liberta, em tempo muito curto, uma enorme quantidade de produtos gasosos*
- c) Os produtos gasosos são libertados a elevada temperatura, como resultado da reacção fortemente exotérmica*
- d) A libertação de gases e o aumento de temperatura do ar e gases contidos no habitáculo traduz-se num aumento de pressão estática.*

Um enfraquecimento localizado seguido de perfuração da parede do habitáculo, associado ao diferencial de pressões acima referido, levaria à formação de um jacto (ou jactos) gasoso (s) com capacidade para arrastar objectos existentes na vizinhança da perfuração".

Uma cuidada análise dos documentos em questão não revelou qualquer inconsistência ou vulnerabilidade de carácter técnico-científico. Deste modo não é possível refutar qualquer das afirmações deles extraídas. De facto, a qualidade do relatório faz com que a presente Comissão as **subscreva** integralmente.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Um contributo para uma “explicação plausível” para o aparecimento do rasto de fragmentos

Como é mencionado no ofício acima citado, é referido que uma perfuração na cabina do Cessna levaria “`a formação de um jacto (ou jactos) gasoso (s) com capacidade para arrastar objectos existentes na vizinhança da perfuração”. Num esforço para quantificar a velocidade média instantânea desse jacto é apresentada no Anexo 15 uma análise simplificada. O valor desta velocidade é importante, pois se ela fosse muito baixa não levaria a um rasto com a definição como aquele como foi encontrado. Por outro lado, a metodologia utilizada tenta demonstrar que existe sequência de eventos consistente com uma deflagração no interior da cabina do Cessna. Este estudo é feito com base numa metodologia com as seguintes premissas:

1. O ar e os eventuais gases de combustão têm o comportamento característico de um gás ideal;
2. A mistura composta pelo ar e pelos gases de combustão tem propriedades semelhantes às do ar;
3. A deflagração no interior da cabine leva à elevação de temperatura através de um processo a volume constante (processo isocórico);
4. A velocidade do ar dentro da cabina pode ser considerada desprezável e, na ausência de velocidade, a pressão no interior da cabina pode ser considerada igual à pressão de estagnação;
5. O eventual rombo na superfície inferior da fuselagem sob a cabina desenvolveu-se de forma quase instantânea (centésimas de milésimas de segundo em vez de décimas de segundo);
6. O escoamento através do rombo é politrópico; e
7. Uma deflagração no interior da cabina resultaria numa rápida elevação da temperatura ambiente da mesma para um valor da ordem dos 200°C.

O valor encontrado para a velocidade média instantânea do jacto é de:

299 m/s.

Este valor é consistente com a perícia do IST e assim, este cálculo vem de alguma forma corroborar as evidências desta perícia.

Concluindo, esta Comissão está em posição de afirmar que a perícia do IST, os relatórios finais da IV e V CEIs , e o cálculo apresentado convergem para o que parece ser a única “explicação plausível” para o aparecimento e morfologia do rasto de fragmentos provenientes da aeronave.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.14. ENSAIOS DE SIMULAÇÃO COM EXPLOSIVOS

Estes ensaios efectuados pela equipa de peritos, encontram-se amplamente explicitados nos parágrafos 6 ,7 e 8 do Anexo 10.

Os ensaios descritos no relatório da SPM (ver Anexo 11) são também tomados em consideração nesta análise.

A metodologia utilizada foi:

- Criação de banco de ensaios representativo da estrutura da aeronave na zona investigada
- Explosões com diversos tipos de cargas
- Estudo da configuração dos danos produzidos
- Registo fotográfico das diversas morfologias de rotura
- Comparação de resultados e conclusões

Os resultados e conclusões são inequívocos e são resumidos a seguir:

- a) Existe concordância das observações dos destroços, as experimentações efectuadas por SPM e as experimentações efectuadas pela comissão de peritos no respeitante à morfologia do arrancamento de painel;
- b) Estes resultados e observações são compatíveis com as conclusões retiradas de relatório de estudo da rotura de cabo de comando de aileron e cabo comando leme de profundidade, ou seja podem ser originados por rebentamento de carga explosiva colocada na zona inferior do cockpit.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

**1.16.15. ANÁLISE E ENSAIOS A DESTROÇOS NA DEMM- FEUP DE 20 JANEIRO 2004
E ENSAIOS USANDO EXPLOSIVOS**

O resultado dos trabalhos efectuados na DEMM-FEUP encontram-se amplamente descritos no Anexo 12.

Para caracterização da configuração dos rombos a presente Comissão, adicionalmente, utilizou a seguinte metodologia:

- Análise do relatório da DEMM – FEUP Anexo 12
- Identificação da zona objecto de estudo;
- Criação de banco de ensaios representativo da estrutura da aeronave na zona investigada;
- Explosões com diversos tipos de cargas;
- Estudo da configuração dos danos produzidos;
- Registo fotográfico das diversas morfologias de rotura;
- Comparação de resultados e conclusões;

Os peritos da Comissão reconhecem as seguintes características morfológicas após os ensaios e pesquisas efectuadas:

- A morfologia dos rebordos nos rombos produzidos com a carga RDX são, como se pode verificar nas Fotografias 15, 16, 17 e 18 do Anexo 10, enrolados para o exterior, sugerindo rompimento brusco com deformação plástica por acção da onda de choque;
- A morfologia dos rebordos descrita atrás, no caso de acção calorífica posterior, poderá eventualmente ser compatível com a morfologia avaliada no relatório da FEUP para o rombo A, atendendo que haverá um efeito de fusão subsequente ao enrolamento do bordo metálico;
- A granada de fósforo produz fusão do painel, não afecta os cabos, e a morfologia dos rebordos indiciam fusão e "escorrimento" do metal, não provocando qualquer acção de deformação plástica no painel;
- A fusão por chama (Fotografia 20, do Anexo 10) provoca abertura na chapa com rebordos pouco revirados, denunciando uma morfologia típica de fusão parcial com orientação seguindo o balanço entre o sopro da chama e a gravidade.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

Pelos resultados obtidos nos diversos ensaios e análises efectuadas, esta comissão de peritos conclui que a configuração dos rebordos provocados pelas várias experiências e os verificados nos destroços (designado por orifício A, no relatório em referência, Anexo 12) não é evidente, nem tampouco é absolutamente inequívoca a sua similitude.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.16. ENSAIO NÃO DESTRUTIVO AO PNEU DO TREM DE PROA, DA AERONAVE YV-314-P

O objectivo desta análise é efectuar a despistagem de assinaturas físicas (corpos estranhos) no pneu e no interior do mesmo eventualmente projectados por um engenho explosivo próximo, nomeadamente partículas metálicas relevantes (aços ou liga densa).

Este ensaio está amplamente descrito no Anexo 13, que, por sua vez, contém os seguintes anexos:

Anexo A – Relatório Aerohélice ND 090363/2003;

Anexo B – Método usado para calibração densitométrica;

Anexo C – Caracterização do material das partículas observadas.

Os resultados e conclusões expressos por esta Comissão são os seguintes:

a) Quanto à natureza das partículas:

A avaliação e os critérios utilizados foram baseados na medição da densidade óptica comparativa entre materiais conhecidos e obtidos em simultâneo nas exposições radiográficas. Ver **Anexos A, B e C** ao relatório de referência.

b) Quanto às dimensões:

Embora qualquer radiografia tirada provoque distorções de imagem, o valor desta distorção pode ser avaliada através das condições geométricas da exposição e de uma forma directa a avaliação da distorção radiográfica das partículas ou fios usados como Indicadores de Qualidade de Imagem (IQI), dão-nos objectivamente e em limite mais desfavorável (devido à colocação dos mesmos IQI's) a distorção máxima em cada exposição, sendo no caso do rasto a exposição mais desfavorável, mas mesmo assim com fiabilidade considerada para o fim em vista como satisfatória.

Pelo indicado, a dimensão avaliada das partículas no plano da película tem uma precisão segura de +10%; - 0%, na dimensão Z (espessura) a avaliação é efectuada através da comparação das densidades entre partículas dos IQIs e partículas visíveis a precisão poderá ser menor e da ordem dos 15 a 20 % do valor indicado.

c) Quanto à localização:

Sabendo que esta técnica radiográfica (projecção) não permite com uma só exposição determinar a profundidade das partículas, por um lado e porque a mesma partícula não é visível em duas exposições, não podemos concluir rigorosamente a localização em profundidade no pneu.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

d) Conclusões

Tendo em conta o número de apenas 3 e a dispersão e afastamento das partículas relevantes detectadas (de aço), bem como a sua forma, a Comissão é da opinião que estes dados são perfeitamente compatíveis com o rolar normal do pneu e contaminação do mesmo, não só com areias como com partículas metálicas do tipo esquirolas de aço. Obviamente a presença de partículas de liga de alumínio são resultantes da fusão e posterior projecção sobre o pneu.

No entanto foram retiradas duas das três partículas referidas, constatando-se estarem a cerca de 1 a 2mm de profundidade em relação ao rasto do pneu, sendo constituídas de facto por material ferro - magnético, não sendo consideradas relevantes para esta peritagem, ou seja, poderá associar-se estas partículas a sujidades metálicas existentes nas pistas.

Conclui-se, portanto, que não existem indícios fortes de estilhaços metálicos no pneu avaliado, eventualmente provenientes de engenho explosivo colocado próximo do mesmo pneu com características provocadoras de estilhaços.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.17. ANÁLISE DENSITOMÉTRICA

O objectivo dos estudos densitométricos levados a efeito, foi estabelecer de forma menos equívoca possível a caracterização de partículas e objectos detectáveis nas radiografias aos restos mortais de algumas vítimas do sinistro, e que foi exaustivamente levado a cabo, como se pode constatar no Anexo 14.

Por sua vez, o relatório do Anexo 14 contém os seguintes anexos:

RELATÓRIO RAD. DEN. [REDACTED]:

ANEXO 1: Radiografias tiradas em 6-11-82 - 1ª exumação constantes IML REL Nº 2 ANEXO 5

RI – Crânio

ANEXO 2: RELATÓRIO [REDACTED] de 6-11-82 IML REL Nº 2 ANEXO 5

RII – Tórax e cinturas escapulares

RIII Regiões do abdómen e bacia

RV = RII

RVI – Membros superiores

RXII - Fémures

ANEXO 3: Radiografias tiradas em 6-11-82 - 1ª exumação constantes IML REL Nº 2 ANEXO 5

Radiografia pés e calcâneos RXIII

ANEXO 4: Radiografias tiradas 22 a 29 -11-82 - 1ª exumação constantes IML REL Nº 3 ANEXOS 1 a 5

Rel 3 B (raspagem teg.), H (Raspagem da superfície dos calcâneos) e amostra O

ANEXO 5: Radiografias tiradas HSM de acordo com Diligências TIC – Loures em Julho 1985

Pés [REDACTED]

Amostra B

Amostras de fuselagem

RELATÓRIO RAD. DEN. [REDACTED]:

Este relatório tem os seguintes anexos:

ANEXO 1: Radiografias tiradas em 30-09-95 – Crânio Refª R4, R5 e R2 e TACs relacionadas (amostragem)

ANEXO 2: Radiografias tiradas em 30-09-95 – Tronco: Refª R14 e TACs relacionadas (amostragem)

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

ANEXO 3: Radiografias tiradas em 30-09-95 – Tronco e bacia (Pelve Femural): R16 e R17 e TACs relacionadas (amostragem)

ANEXO 4: Radiografias tiradas em 30-09-95 – Membro superior esq.: R23 e TACs relacionadas (amostragem)

ANEXO 5: Radiografias tiradas em 01-10-95 – Amostras retiradas Ref^o 8 , 10, 11 e 12

RELATÓRIO –RAD. DEN. [REDACTED]

Estudo densitométrico às Radiografias tiradas aos [REDACTED]

Este relatório tem o seguinte anexo:

ANEXO: Radiografias tiradas em 23-10-82 - 1^a exumação constantes IML REL Nº1 ANEXO 5

R1 – Crânio e Face

R2 – Tórax

R3 e R4 – Coluna lombar e Bacia

R8 – Membro superior direito

R11– Pé direito

RELATÓRIO – Referência: Rad. Den. [REDACTED]

Este relatório tem o seguinte anexo:

ANEXO :Radiografias tiradas em 30-09-95

R2 – Tórax

R15 – Vísceras cavidade torácica

R4- Pernas

R12- Braço Direito

R17 – Amostras

R22 – Crânio

TACs representativas

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

METODOLOGIA UTILIZADA NA ANÁLISE DENSITOMÉTRICA

1º Estudo preliminar:

- Avaliação quantitativa da atenuação da radiação
- Avaliação da qualidade da radiação emitida
- Caracterização dos coeficientes de atenuação mássicos
- Avaliação da variação da intensidade de radiação emergente
- Avaliação da resposta da película ao feixe de radiação recebido e emergente do corpo
- Determinação da relação densidade óptica e material atravessado pelo feixe de radiação
- Calibração de densitómetros e verificação da sua fiabilidade

2º Análise densitométrica

- Análise das radiografias relevantes
- Identificação dos pontos e zonas de análise (em fotos e esquemas anexos)
- Calibração dos densitómetros antes da medição
- Medição da densidade óptica das zonas seleccionadas (média de 3 valores) e da respectiva densidade de fundo próxima.
- Medição do tamanho médio dos "corpos estranhos".
- Estimativa da dimensão atravessada.
- Caracterização da forma de cada partícula.
- Cálculo do ΔA .
- Introdução do ΔD .
- Cálculo do μ_2 (coeficiente atenuação dos "corpos estranhos") estimado , mínimo, estimado corrigido e mínimo corrigido (corrigido se $D < 0,6$).
- Comparação com os valores de tabela.
- Análise de resultados e conclusões.

Conclusões:

O estudo dos resultados obtidos neste relatório permitem concluir à Comissão de peritos o seguinte:

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

a) Em relação ao [REDACTED]:

- A análise densitométrica no crânio demonstrou existência de partículas metálicas constituídas por Alumínio ou seu óxido, bem como partículas de óxidos minerais.
- A análise densitométrica ao tórax membros e fêmures confirmou a existência de vários objectos e materiais de aço ou liga ferrosa e partículas diversas de alumínio identificadas nos relatórios de exumação, bem como óxidos minerais.
- A análise densitométrica aos pés e calcâneos (RXIII) mostra existência de partículas constituídas por Fe e/ou Fe₂O₃ , para além de muitas outras de Al ou Al₂O₃ e óxidos minerais, bem como confirmação de materiais identificados em outros relatórios como anilhas e outros similares . Os corpos identificados (Fe , Fe₂O₃) atrás descritos correspondem às partículas (Ver anexo 4 de relatório de referência) 1 ; 2 ; 4 ; 9 ; 12 ; 13; 21; 30; 33 e 34.
- A análise densitométrica aos tegumentos e produtos de raspagem Amostras B , H e O , (Anexo 5 de relatório de referência) mostraram partículas metálicas basicamente constituídos por liga de Al ou Al₂O₃, sendo que é avaliada uma partícula óxido de ferro na amostra O.
- A análise densitométrica às radiografias constantes no Anexo 5 – Pés de [REDACTED] amostras e materiais da fuselagem serviu para confirmar os valores comparativos dos coeficientes de atenuação (para materiais conhecidos), bem como o padrão de distribuição das mesmas com radiografia [REDACTED]

b) Em relação [REDACTED]

- A análise densitométrica no crânio demonstrou existência de partículas metálicas constituídas por Alumínio e/ou seu óxido.
- A análise densitométrica ao tórax membros e fêmures confirmou a existência de vários objectos e materiais de aço ou liga ferrosa e partículas diversas de alumínio identificadas nos relatórios de exumação.
- A análise densitométrica a pelve femural mostra radiográficas dos corpos medidos correspondem em limite ao Al ou Al₂O₃, são também distinguíveis partículas de outros materiais inorgânicos minerais, como sílica e cal (CaO). Partículas metálicas constituídas basicamente por liga de Al ou seu óxido são confirmadas abundantemente nas radiografias e TAC's observados , com dimensões variando de 2mm até à ordem das dezenas.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

- Análise densitométrica ao membro superior esquerdo mostram densidades radiográficas dos corpos medidos correspondem em limite ao Al ou Al₂O₃, são também distinguíveis partículas de outros materiais inorgânicos minerais, como sílica e cal (CaO), partículas metálicas constituídas basicamente por Liga de Al ou seu óxido são confirmadas abundantemente nas radiografias e TAC's observados, com dimensões variando de 1,5 a 2mm até à ordem das dezenas de mm. Nos TAC's é visível o posicionamento de algumas partículas que se encontram incrustadas nos tecidos moles.
- Análise de amostras - esta análise serviu essencialmente para dar consistência aos resultados das determinações, já que as partículas foram rastreadas até aos resultados do FEL, coincidindo a natureza das mesmas, com os resultados densitométricos assumidos.

c) Em relação [REDACTED]

- A análise densitométrica às radiografias indicadas, que se consideram suficientes em termos de amostragem, após comparação das várias películas, mostra que em geral todos os objectos, partículas e indicações correspondem a materiais esperados detectar por este método de análise, nomeadamente:
 - Pregos
 - Parafusos
 - Partículas de cal
 - Arames
 - Botões
 - Partículas de Alumínio
 - Sílica (terra) e outras sujidades não identificáveis
- Existem no entanto algumas particularidades na radiografia do Tórax – R2, que se prende com a existência provável de partículas de liga de alumínio ou seu óxido de dimensões muito pequenas (1,5 a 2mm), mas em reduzido número, não se dando por isso e por si só relevo especial.

d) Em relação [REDACTED]

- As partículas referenciadas relevantes e destacadas para análise de composição, são basicamente confirmadas em termos densitométricos como partículas de liga de alumínio pertencentes à aeronave, sendo confirmadas pelo relatório FEL de 1995, o tamanho é variável desde pequenos fragmentos da ordem de 1 – 2mm até fragmentos de tamanho considerável da ordem das dezenas de mm.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

- A localização é em geral à superfície, como pode ser avaliado pelos TAC's, mas são referenciados pelo menos 2 casos de fragmentos de Liga de Alumínio de reduzida dimensão (2 a 3mm) incrustados nos tecidos moles (ver TAC em anexo).
- Elementos metálicos para além dos chumbos e liga de alumínio não são encontrados na análise que se efectuou.
- Não existe também um padrão definidos de distribuição de partículas, nas partes do corpo avaliadas.

A análise dos resultados obtidos, conjugada com outros factos relevantes entretanto provados, e que fazem parte de outros capítulos deste relatório, na opinião da Comissão de peritos, permite concluir que existe uma forte probabilidade de um engenho explosivo originar o padrão de partículas com a natureza, configuração e dispersão encontradas nos corpos, atendendo aos seguintes factores:

- Localização e proximidade do engenho explosivo ao corpo [REDACTED]
- Tamanho de partículas (pequenas dimensões) observadas, não resultantes de fusão da liga de alumínio devido ao incêndio.
- Verificação de comprovação de alojamento de pequenas partículas em tecidos moles, particularmente em partes do corpo [REDACTED]

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.16.18. ANÁLISE DAS ASSINATURAS FÍSICAS E QUÍMICAS DE EVENTUAL UTILIZAÇÃO DE EXPLOSIVOS

Este assunto é tratado de forma desenvolvida no Anexo 21 "Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A, YV-314-P", documento de que se transcrevem as Conclusões:

" Pelo que precede, entendemos suficientemente evidenciado

- que a bordo da aeronave rebentou um engenho explosivo instalado sob o pavimento da cabina de pilotagem, com potência suficiente para danificar cabos de comando e para causar danos na integridade física dos tripulantes.
- que a intensidade do "blast" foi suficiente para desconjuntar as molduras do pára-brisas da aeronave, fenómeno que permitiu inferir a grandeza aproximada da pressão sobre aquele incidente (Pressão da ordem de 1,97 atm).
- que, associado à elevação de pressão, esteve uma elevação momentânea da temperatura da ordem dos 560°C, obviamente suficiente para desencadear a combustão rápida de inúmeros materiais presentes na cabina.
- que a temperatura média e pressão rapidamente criadas a bordo da aeronave foram suficientes para provocar uma intoxicação grave, por CO, de todos os ocupantes da aeronave e que tal intoxicação se terá operado em um intervalo de tempo de poucos segundos.
- que a natureza das substâncias explosivas detectadas a bordo fornece pistas para uma identificação tentativa, mas plausível, da composição do engenho utilizado para induzir o despenhamento da aeronave.
- que a localização e as características do "Orifício A" (ver Anexo 12) se coadunam com um modo perfeitamente exequível de iniciação, a partir do exterior, da carga explosiva instalada a bordo da aeronave.
- que o fragmento 7 (onde foram primeiramente detectadas as substâncias explosivas) não terá sofrido qualquer contaminação em momento ulterior ao sinistro, mas que terá sido simplesmente aspergido por partículas não decompostas do explosivo, como resultado de reflexão do sopro associado ao "blast" na superfície interna do pára-brisas.

Este conjunto de evidências parece-me suficientemente coerente para permitir alicerçar os indícios de que a aeronave CESSNA 421A YV-314-P se despenhou em Camarate na noite de 4 de Dezembro de 1980, em consequência de um acto de sabotagem. "

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.17 ORGANIZAÇÃO E GESTÃO

A organização e gestão do operador não é pertinente para a investigação, visto que o avião YV-314-P era de propriedade privada e classificação privada, referida nos respectivos Certificados de Matricula e de Navegabilidade, conforme a Legislação Aeronáutica Venezuelana.

A operação do avião YV-314-P em Portugal em transporte privado enquadrava-se nos termos da Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, de que Portugal era um Estado Signatário.

A presença do avião YV-314-P em Portugal enquadrava-se nos termos dos artigos 119º e 120º do Regulamento Geral das Alfândegas, de 15 de Dezembro de 1941.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.18 INFORMAÇÃO ADICIONAL

Não existe informação adicional a referir neste item para além da informação presente nos parágrafos anteriores.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGAÇÃO

A Comissão, de forma inovadora, concebeu e utilizou provetes originais para:

- Os ensaios de simulação e de análise de fractura em chapa metálica do revestimento da aeronave;
- Os ensaios de simulação e análise comparativa da morfologia entre os cabos de comando originais da aeronave e os cabos destruídos por explosivos.

Estes trabalhos encontram-se descritos no parágrafo 1.16.3 e Anexos 8 e 10.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

2. ANÁLISE

A aeronave estava em condições de navegabilidade e devidamente certificada para o voo em causa.

O piloto Comandante encontrava-se devidamente licenciado, qualificado e certificado para a operação da aeronave Cessna 421 A matrícula YV-314-P.

A Comissão Multidisciplinar não vislumbrou indícios susceptíveis de criar a convicção de que os procedimentos adoptados pelo piloto Comandante imediatamente antes e no decurso da decolagem tenham contribuído para o despenhamento da aeronave, na medida em que nada permite concluir com o mínimo de segurança que ocorreu eventual paragem do motor esquerdo ou que qualquer dos motores tenha parado por falta de combustível.

Por outro lado, configura-se de todo irrelevante ponderar sobre se a aeronave descolou com ou sem o uso de flaps.

Nada, no tocante à situação mecânica da aeronave e à probabilidade de defeitos detectados, permite concluir que tenha sido essa a causa do seu despenhamento.

A Comissão Multidisciplinar constatou que as referências surgidas em anteriores oportunidades a respeito de a decolagem ter ocorrido sem os motores – ou , pelo menos, um deles- terem atingido a temperatura de óleo adequada à operação, como factor contributivo para o sinistro, estão baseadas numa relação causa- efeito manifestamente abusiva, ou mesmo inexistente, já que nada consente que se dê por certo que essa eventual deficiente operação tenha afectado negativamente, ou, pelo menos, de forma significativa, a performance de qualquer dos motores.

Finalmente, o não arranque dos motores com recurso à energia proveniente das baterias e a solicitação de energia exterior para o efeito, é considerado um procedimento normal (*Starting Engines (Left Engine First) / With External Power Source*, páginas 1-6 e 1-7 do *Cessna Model 421A Owner's Manual*), particularmente na eventualidade de ocorrerem baixas temperaturas exteriores.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

3. CONCLUSÃO

Por todo o exposto neste Relatório, a Comissão Multidisciplinar de Peritos entende que a explicação plausível para o despenhamento da aeronave YV-314-P se encontra, não em razões acidentais, mas sim no rebentamento – e correspondentes consequências - de um engenho explosivo que incapacitou a aeronave e/ou os seus tripulantes de condução de voo, uma vez que não só não se encontra qualquer indício que permita filiar tal rebentamento em qualquer anomalia dos equipamentos de bordo, como se consegue compatibilizar todo um conjunto de indícios reveladores de ter sido essa a causa adequada e necessária do despenhamento.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

ANEXOS

ANEXO 1 – Análise de consumos de combustível

ANEXO 2 – Análise da trajectória

ANEXO 3 – Análise dos vestígios da combustão

ANEXO 4 – Cálculo da desaceleração

ANEXO 5 – Transcrição das comunicações entre o YV-314-P e a TWR LIS, na noite de 04/12/1980

ANEXO 6 – Parecer sobre questões Médico-Legais

ANEXO 7 – Localização do fragmento 7 na aeronave Cessna 421A - YV-314-P

ANEXO 8 – Cabos da aeronave: Descrição de investigação a anomalias encontradas em cabos destruídos pertencentes ao Cessna 421A matrícula YV-314-P

ANEXO 9 – *Station diagram, Cessna 421 Service Manual D817-15-13, Figure 1-3*

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P, 12 de Novembro 2004

ANEXO 11 – Relatório Aeronave Cessna – SPM, 20 de Outubro de 2004.

ANEXO 12 – Estudo de caracterização da configuração de rombos DEMM – FEUP de 20 de Janeiro 2004

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P, 20 de Novembro, 2004.

COMISSÃO EVENTUAL DE INQUÉRITO PARLAMENTAR À TRAGÉDIA DE CAMARATE (VIII)
(COMISSÃO MULTIDISCIPLINAR DE PERITOS)

ANEXO 14 – Estudos densitométricos às Radiografias tiradas aos restos mortais de alguns dos ocupantes da aeronave YV-314-P:

Rad. Den. ██████████

Rad. Den. ██████████

Rad. Den. ██████████

Rad. Den. ██████████

ANEXO 15 – Cálculo da Velocidade dos Gases através de um Eventual Rombo na Cabina da Aeronave Cessna 421A com a Matrícula YV-314-P

ANEXO 16 – Fotografias de referência Nº1

ANEXO 17 – Fotografias da simulação da sequência de embates.

ANEXO 18 – Depoimentos relevantes à sequência de embates e ao incêndio.

ANEXO 19 – Análise da trajectória do motor esquerdo.

ANEXO 20 – Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono.

ANEXO 21 – Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

ANEXO 22 – Análise de directivas técnicas.

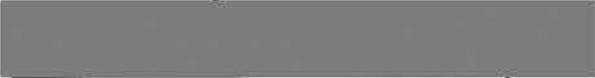
ANEXO 23 – Relatório Técnico O.T. 60/03 a dois veios do hélice (Shaft Assembly, Propeller) da Aerotécnica, Lda

ANEXO 24 – Ensaios dos reguladores de passo das hélices da Aero Hélice Lda

ANEXO 25 Voo de experiência realizado numa aeronave idêntica à acidentada, Cessna 421-B Marcas CS-AJD

OS PERITOS


António Acácio Lima


António Mendes de Sousa


Duarte Nuno Vieira


Henrique de Miranda


~~Joaquim Queirós das Neves~~


Luís Ramos Alves


Luís Laureano Santos

ANEXO 1

ANÁLISE DE CONSUMOS DE COMBUSTÍVEL

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1.	ANÁLISE DE CONSUMOS DE COMBUSTÍVEL.....	2
1.1.	CAPACIDADES DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL.....	2
1.2.	ABASTECIMENTOS REGISTRADOS.....	3
1.3.	VOOS REGISTRADOS:.....	4
1.4.	DISTÂNCIAS.....	5
1.5.	CÁLCULO DE CONSUMOS NOMINAIS.....	6
1.6.	ANÁLISE DOS CONSUMOS NOMINAIS.....	8
1.7.	FORMULAÇÃO DE HIPÓTESE DE GESTÃO DE COMBUSTÍVEL E CORRECÇÃO DOS CÁLCULOS NOMINAIS DE 1.5 E 1.6., POR ITERAÇÃO	9

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1. ANÁLISE DE CONSUMOS DE COMBUSTÍVEL

1.1. CAPACIDADES DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

Reservatório (cada asa)	Capacidade		
		US Gallon	L
Principal ("tip tank")	Total	51.0	193.06
	Utilizável	50.0	189.27
Auxiliar	Total	36.5	138.17
	Utilizável	35.0	132.49
Auxiliar, opcional	Total	13.5	51.10
	Utilizável	13.0	49.21
Fuso do motor (<i>wing locker</i>), opcional	Total	26.3	99.56
	Utilizável	26.0	98.42
Factor de conversão: 1 US.Gal = 3.7854 Litro			

Tabela 1: Capacidades máximas dos diversos reservatórios

Fonte: *Cessna Model 421A Owner's Manual, Performance and Specifications*

Total por asa: 127.3 US.Gal (481.88 litros)

Total utilizável por asa: 124.0 US.Gal (469.39 litros)

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1.2. ABASTECIMENTOS REGISTRADOS

1. Tires, 691 litros, 02/12/1980; foi confirmado visualmente por [REDACTED] que efectua o abastecimento, que o depósito do fusão do motor direito se encontra vazio. Todos os restantes depósitos ficaram completamente abastecidos.

2. Shell, Lisboa a 03/12/1980 13H20-13H30, 241 litros, guia 126870 FL66 I CEIAC (segundo PJ, Relato de diligência externa, processo 998/80, 5/12/80, FL65 I CEIAC, o abastecimento foi apenas nos "tip-tanks", por depoimento de Fernando Álvaro Félix dos Santos).

Nota importante: No auto de inquirição da PJ de 06/12/1980, FL82 da I CEIAC, a Joaquim da Graça Pereira, este afirma "...que a asa direita estava [a] receber mais combustível do que a esquerda, o piloto disse que não havia problema, porquanto ele próprio já tinha feito [a] transfega de combustível." Os valores referidos foram de 70 litros na asa esquerda e 170 litros na asa direita.

3. *Caixa 3, 6º Volume, Folha 1098:*

- 350 litros de Avgas no Porto, 03/12/1980

Caixa 3, 6º Volume, Folha 1101:

- Dos 350 litros, 5 litros foram no *wing locker* esquerdo (talvez para fazer conta certa), uma vez que os restantes depósitos tinham admitido um total 345 litros até atestarem.

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1.3. VOOS REGISTRADOS:

- Lisboa-Portimão-Faro-Lisboa, Lisboa-Porto-Lisboa, segundo PJ, Auto de inquirição a António Cavaco Medeiros de 8/12/80, FL88 | CEIAC

- Dos registos do Aeroporto de Pedras Rubras, Caixa 3, 6º Volume Folha 1094:

01/12/1980, 11.25 descolou para Tires

03/12/1980, 14.51 aterrou vindo de Lisboa

04/12/1980, 02.19 descolou para Lisboa

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1.4. DISTÂNCIAS

		Distância, conforme medida em carta WAC, 1:500,000
Lisboa	Porto	159 Nm = 183.0 mi = 294.5 km, via Fátima
Tires	Lisboa	10 Nm = 11.5 mi = 18.5 km, directo
Lisboa	Portimão	115 Nm = 132.3 mi = 213.0 km, via Espichel e Comporta
Portimão	Faro	31 Nm = 35.7 mi = 57.4 km, directo
Faro	Lisboa	136 Nm = 156.5 mi = 251.9 km, via Santiago do Cacém, Comporta e Espichel

Nm: Milha náutica

mi: Milha terrestre

km: Quilómetro

As rotas acima referidas foram escolhidas por serem comumente utilizadas pela aviação geral em Portugal.

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1.5. CÁLCULO DE CONSUMOS NOMINAIS

Pressupostos: - Velocidade utilizada em cruzeiro:

233 mph a 75% (32.5 in.Hg e 1950 rpm), velocidade à qual se obtêm os caudais de combustível mais elevados, para uma abordagem o mais conservativa possível.

(Fonte: *Cessna Model 421A Owner's Manual, Performance and Specifications*, velocidade máxima recomendada para voo em regime de cruzeiro);

- Ausência de ventos significativos;

- Conformidade da performance real da aeronave à nominal, dado que não existem evidências nem dados comprovativos do contrário.

Rota	Fase	Consumo (US.Gal)	Velocidade (mph)	Distância (mi)	Tempo de voo (min)	Observações
Tires - Lisboa	N/A	7.1	233	11.5	3.0	Nota 1
Lisboa Portimão	Subida 10,000ft	13.4	-----	26.5 (*)	10.8	Nota 2
	Cruzeiro 75%	18.8	233	105.8	27.3	Nota 3
Portimão Faro	Subida 5,000ft	8.1	-----	12.3	5.1	Nota 4
	Cruzeiro 75%	4.1	233	23.4	6.0	Nota 5
Faro Lisboa	Subida 10,000ft	13.4	-----	26.5 (*)	10.8	Nota 2
	Cruzeiro 75%	23.1	233	130	33.5	Nota 3
Lisboa Porto	Subida 10,000ft	13.4	-----	26.5 (*)	10.8	Nota 2
	Cruzeiro 75%	27.7	233	156.5	40.3	Nota 3
Porto Lisboa	Subida 10,000ft	13.4	-----	26.5 (*)	10.8	Nota 2
	Cruzeiro 75%	27.7	233	156.5	40.3	Nota 3

Tabela 2: Consumos e tempos de voo nominais, para cada fase de voo, de cada percurso, desde o reabastecimento completo em Tires, até à aterragem em Lisboa, antes da última descolagem.

Nota 1: Como provavelmente o avião não subiu a mais de 1,500/2,000 ft, consideramos uma abordagem conservativa de consumo à velocidade de cruzeiro SL a 75% (41.3 US.Gal/H), mais 5 US.Gal para operações no solo;

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

- Nota 2: *Figure 6-6 Cruise climb performance, 10,000 ft, 23°F;*
- Nota 3: *Figure 6-9 (Sheet 2 of 4) 10,000 ft: 41.3 US.Gal/H;*
- Nota 4: *Figure 6-6 Cruise climb performance, 5,000 ft 23°F;*
- Nota 5: *Figure 6-9 (Sheet 1 of 4): 5,000 ft: 41.3 US.Gal/H*
- Nota 6: As indicações "*Figure x-x*" das notas 2 a 5 referem-se às tabelas da "*Section VI - Operational Data*" do "*Cessna Model 421A Owner's Manual*";
- Nota 7: Não nos foi possível calcular toda a gama de valores de consumos, pois não tivemos acesso a um *Cessna Model 421A Power Computer*. A abordagem empregue restringiu-se ao único cenário de acerto de potência disponível no *Cessna Model 421A Owner's Manual* que, de resto é o mais conservativo, pois refere-se à taxa de consumo mais elevada de todas as publicadas na *Figure 6-9* da mesma publicação de fabricante;
- Nota 8: Como não estão publicados os acertos de potência, velocidades e consumos para a fase da descida (conforme os procedimentos *Letdown*, página 2-11 do *Cessna Model 421A Owner's Manual*), utilizámos a abordagem conservativa de considerar o consumo igual ao do voo em cruzeiro a 75% da potência.

		Consumo de cada um dos segmentos (US.Gal)	Tempo de voo (minutos)
Tires	Lisboa	7.1	3.0
Lisboa	Portimão	32.2	38.1
Portimão	Faro	12.2	11.1
Faro	Lisboa	36.5	44.3
Lisboa	Porto	41.1	51.1
Porto	Lisboa	41.1	51.1
Total		170.2	198.7

Tabela 3: Somas dos consumos e tempos de voo nominais, apresentados na Tabela 2.

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1.6. ANÁLISE DOS CONSUMOS NOMINAIS

Data	Local	Abastecimento	Rota	Consumo nominal US.Gal
02/12/1980	Tires	691 litros (182.54 US.Gal) em todos os depósitos, excepto o do fuso do motor direito que fica vazio.		
			Tires - Lisboa	7.1
			Lisboa - Portimão - Faro - Lisboa	80.9
03/12/1980	Lisboa	241 litros (63.67 US.Gal) dos quais 70 litros (18.49 US.Gal) no "tip-tank" esquerdo e 171 litros (45.17 US.Gal) no "tip-tank" direito.		
			Lisboa - Porto	41.1
	Porto	350 litros (92.46 US.Gal), 5 litros (1.32 US.Gal) no fuso esquerdo		
04/12/1980			Porto - Lisboa	41.1
Total		338.67 US.Gal		

Tabela 4: Dados dos abastecimentos realizados

Total abastecido:	338.67 US.Gal
Total consumido:	170.20 US.Gal (Tabela 3)
Combustível nos depósitos à saída de Lisboa, 04/12/1980:	168.47 US.Gal

Estes são os valores nominais, para as condições dos pressupostos.

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

1.7. FORMULAÇÃO DE HIPÓTESE DE GESTÃO DE COMBUSTÍVEL E CORRECÇÃO DOS CÁLCULOS NOMINAIS DE 1.5 E 1.6., POR ITERAÇÃO

Após o enchimento de todos os depósitos, nos voos de Tires-Lisboa-Portimão-Faro-Lisboa, são consumidos 88 US.Gal¹ durante 96.5 minutos², a partir dos depósitos principais até restar um total de 4.83 US.Gal³ no depósito principal direito e 5.51 US.Gal⁴ no depósito principal esquerdo.

À chegada a Lisboa, o piloto transfere os 26 US.Gal do depósito do fuselagem esquerdo para o depósito principal esquerdo (ver "1.2. Abastecimentos registados, §2 Nota importante", acima), manda abastecer o avião, registando-se 18.49 US.Gal (70 litros)⁵ no depósito principal esquerdo e 45.17 US.Gal (171 litros)⁶ no depósito principal direito, ficando então, de novo, os depósitos principais cheios, cada um com 50 US.Gal e o depósito do fuselagem esquerdo vazio.

Dos depósitos auxiliares foi consumida uma quantidade que corresponde ao desvio do consumo real versus o nominal, como veremos à frente.

Note-se que, na página 1-10 do *Cessna Model 421A Owner's Manual* para a fase de voo de cruzeiro encontramos:

"(5) *Fuel Selectors - MAIN or AUXILIARY after 90 minutes.*

(FEEL FOR DETENT)

(a) If optional wing locker fuel tanks are installed⁷, fuel selectors - MAIN TANK or, after wing locker tanks are transferred and main tank quantity is less than 20 gallons each: AUXILIARY TANK"

De acordo com a nossa hipótese, o piloto terá esperado 96.5 minutos (superior aos 90 minutos mencionados no parágrafo anterior), estando cerca de 5 US.Gal (menos do que o máximo de 20 US.Gal mencionado no parágrafo anterior) em cada depósito principal, demonstrando cumprir o procedimento correcto e de acordo com as instruções de fabricante.

¹ Ver Tabela 3, $7.1 + 32.2 + 12.2 + 36.5 = 88$ US.Gal;

² Ver Tabela 3, $3.0 + 38.1 + 11.1 + 44.3 = 96.5$ minutos;

³ 50 US.Gal – 45.17 US.Gal abastecidos em Lisboa = 4.83 US.Gal;

⁴ 50 US.Gal – 26 US.Gal da transfeza do fuselagem esquerdo – 18.49 US.Gal abastecidos em Lisboa = 5.51 US.Gal;

⁵ Ver Tabela 4;

⁶ Ver Tabela 4.

⁷ Era o caso do YV-314P

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

Porém, não terá seguido a sequência correcta (primeiro o consumo dos depósitos principais, depois a transferência do combustível dos depósitos dos fusos para os principais - neste caso apenas se encontrava operacional um dos depósitos dos fusos - e por fim os depósitos auxiliares), pois terá consumido algum combustível dos depósitos auxiliares, como explicaremos mais adiante, sem fazer a transfeção do depósito do fuso esquerdo para o depósito principal.

De seguida parte para o Porto. Abastece 91.14 US.Gal (345 litros) nos dois depósitos principais e nos auxiliares que ficam todos atestados e, ainda 1.32 US.Gal (5 litros) no depósito do fuso esquerdo (ver "1.2. Abastecimentos registados, §3"). É este abastecimento que nos permite calcular o desvio do consumo real versus o nominal.

Pelos cálculos nominais, deveríamos ter um consumo de apenas 41.1 US.Gal⁸ para este voo. Como foram abastecidos 91.14 US.Gal, o desvio total, desde o abastecimento em Tires, é de $91.14 - 41.1 = 50.04$ US.Gal. As causas deste desvio podem ser de índole variada, incluindo demoras nas esperas, factores meteorológicos, condições dos motores, rotas e altitudes diferentes do que é conhecido ou estimado, etc.

Considerando a regra da proporcionalidade, encontramos 17.46 US Gal a mais para este voo para o Porto⁹.

Quando o avião parte para Lisboa, a situação é a seguinte:

Depósitos principais:	cheios, 50 US.Gal cada;
Depósitos auxiliares:	cheios, 48 US.Gal cada;
Depósito do fuso esquerdo:	1.32 US.Gal.

Presumindo que, temos de novo um desvio de consumo de 17.46 US.Gal no voo de regresso, e que o piloto emprega o procedimento recomendado pelo fabricante, o avião aterra em Lisboa com as seguintes quantidades de combustível:

Depósitos principais:	20.72 US.Gal cada;
Depósitos auxiliares:	cheios, 48 US.Gal cada;
Depósito do fuso esquerdo:	1.32 US.Gal.

E é com este combustível, num total de 138.76 US.Gal (525.26 litros), 68.06 US.Gal em cada asa, mais 1.32 US.Gal no depósito do fuso do motor esquerdo, que descola em 04/12/1980 de Lisboa para o Porto.

⁸ Ver Tabela 3;

⁹ $96.5 \text{ min Tires-Lisboa-Portimão-Faro-Lisboa} + 51.1 \text{ min Lisboa-Porto} = 147.6 \text{ min}$. Como 51.1 min representam 34.9% deste valor, $50.04 \text{ US.Gal} \times 34.9\% = 17.46 \text{ US.Gal}$;

Anexo 1 – Análise de consumos de combustível

Naturalmente que é possível especular sobre outras configurações (i.e., o reservatório direito atestado e o esquerdo vazio ou outra distribuição entre os principais e os auxiliares - ver **NOTA** abaixo), mas os valores totais calculados são conclusivos e, tudo aponta para que a distribuição também fosse esta ou muito semelhante, pois é a que resultaria de uma correcta aplicação dos procedimentos recomendados pelo fabricante e não temos qualquer indicação que estes não tenham sido aplicados.

NOTA: O sistema de combustível do modelo Cessna 421 faz o retorno do combustível para os reservatórios principais, independentemente dos reservatórios de origem. Por este motivo, quando estão seleccionados os reservatórios auxiliares, uma parte do combustível que sai é consumido pelos motores e outra parte retorna para os reservatórios principais. Esta é a razão da recomendação da página 1-10 do *Cessna Model 421A Owner's Manual* de seleccionar os reservatórios auxiliares após 90 minutos de consumo dos principais, sob perigo de transbordo do combustível retornado.

Por falta de observação destes procedimentos, existe pelo menos um acidente registado: *NTSB Identification; DEN88FA087, microfiche number 36029, C-GVDG.*

ANEXO 2

ANÁLISE DA TRAJETÓRIA

Anexo 2 – Análise da trajectória

1.	ANÁLISE DA TRAJECTÓRIA.....	2
1.1.	INÍCIO DA ROLAGEM.....	2
1.2.	RODAS NO AR	2
1.3.	PERCURSO ENTRE RODAS NO AR E COLISÃO Nº 1.....	2
1.4.	COLISÃO Nº 1: LINHAS DE TELEFONE	4
1.5.	COLISÃO Nº 2: TRASEIRAS DA VIVENDA PAULOS	4
1.6.	COLISÃO Nº 3: TELHADO DA VIVENDA PAULOS.....	5
1.7.	COLISÃO Nº 4: POSTE DE ILUMINAÇÃO/REDE ELÉCTRICA NA ESQUINA DA VIVENDA ADÍLIA	6
1.8.	COLISÃO Nº 5: VARANDA DA VIVENDA ZECA, TELHADO DA MESMA E PAREDE DA VIVENDA FÁTINHA.....	7
1.7.	COLISÃO COM O MORRIS MARINA SALOON, ESTACIONADO FRENTE À VIVENDA ZECA	7
1.8.	COLISÃO Nº 6: VILA FERRAMENTA (APENAS GRUPO MOTO-PROPULSOR ESQUERDO E ESTABILIZADOR HORIZONTAL)	8

Anexo 2 – Análise da trajectória

1. ANÁLISE DA TRAJECTÓRIA

1.1. INÍCIO DA ROLAGEM

De acordo com a transcrição das comunicações da bobina nº16 de 04/12/2004 (ver Anexo 5 ao Relatório), a rolagem a partir do Parque D ter-se-á iniciado entre as 20:14:20 e as 20:15:20, poucos segundos após as 20:14:20.

De acordo com a mesma transcrição, a corrida de descolagem ter-se-á iniciado a partir das 20:16:25.

Estes tempos são confirmados pelo depoimento de João Maria Miranda¹ que refere "...viu o avião sair do Parque D e seguiu pelo caminho 17 e quando chegou à pista na bifurcação da pista esteve parado ai cerca de 2 minutos e fez logo a descolagem."

1.2. RODAS NO AR

De acordo com o depoimento de Gaspar Frade, a aeronave terá descolado antes da intercepção entre as pistas 18/36 e a 03/21.

Medindo a distância entre o centro da intercepção do caminho de circulação 17 e a pista 18/36 e a intercepção entre esta mesma pista e a pista 03/21, obtemos 726 m, i.e. 2382 ft. Esta é a distância máxima disponível para a descolagem.

Não é possível determinar o ponto exacto da corrida de descolagem nem o ponto exacto de descolagem da aeronave. Sabemos apenas o valor medido acima e que o Manual de Voo da aeronave² refere o valor de 2040 ft como distância de descolagem para obtenção da velocidade de descolagem de 120 mph, e 2583 ft como distância para livrar um obstáculo de 50 ft de altura, após a descolagem.

1.3. PERCURSO ENTRE RODAS NO AR E COLISÃO Nº 1

Manuel Gaspar Frade, afirma que se deu a interrupção da trajectória de subida, por altura da intercepção 18/36 e 03/21.

O mesmo depoente, perante as Comissões Parlamentares de Inquérito declara que a aeronave não subiu acima dos 25 metros de altura, uma vez que a aeronave não chegou a subir acima do nível dos seus olhos, apesar do que tinha afirmado anteriormente serem valores da ordem dos 50 a 60 metros.

Enumeram-se de seguida, as testemunhas que, perante diversas Comissões Parlamentares referiram clarões ou bolas de fogo, incêndio, etc., durante o voo da aeronave YV-314-P.

¹ Auto de inquirição PJ João Maria Miranda 9/12/80, FL 170 I CEIAC

² Cessna Model 421A Owner's Manual, Performance and Specifications

Anexo 2 – Análise da trajectória

1 - ██████████, Torre de Controlo, Controlador de Tráfego Aéreo do Aeroporto de Lisboa:

Refere dois clarões, um antes do clarão final correspondente ao incêndio em Camarate;

2 - ██████████, Placa do Aeroporto, chefe da Segurança do Primeiro-Ministro:

Refere uma bola de fogo e fumo que envolveu a aeronave logo após a descolagem, e que continuou a acompanhar visualmente as chamas até a aeronave desaparecer no seu horizonte visual

3 - ██████████ Placa do Aeroporto, guarda da Segurança do Primeiro Ministro:

Declara que, dentro da zona do Aeroporto e entre os 30 a 40 metros de altura, viu uma explosão na aeronave.

4 - ██████████, Quinta do Algueirinho – Camarate, moradora em Camarate:

Vê um clarão no ar e só depois um estrondo.

5 - ██████████, perto da Charneca, a 100 metros do local do despenhamento:

Declara ter ouvido um estrondo, e então observado um objecto envolto em chamas passar no ar, à sua frente, antes de colidir com as casas do Bairro das Fontainhas.

6 - ██████████ perto da sua irmã, testemunha anterior:

Confirma o depoimento da irmã, tendo visto um objecto em chamas a passar no ar, uma bola de fogo que se deslocava no ar, antecedida de um estrondo. Refere também outro estrondo após a visualização do objecto em chamas, coincidente com a queda.

7 - ██████████, Quinta das Courelas, Loures, cerca de 500 m de distância do local da queda:

Declara ter visto um clarão muito grande e um ruído muito esquisito de um avião, referindo explicitamente um clarão no ar que acompanhava o avião, vendo o avião a arder no ar, e logo após, viu-o despenhar-se nas casas.

8 - ██████████ estrada de Camarate, 100 metros do local da colisão:

Refere um avião muito iluminado, com um ruído fora do normal, sem luzes de presença. Reitera que a iluminação não era proveniente de terra, sendo diferente da iluminação habitual dos aviões, referindo uma luz e um clarão que lhe permitiram seguir toda a trajectória com a clareza suficiente para lhe permitir determinar onde se iria despenhar.

³ Para além das declarações a diversas Comissões Parlamentares de Inquérito, ██████████ prestou um depoimento nestes mesmos termos, corroborando o que tinha declarado a essas Comissões, perante esta Comissão de Peritos.

Anexo 2 – Análise da trajectória

9 - [REDACTED] Autoestrada do Norte, a seguir à antiga portagem de Sacavém:

Declara ver o avião subir, endireitar e de seguida, ver uma grande explosão, tendo a impressão de ter sido à frente da cabina, recordando um rasto de chamas e de fumo que saiam do avião, seguindo-o com a vista enquanto ardia no ar.

De salientar que esta testemunha, refere: *"...e o fumo vê-se pela parte de baixo e em conjunto com a chama (...) nessa altura as chamas já apanhavam o avião praticamente todo. E isto porque o avião vai em voo e as chamas também vêm assim, para trás (...) é um fumo que sai de dentro das próprias chamas. (...) Cinzento, mais ou menos. Não posso dizer se era cinzento ou verde. Era um fumo. Evidentemente que há um fumo carregado que é mesmo escuro, e há fumo cinzento, mas não sei dizer. Sei que era um fumo."*

A afirmação de um fumo que se vê a sair pela parte de baixo, é coerente com o mecanismo de geração do rasto de fragmentos, referido no estudo⁴ dos Prof. Mário Nina e Vasco de Brederode e também abordado em Anexo 15 ao Relatório.

10 - [REDACTED] em Camarate, num local a 50 a 100 m de distância do local da queda:

Afirma ter ouvido um ruído diferente do habitual e um rasto de chamas no ar, parecendo labaredas largadas no ar, embatendo de seguida nos prédios.

De todos estes testemunhos, em número de dez, prestado por pessoas que não se conheciam e em nove posições geográficas separadas entre si, e com diversos pontos de vista em relação à trajectória.

1.4. COLISÃO Nº 1: LINHAS DE DISTRIBUIÇÃO DE ELECTRICIDADE, ESTRADA DE ACESSO AO BAIRRO DE SÃO FRANCISCO

Esta primeira colisão resultou no corte dos cabos desta linha de distribuição e poderá ter contribuído para um desvio para a esquerda da trajectória da aeronave.

1.5. COLISÃO Nº 2: TRASEIRAS DA VIVENDA PAULOS

Ver Figura A17-1.

Acontecimentos principais:

1. Estabilizador horizontal ou zona inferior da fuselagem arrancam suporte de estendal e danificam cunhal da casa do lado direito (ver fotografia nº A16-5, letras "A" e "B") da Vivenda Paulos;
2. Vedação, pilares e barrotes do antigo pombal são destruídos pela secção da asa esquerda entre o reservatório principal esquerdo e a WS207.79;

⁴ Estudo encomendado ao IST pela CEIAC da AR, Prof. M.N.R. Nina e V. de Brederode, Agosto 1986

Anexo 2 – Análise da trajectória

3. Corte da extremidade da asa esquerda entre a WS207.79 e a WS196.79, incluindo o reservatório de combustível principal esquerdo, esvaziamento dos reservatórios de combustível auxiliares e principal esquerdos, por rasgamento dos mesmos;
4. Com o impacto, o reservatório principal e os auxiliares esquerdos são rasgados e o seu conteúdo, que de acordo com os nossos cálculos de 1.7. Formulação de hipótese de gestão de combustível e correcção dos cálculos nominais, terá sido de 68.06 US.Gal ou 257.64 litros, verte para o pátio/varanda das traseiras da vivenda Paulos e é escoado pelo sistema de esgoto de águas pluviais; a extremidade esquerda da asa é cortada até ao "aileron" pela WS207.79.

1.6. COLISÃO Nº 3: TELHADO DA VIVENDA PAULOS

Ver Figuras A17-2, A17-3 e A17-4.

Acontecimentos principais:

1. A asa esquerda embate contra o topo da parede da Vivenda Paulos, sendo cortada entre a WS196.79 e a WS174.79, forçando o arrancamento da mesma pela WS119.29. As duas secções da asa esquerda, ainda solidárias pelo "aileron", e o reservatório principal esquerdo rodam com eixo na WS119.29 e assentam com o extradorso voltado para a Vivenda Maria de Fátima, bordo de ataque para cima, imobilizando-se no topo da Vivenda Paulos (ver fotografia nº A16-5). Talvez já nesta fase, a hélice esquerda é danificada, ficando as suas pás parcialmente dobradas para trás;
2. Entrada do avião pelo telhado, intrusão do grupo moto-propulsor esquerdo a produzir potência, nariz e fuselagem. A entrada deste grupo moto-propulsor no telhado é comprovada pelos fragmentos de telhas e madeira que arrastou com ele para a Vila Ferramenta (ver Fotografias nº A16-10a e A16-10b). A potência que o motor esquerdo desenvolvia é comprovada pela forma como os destroços do telhado se encontram dispersos: para trás (no sentido da geração de propulsão) e para a esquerda (no sentido da rotação da hélice) em relação à trajectória do avião (ver Fotos 9a, 9b, 9c e 9d). Se a hélice esquerda não estivesse sob potência, a projecção de destroços seria essencialmente para a frente, empurrados por um motor e hélice parados;

Anexo 2 – Análise da trajectória

3. O motor esquerdo embate de frente contra a chaminé da Vivenda Paulos, destruindo-a, hipótese comprovada pela forma da destruição do "spinner" esquerdo com deformações causadas por rotação e esmagamento por impacto frontal (ver Fotografias nº A16-1, A16-2, A16-3a e A16-3b), pelo empeno axial do veio da hélice correspondente (ver Anexo 23 ao Relatório), pela deformação em concavidade do pára-fogo deste motor (ver Fotografia nº A16-12a) e pela instabilização por compressão evidenciada pelo revestimento da "nacelle" esquerda, em torno da linha de rebitagem deste com o pára-fogo (ver Fotografia nº A16-12b). O referido empeno, causou interferência com os apoios da cambota, eventualmente provocando a paragem do motor, num local não determinado, ainda em cima do telhado da Vivenda Paulos, ou já depois de ter saído deste;
4. Preso pelo atrito causado pela colisão com o telhado, o avião inicia uma rotação com asa direita em cima, no sentido anti-horário (ver Figura A17-3);
5. O estabilizador horizontal embate contra o vigamento de madeira do telhado da Vivenda Paulos (testemunhado pela deformação do bordo de ataque do estabilizador horizontal, do lado esquerdo, Fotografia nº A16-4), fragilizando a sua união com a fuselagem;
6. O impacto frontal com a chaminé e a rotação do avião sobre um eixo situado na "nacelle" esquerda provocam a fractura por flexão das longarinas do berço do motor esquerdo, deixando-o solto, mas ainda solidário com o avião;
7. Durante esta fase, provavelmente após a saída do telhado da Vivenda Paulos, o estabilizador horizontal, acompanhando a rotação anti-horária do avião, asa direita em cima, solta-se da fuselagem e é projectado sobre a Vivenda Zeca, caindo sobre o automóvel Hillman Imp EF-57-79, estacionado na Vila Ferramenta.
8. O movimento de rotação do avião, conduz o nariz do avião para dentro do telhado da Vivenda Maria de Fátima (ver Fotografias A16-5, A16-9a e A16-9b e Figura A17-5)

1.7. COLISÃO Nº 4: POSTE DE ILUMINAÇÃO/REDE ELÉCTRICA NA ESQUINA DA VIVENDA ADÍLIA

Ver Figura A17-4.

O estabilizador horizontal projectado corta os cabos eléctricos do poste de iluminação/rede eléctrica, registando-se ainda um embate no mesmo poste.

Terá sido esta a razão pela qual o bairro terá perdido a energia eléctrica.

Dada a geometria da rua e do avião, não acreditamos que tenha sido a asa direita a tocar no poste, como refere ██████████, no Depoimento nº A18-3 do Anexo 1.

Anexo 2 – Análise da trajectória

1.8. COLISÃO Nº 5: VARANDA DA VIVENDA ZECA, TELHADO DA MESMA E PAREDE DA VIVENDA FÁTINHA

Ver Figuras A17-7, A17-8 e A17-9.

1. Na continuação do movimento em rotação no sentido anti-horário, o avião penetra o telhado da Vivenda Zeca com a parte posterior da fuselagem e deitado sobre o lado direito. Impedido de continuar a rotação anti-horária, o avião roda agora no sentido horário com eixo na cauda assente no telhado da Vivenda Zeca, assentando a "nacelle" direita de lado na varanda desta Vivenda e tocando com o nariz no beiral da habitação do lado oposto da rua (ver Fotografia A16-16).

A parte posterior da fuselagem, incluindo o estabilizador vertical, destrói o vigamento da Vivenda Zeca, penetrando dentro da mesma (ver Fotografias A16-11a e A16-11c).

A parte posterior da "nacelle" direita (ver Fotografia A16-12c) danifica a varanda, deixando-lhe uma marca em meia-lua de 800 a 1000 mm, correspondente à penetração da "nacelle", cuja largura é de cerca de 650 mm da (ver Fotografias nº A16-11a, A16-11b e A16-11c). Note-se que o bordo de fuga, incluindo o "flap" da asa direita é esmagado de encontro à parede por baixo da varanda.

A extremidade posterior da "nacelle" derrubou ainda parcialmente uma parede da Vivenda Fátinha (ver Fotografias nº A16-11b e A16-11c). Relevamos o facto que o reforço lateral da varanda não foi derrubado nem tocado, enquanto que a parede da Vivenda Fátinha foi derrubada (ver Fotografia nº A16-11b). Tal revela a posição inclinada da "nacelle" e por consequência, do restante avião, coerente com os danos que a fuselagem causou no telhado e varanda da Vivenda Zeca.

O avião poderá ter permanecido em descanso nesta posição de cauda para cima durante breves instantes. Será esta a "posição de ponte" na qual o avião terá sido visto por Agostinho Félix (Depoimento nº A18-5);

2. Entretanto, a paragem súbita causada pela colisão, e uma vez que este se encontrava solto, causa a projecção do grupo moto-propulsor esquerdo, por inércia, projectando-o por cima da Vivenda Zeca. Este acaba por se imobilizar na Vila Ferramenta;

1.7. COLISÃO COM O MORRIS MARINA SALOON, ESTACIONADO FRENTE À VIVENDA ZECA

1. O avião tem agora a "nacelle" esquerda em cima, "nacelle" direita em baixo e encaixada na varanda da Vivenda Zeca, e a maior parte da sua massa não apoiada, o que acaba por provocar o deslizamento do avião em direcção ao solo, rodando no sentido horário com eixo na "nacelle" direita, presa à varanda da Vivenda Zeca.

Anexo 2 – Análise da trajectória

2. O avião acaba por deslizar para a rua. Durante o deslizamento, o estabilizador vertical é cortado (ver Fotografia nº A16-4a) e separado do avião, pelo travamento do telhado e/ou varanda da Vivenda Zeca, acabando por tombar no pavimento;
3. A asa direita, quase à vertical, assenta sobre o Morris Marina Saloon estacionado por baixo (ver Figuras A17-9, A17-10 e A17-11 e Fotografia nº A16-6a, A16-6b e A16-6c), assentando-lhe a ponta do reservatório direito sobre a tampa do porta-bagagens, até acabar por assentar a maior parte da superfície do reservatório sobre o tejadilho do Morris Marina.

O peso do avião pressiona o reservatório e a asa direita de encontro a este, esmagando a asa em forma de "harmónio" (ver Fotografias nº A16-13a, A16-13b e A16-13c), e colapsando o reservatório; a ponto de as paredes exteriores da secção anterior deste ficarem juntas (ver Fotografias nº A16-14a, A16-14b e A16-14e). Como a parte posterior do reservatório não assentou no tejadilho, esta não foi esmagada como a parte anterior (ver Fotografias nº A16-14a, A16-14c, A16-14d e A16-14e);

4. Continuando a rotação no sentido horário, a hélice direita embate, ainda em potência, contra o solo, dobrando as pás. O nariz do avião também embate contra o pavimento, destruindo o que dele restava. Possivelmente, o avião manteve-se imobilizado nesta posição durante alguns instantes;
5. Por desequilíbrio, acaba de novo por tombar para a rua, embatendo ainda com a parte posterior de encontro à empena do telhado da Vivenda Maria de Fátima, partindo algumas telhas desta, ficando imobilizado nesta posição por mais alguns instantes;
6. O avião tomba finalmente para o pavimento, imobiliza-se completamente e o incêndio consome-o.

1.8. COLISÃO Nº 6: VILA FERRAMENTA (APENAS GRUPO MOTO-PROPULSOR ESQUERDO E ESTABILIZADOR HORIZONTAL)

1. O grupo moto-propulsor esquerdo, após ser projectado por cima da Vivenda Zeca, e tomba sobre o automóvel Hillman Imp EF-57-79, estacionado na Vila Ferramenta. Ao fazê-lo, parte-lhe o pára-brisas com uma pá da hélice e deforma-lhe a porta esquerda e o tejadilho, e imobiliza-se. Em torno do grupo moto-propulsor encontram-se diversos fragmentos de telhas e um de madeira, provenientes do telhado e vigamento da Vivenda Paulos (ver Fotografias nº A16-10a, A16-10b e A16-10c);
2. O estabilizador horizontal chega ao mesmo local, consequência do embate com a Vivenda Paulos, e tomba sobre o grupo moto-propulsor esquerdo e sobre a mesma viatura Hillman, imobilizando-se.

ANEXO 3

ANÁLISE DOS VESTÍGIOS MACROSCÓPICOS
DE COMBUSTÃO E INCÊNDIO

Anexo 3

Análise dos vestígios macroscópicos de combustão e incêndio

1.	ANÁLISE DOS VESTÍGIOS MACROSCÓPICOS DE COMBUSTÃO E INCÊNDIO.....	2
1.1.	OBSERVAÇÕES RELEVANTES	2
1.1.1.	RUA E EDIFÍCIOS	2
1.1.2.	DESTROÇOS DA AERONAVE	3
1.2.	CONCLUSÕES:	4

Anexo 3

Análise dos vestígios macroscópicos de combustão e incêndio

1. ANÁLISE DOS VESTÍGIOS MACROSCÓPICOS DE COMBUSTÃO E INCÊNDIO

1.1. OBSERVAÇÕES RELEVANTES

1.1.1. Rua e edifícios

1. Sinais de incêndio no telhado da Vivenda Zeca

Conforme é visível na fotografia A16-11c, o telhado da Vivenda Zeca sofreu danos por incêndio.

Porém, o interior da varanda da mesma Vivenda, não tem sinais de incêndio, conforme a fotografia A16-11b, embora tenha sinais de incêndio do lado exterior, com a fachada obscurecida, conforme as fotografias A16-11a e A16-11c. Concluímos que existiu um foco de incêndio no telhado da Vivenda Zeca, separado do foco de incêndio principal, que deflagrou na rua, por baixo;

2. Da análise da fotografia A16-5, não é claro se existiu ou não um foco de incêndio no telhado da Vivenda Maria de Fátima, pelo que não podemos avançar mais nesta direcção;
3. O foco principal de incêndio deflagrou no pavimento da rua, conforme a destruição generalizada evidenciada pela destruição do avião;
4. Três bombeiros ([REDACTED]) da Corporação de Bombeiros Voluntários de Camarate afirmaram, em depoimento a esta Comissão que uma das viaturas ligeiras desta corporação chegou aproximadamente em simultâneo com um auto-tanque pesado dos Bombeiros do Aeroporto, tendo inclusivamente esta viatura (com estes três bombeiros e alguns outros) chegado a entrar na rua da queda do avião YV-314P antes dos Bombeiros do Aeroporto, e que, perante a perspectiva da rua em chamas, com escorrimento de combustível em chamas pelas valetas e pela rua abaixo, a uma distância de, talvez, 20 metros do avião, decidiram recuar por uma questão de segurança, pois recearam pela sua integridade física, deixando a viatura dos Bombeiros do Aeroporto entrar na rua antes e atacar o incêndio, pois esta estaria melhor equipada para o efeito. De facto, esta viatura terá atacado de imediato o incêndio na rua, "dando uma chapada de espuma no fogo", mitigando-o ou extinguindo-o, progredindo de encontro ao avião, extinguindo nesta fase o que restava do incêndio;

Anexo 3

Análise dos vestígios macroscópicos de combustão e incêndio

- De acordo com a reconstituição da sequência de embates, o esmagamento do depósito principal direito e respectiva asa teria como consequência a dispersão do seu conteúdo pela área circundante, pavimento e, eventualmente, paredes adjacentes e a própria superfície do avião, e, considerando as condições em que se encontram estes componentes, é de presumir que a queda do avião sobre estes se desenrolou com grande rapidez e violência. Consequentemente, o conteúdo dos depósitos da asa direita terá sido projectado em todas as direcções.

1.1.2. Destroços da aeronave

É relevante salientar *à priori* que foram detectadas diversas evidências de fusão e formação de gotas e escorrimentos de material metálico – liga aeronáutica de alumínio – em muitos dos fragmentos e partes dos destroços da aeronave.

Estes escorrimentos foram analisados com a finalidade de determinar a posição final dos destroços aquando da extinção do incêndio, uma vez que este acto teve o efeito de arrefecer muito rapidamente os materiais, efectivamente solidificando as gotas e os escorrimentos que se estivessem a formar no incêndio imediatamente antes da sua extinção. Por estas razões, as direcções de escorrimento permitem-nos concluir sobre a posição relativa dos destroços e fragmentos relativamente ao plano horizontal, imediatamente antes da extinção.

1. Fragmento conhecido como "fragmento 7"

Este fragmento apresenta material fundido, com evidência de escorrimento. Definida a posição relativa do fragmento na fuselagem da aeronave (ver Anexo 7 ao Relatório), é possível determinar que o escorrimento é do lado interior apenas e compatível com uma posição final invertida da fuselagem.

Os danos de combustão observados à vista desarmada indicam uma fonte de calor consideravelmente mais forte do lado interior do que do lado exterior.

2. Longarina posterior da secção central da asa, sob o pavimento do avião, dentro da cabina de passageiros.

Esta área apresenta-se completamente destruída por incêndio, de uma forma mais intensa do que as restantes partes da asa, restando apenas as duas longarinas principais, embora com danos de incêndio que chegaram à fusão, conforme se pode verificar nas Fotografias A16-19 e A16-20.

3. Revestimento do extradorso da asa direita, entre a fuselagem e a "nacelle" direita

Ver fotografia A16-18. Diversas gotas de material fundente solidificado de dimensões consideráveis, alguns com volume estimados de 1 a 2 cm³, resultantes da fusão do material do revestimento, sem afectar largamente a estrutura, conforme comprovado pelo bom aspecto do cancelado sob o revestimento.

Anexo 3

Análise dos vestígios macroscópicos de combustão e incêndio

O ângulo medido com o plano vertical das gotas de material varia entre os 0° e os 20°, sugerindo uma posição de bordo de ataque da asa para baixo e extradorso ligeiramente voltado para o lado de baixo, com um ângulo que poderá ter alcançado os 20°.

Esta é a área examinada dos destroços que mais claramente apresenta danos de combustão causada por incidência externa de uma fonte de calor. Ainda assim, é evidente na mesma fotografia que a pintura não foi destruída por completo, mesmo numa zona adjacente à área mais afectada; no topo superior da fotografia A16-18 é possível ainda observar uma faixa de tinta preta e, acima dessa, vestígios de tinta branca.

4. Estrutura em torno da porta da cabina de passageiros

Esta área apresenta o mesmo tipo de padrão e evidências de destruição por incêndio que o "fragmento 7" referido acima, i.e. gotas solidificadas de material fundente apenas do lado interior da cabina, da mesma coerente com uma posição final invertida, pavimento da cabina para cima. Ver fotografias A16-21 e A16-22.

5. Antepara dianteira da fuselagem, FS 100.00, lado interior

Ver fotografias A16-23 e A16-24. Este fragmento também exhibe gotas de fusão solidificadas que revelam uma posição final invertida, pavimento da cabina para cima, antes da extinção do incêndio.

1.2. CONCLUSÕES:

De acordo com o relato dos três bombeiros de Camarate, combustível em chamas escorria pela rua e valetas abaixo. Juntando a este relato um outro, o [REDACTED] Depoimento nº 5, cujo depoente afirma que "...abriu a porta e só viu, em toda a rua, chamas. Estas atingiam mesmo a porta da sua casa.", chegamos a uma área de intervenção estimada do incêndio de $20\text{ m} + 6.5\text{ m} = 26.5\text{ m}$. Esta última distância foi medida desde a porta da Vivenda Adília até meio da fachada da Vivenda Zeca.

Considerando uma largura média da rua de 4.5 m, temos uma área de 119.25 m^2 , em chamas ou com combustível derramado.

No Anexo 1 do Relatório, parágrafo "1.7. Formulação de hipótese de gestão de combustível e correcção dos cálculos nominais", calculámos um valor de 68.06 US.Gal de combustível (257.64 litros) para a asa direita mais 1.32 US.Gal (5 litros) no fuso do motor esquerdo.

Anexo 3

Análise dos vestígios macroscópicos de combustão e incêndio

Se considerarmos que todo este combustível foi derramado para a rua, temos uma camada de combustível com 2.16 mm de profundidade média¹, o que é razoável, em especial se considerarmos a existência de valetas para onde o combustível terá escoado por gravidade e escorrido.

Considerando as características pouco impermeáveis do pavimento de calçada pombalina que revestia o pavimento nesta época, teremos que considerar ainda que tenham havido perdas quase imediatas por absorção, logo durante os primeiros instantes do espalhamento do combustível, mas não muito significativas pelo que, poderemos desprezá-las, para a fase da deflagração do incêndio de combustível.

Porém, após a extinção do incêndio e lembrando que o incêndio foi extinto com espuma e pó químico, alguma da gasolina se terá evaporado ao longo das horas e outra foi absorvida pelo pavimento.

Quanto à sequência de colapso e ruína mecânica estrutural da aeronave após a queda no pavimento da rua do Bairro das Fontainhas, podemos concluir a partir da análise dos materiais fundentes solidificados realizada acima que a posição e estado dos destroços antes da extinção, seria:

1. Posição dos destroços da fuselagem: invertidos;
2. Posição dos destroços da asa: quase à vertical, a um ângulo entre os 0° e os 20° com o plano vertical, com o extradorso voltado para baixo;
3. Estado da fuselagem: ruína estrutural, causada por incêndio. Em particular, a zona central da fuselagem, a que fica directamente em cima da asa, terá colapsado o suficiente para que a asa tombasse através dela, permitindo que ficasse com o ângulo com o plano vertical referido em no ponto 2. imediatamente acima.

É de relevar que, da observação dos destroços resulta que a fuselagem, em particular a partir da antepara de pressão anterior para trás (FS100.00) e até à empenagem vertical foi a área mais afectada pelo incêndio que destruiu a aeronave, tendo na sua maior parte desaparecido, presumidamente consumida pelo incêndio.

Porém, dado que a extensão dos danos de combustão nas faces interiores dos destroços observáveis da cabina, é muito superior à das faces exteriores, concluímos que o foco principal do incêndio lavrou a partir do interior para o exterior.

Os factos que permitem a conclusão do parágrafo anterior são

¹ 257.64 litros = 0.25764 m³. Dividindo por 119.25 m²: $\frac{0.25764m^3}{119.25m^2} \cong 0.00216m = 2.16mm$

Anexo 3

Análise dos vestígios macroscópicos de combustão e incêndio

1. É ainda possível encontrar pintura do exterior em relativo bom estado (permitindo até o descascamento em folhas e a perfeita identificação das cores, branca e/ou vermelha) nas faces exteriores de praticamente todos os fragmentos de cabina encontrados;
2. Não foi possível encontrar absolutamente nenhum vestígio da pintura interior nos fragmentos de cabina, a partir da antepara de pressão anterior para trás;
3. Não foi possível encontrar nenhum vestígio dos revestimentos em plástico ABS que cobriam o interior da cabina. Presumidamente terão sido consumidos pelo incêndio;
4. O material fundido solidificado apenas se encontra nas faces interiores dos fragmentos de cabina encontrados;
5. O nariz da aeronave, como pode ser observado na fotografia A16-15, apresenta menos danos de incêndio do que a cabina que, na sua maior parte desapareceu. Da reconstrução da sequência de embates realizada na Secção 2 deste documento, resulta que o nariz da aeronave ficou para baixo, embatendo no pavimento para onde se terá derramado o combustível dos reservatórios da asa direita. Se o foco principal do incêndio fosse este combustível, acumulado por baixo do nariz, este apresentaria pelo menos um nível semelhante de danos de incêndio que o restante da cabina. Tal não sucede e, pelo contrário, a parte posterior da fuselagem, a extremidade oposta, desapareceu por completo.

Por estes factos observados resulta então que os revestimentos plásticos interiores, bem como a pintura de protecção contra a corrosão que subjaz aos referidos revestimentos plásticos, e em parte até a liga de alumínio aeronáutico da estrutura interior da aeronave foram consumidos num incêndio com o seu foco principal localizado no interior da aeronave.

ANEXO 4

CÁLCULO DA DESACELERAÇÃO LINEAR MÉDIA

Anexo 4 – Cálculo da desaceleração linear média

O objectivo deste trabalho é o de determinar a desaceleração linear média sofrida pela aeronave YV-314P, desde o primeiro impacto nas traseiras da Vivenda Paulos até à imobilização final na Vivenda Zeca.

Utilizando o levantamento topográfico realizado a pedido desta comissão, encontramos uma distância de 28 m, entre os dois pontos referidos.

Para a velocidade da aeronave no impacto inicial, estimamos 120 mph ou 193 km/h = 53.61 m/s, por ser a velocidade mínima de descolagem do Cessna 421A.

Utilizamos as equações:

$$x = v_0 t - \frac{1}{2} a t^2 \quad (1)$$

$$v = v_0 - a t \quad (2)$$

onde t é o tempo decorrido entre o primeiro impacto e a imobilização final, a a desaceleração média entre os mesmos instantes, v_0 a velocidade inicial, v a velocidade final, e x o espaço percorrido. Substituindo em (1) e (2) os valores numéricos obtém-se:

$$28 = 53.61 t - \frac{1}{2} a t^2 \quad (3)$$

$$0 = 53.61 - a t \quad (4)$$

resolvendo (4) em ordem a a :

$$a = \frac{53.61}{t} \quad (5)$$

Substituindo em (3):

$$28 = 53.61 t - 26.805 t \quad (6)$$

Resolvendo para t :

$$t = 1.045 \text{ s} \quad (7)$$

Substituindo o valor de t em (5):

$$a = 51.32 \text{ ms}^{-2} \quad (8)$$

Se dividirmos este valor pela aceleração do campo gravítico terrestre, g , 9.81 ms^{-2} , podemos escrever:

$$a = 5.23 g \quad (9)$$

ANEXO 5

BOBINA N.º 16

BOBINA N.º. 16Escuta na Frequencia de 118.10

20.09.10

A/C - Torre de Lisboa é o yankee Victor 314 Papa em 118.10, boa noite, escuto

20.09.30

A/C - Torre de Lisboa é o Yankee Victor 314 Papa boa noite, escuto

TWR - Boa noite trezentos e quatorze Papa Lisboa transmita

A/C - Agradecia, se possível ... caso possível telefonar para a TAP, perguntando, se os bilhetes que estavam reservados na TAP para o Porto, para o Sr. Primeiro Ministro a, ... ainda se conservam?

TWR - Ora bem, se os bilhetes, que estavam reservados para o Sr. Primeiro Ministro se ... ainda se conservam em reserva

A/C - Afirmativo, para as oito e trinta

20.10.00

TWR - Ok, aguarde um momento, eu vou tentar saber. A/C - Roger, obrigado

20.14.20

A/C - Porto ... Lisboa, Lisboa, é o Yankee Victor 314 Papa em 118.1, boa noite, escuto?

TWR - Boa noite

A/C - Lisboa é o Yankee Victor Papa, escuto

TWR - Yankee Victor 314 Papa Torre de Lisboa

A/C - Lisboa o 314 Papa, de Lisboa para o Porto, instruções de rolagem e descolagem imediata, se possível.

TWR - YV314P autorizado a rolar para a posição de espera, interceptação da Pista 36, via caminho ... via placa principal, se pretender o inicio.

A/C - Agradecia a interceptação da 36, a .. e e logo que possível agradecia também a minha clearance.

TWR - Certo, sobre a pergunta que me fez há pouco, eu estou a aguardar a resposta da TAP

A/C - Afirmativo, mas já não é necessário, agradecia era a clearance e autorização para descolagem o mais rápido possível.

TWR - Certo

20.15.20

Intercomunicador TWR/ACC sinaliza no ACC

TWR - É pá dá-me uma clearance para o YV314P, Lisboa Porto ACC ACC-
Fátima 1 Delta 90

TWR - Fátima 1 Delta 90, obrigadinho

20.15.35

ACC - Ok.

20.15.40

Frequência de 118.10

TWR - 314P autorização de voo

A/C - Ok.

TWR - Autorizado para o Porto, nível 90 no procedimento de saída
Fátima uno delta

A/C - Procedimento de saída, Fátima uno delta, autorizado para o
Porto, 90, 314P, autorização para alinhar e descolar de
imediato

TWR - Autorizado a alinhar e a descolar na pista 36, o vento 340, 06
nós

20.16.10

A/C - Torre de Lisboa é o 314P, autorização se possível de descolagem
imediata

TWR - Autorizado a descolar, autorizado a descolar na pista 36, o
vento 340, 06 nós.

20.16.25

A/C - 314 Papa - (última comunicação)

ANEXO 6

1. As autópsias inicialmente efectuadas às vítimas da “Tragédia de Camarate” apresentam manifestas insuficiências e deficiências - já sobejamente assinaladas por anteriores comissões - que condicionam e comprometem irremediavelmente a apreciação do ponto de vista médico-legal. Está assim muito limitada a contribuição dos exames periciais médico-legais para o estabelecimento de um diagnóstico diferencial da etiologia do quadro lesional anátomo-patológico e toxicológico constatado, isto é, se devido a uma situação acidental ou se decorrente da eventual acção de evento explosivo.

Apenas a título de exemplo, assinala-se a circunstância de não ter sido efectuado um exame autóptico aos tímpanos, nem exame histopatológico dos órgãos que seriam, entre outros, elementos absolutamente essenciais - eventualmente até decisivos - para o diagnóstico etiológico em causa.

2. Também as exumações posteriormente efectuadas, não consentiram a obtenção de elementos susceptíveis de possibilitarem conclusões mais significativas a este propósito, na perspectiva exclusivamente médico-legal.
3. Assim e, uma vez mais, do ponto de vista exclusivamente médico-legal, pode apenas afirmar-se que, se o quadro lesional anátomo-patológico e toxicológico descrito, poderá eventualmente ser explicável por um evento acidental, e nomeadamente pelo desenrolar das várias fases desse evento, não é menos verdade que o mesmo não permite excluir ou, por outras palavras, é plenamente compatível, com a eventualidade da deflagração de um evento explosivo.
4. Conclusões neste domínio, terão pois de decorrer do contributo de outras áreas periciais, que não os da medicina legal, e que, tal como decorre do relatório reforçam a hipótese de tal deflagração.

5. A execução de novas exumações não se justifica em nossa opinião, pois não permitiria colmatar as insuficiências e deficiências das autópsias iniciais, nada acrescentando para além do que as exumações concretizadas já evidenciarão.



ANEXO 7

ESTUDO DA LOCALIZAÇÃO DO FRAGMENTO N.º 7

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

1. Introdução

Um dos objectos da investigação requeridos à presente comissão consistiu na determinação da localização exacta do fragmento 7 em relação à aeronave acidentada.

Procedeu esta comissão a diligências que considerou adequadas para corresponder ao requerido.

Este relatório faz a descrição das diligências efectuadas e interpreta e conclui sobre os resultados obtidos.

2. Peritagens e diligências efectuadas relacionadas com esta investigação

- **Aos destroços – no Hangar**

11 de Setembro 2003

- **Experimentações e ensaios comparativos**

Em Lisboa : 11 de Dezembro 2003

Em Cernache 10 e 17 de Janeiro 2004

- **Análise e relatórios**

Porto –23 Março 2004

- **Avaliação de resultados e conclusões**

Lisboa : 9 de Julho e 20 de Novembro 2004

3. Metodologia utilizada

A metodologia usada para a identificação do fragmento 7 foi :

- Análise histórica sucinta do fragmento 7 e fotografias de caracterização
- Réplica em acrílico moldável
- Comparativo com aeronave nos destroços - Hangar
- Comparativo de confirmação em aeronave estruturalmente similar estacionada em aeródromo de Cernache (CESSNA 421 B)
- Identificação do parte estrutural e espessura do revestimento a que pertence o fragmento através os manuais da aeronave
- Conclusões

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

4. Análise histórica sucinta e física do fragmento 7 e fotografias de caracterização

O fragmento 7, que constitui objecto da pesquisa, é referenciado no relatório do LPC de 21 de Março 1995 que, a pedido da V CPIAC em 19 / 01 / 1995, recolheu 9 amostras, entre as quais uma designada por Fragmento 7 – FOTO 1 e caracterizada pela PJ como :

“ fragmentos vários apresentando pó branco e escuro “ ,

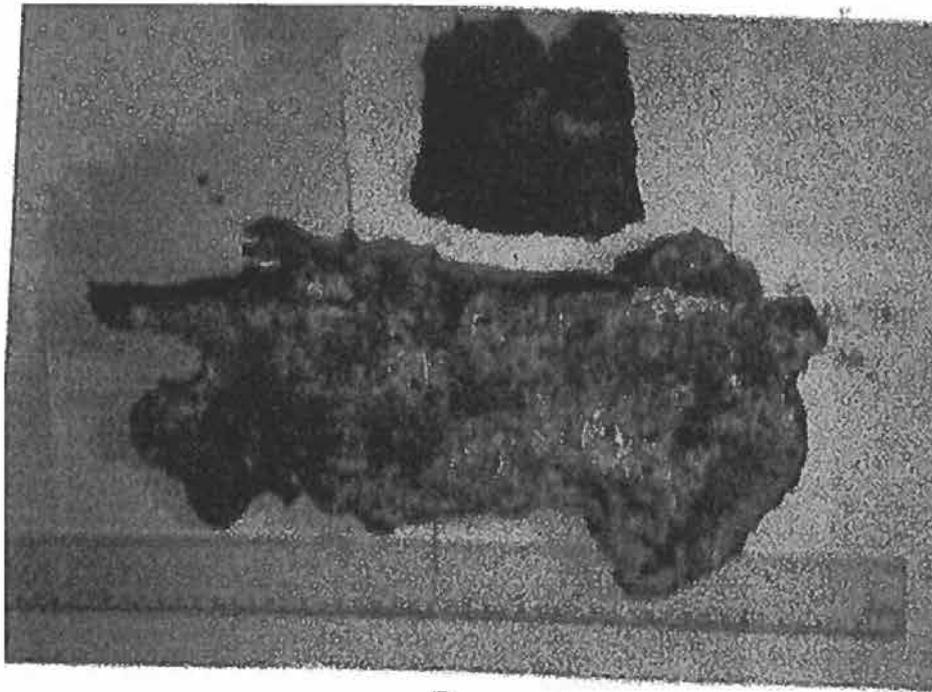
Na FEL é refenciado no relatório 53/95 de 19.04.94, sendo o Fragmento 7 composto por duas partes – Fragmento 7 – Amostra 1 – Foto 2 , e Fragmento 7 Amostra 2 , Foto 3 , caracterizados como fragmentos constituídos basicamente por Alumínio e fortemente oxidados, sobre os quais o FEL procedeu a análise química sobre extractos líquidos, classificados pelo mesmo organismo como Sample 1 e Sample 2 , nos quais se vieram a detectar indícios de diversos explosivos.

SEM/EDAX examination and analysis, photograph 6, was carried out and revealed the following:-

1. Fragment 7 Sample 1 consisted of relatively pure aluminium sheet.
2. The 'molten' surface deposits were indistinguishable from the aluminium base metal of the fragment.
3. The areas where the 'molten' deposits had run into the crater were also indistinguishable from the aluminium base metal.
- 4 The deposits present at the deep end of the crater were similarly indistinguishable from the aluminium base metal.

FIG 1 Descrição do material constituinte do Fragmento 7 – Amostra 1

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7



7a

FOTO 1 – Tal como recolhida pela PJ

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

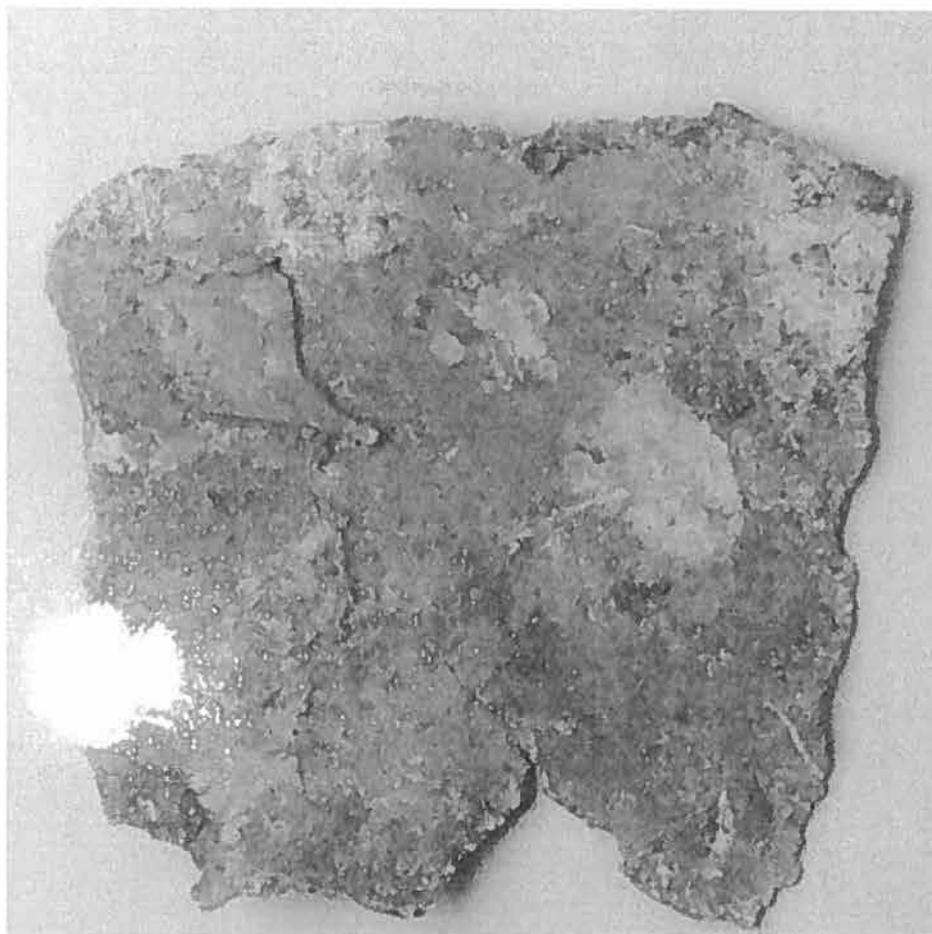


FOTO 2 – Fragmento 7 -Amostra 1 – registrado pelo FEL

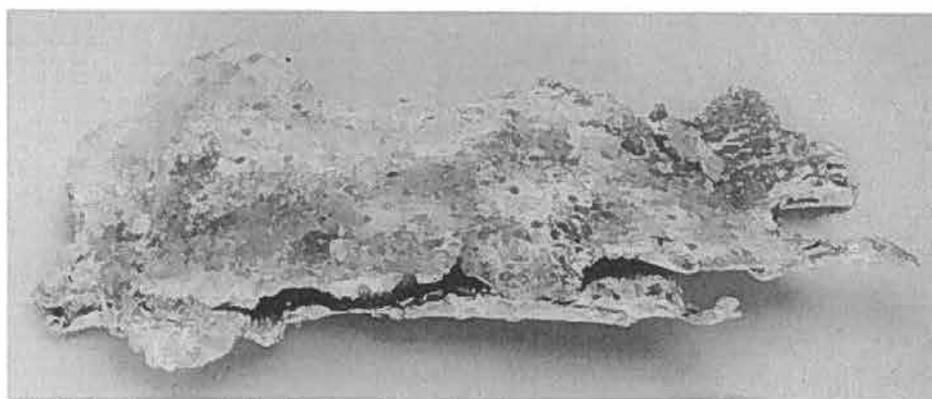


FOTO 3 – Fragmento 7 – Amostra2 - registrado pelo FEL

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

A parte do fragmento 7 a que tivemos acesso e é objecto deste relatório é o Fragmento 7 Amostra 2 . Foto 4 , cedido para confirmação e mantido em envólucro fechado para prevenir qualquer contaminação, possuindo o seguinte aspecto físico :

Dimensões aproximadas : Comprimento de 370 a 380 mm
Largura de 90 a 170 mm
Espessura da chapa de revestimento ~ 1mm

Material com oxidação forte – liga de alumínio

É evidente o esmagamento de reforços sobre chapa de revestimento que constitui parte da fuselagem , bem como a disposição de rebites característicos da ligação da chapa aos reforços e de ligação entre partes de fuselagem – bainhas. – Ver FOTOS 4 e 5

Confirmámos portanto a coincidência do Fragmento 7 – Amostra 2 , com o referido pela PJ e FEL:

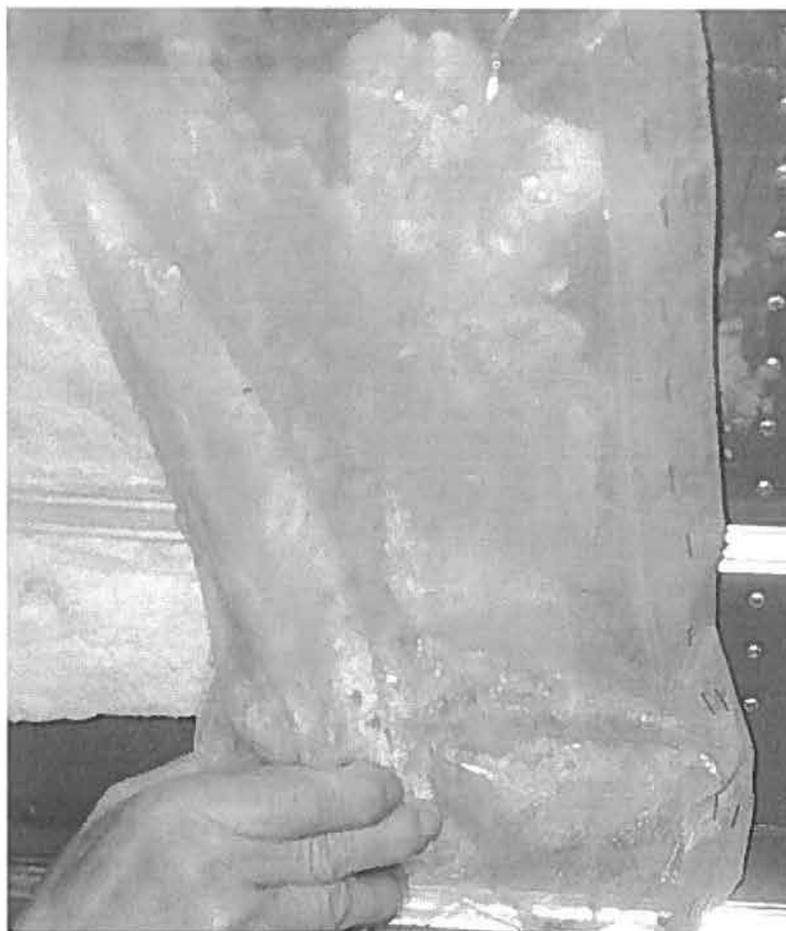


FOTO 4 – Aspecto actual do fragmento 7 (Amostra 2)

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7



FOTO 5 – Aspecto actual do fragmento 7 (Amostra 2) – notar localização dos rebites

5. Réplica em acrílico moldável

Tendo em vista a facilitação da localização exacta do Fragmento 7 , decidimos reproduzir fielmente em plástico de acrílico moldável a superfície do mesmo , reproduzindo não só as dimensões exactas, como as cabeças de rebites, através de furos da mesma dimensão FOTO 6

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

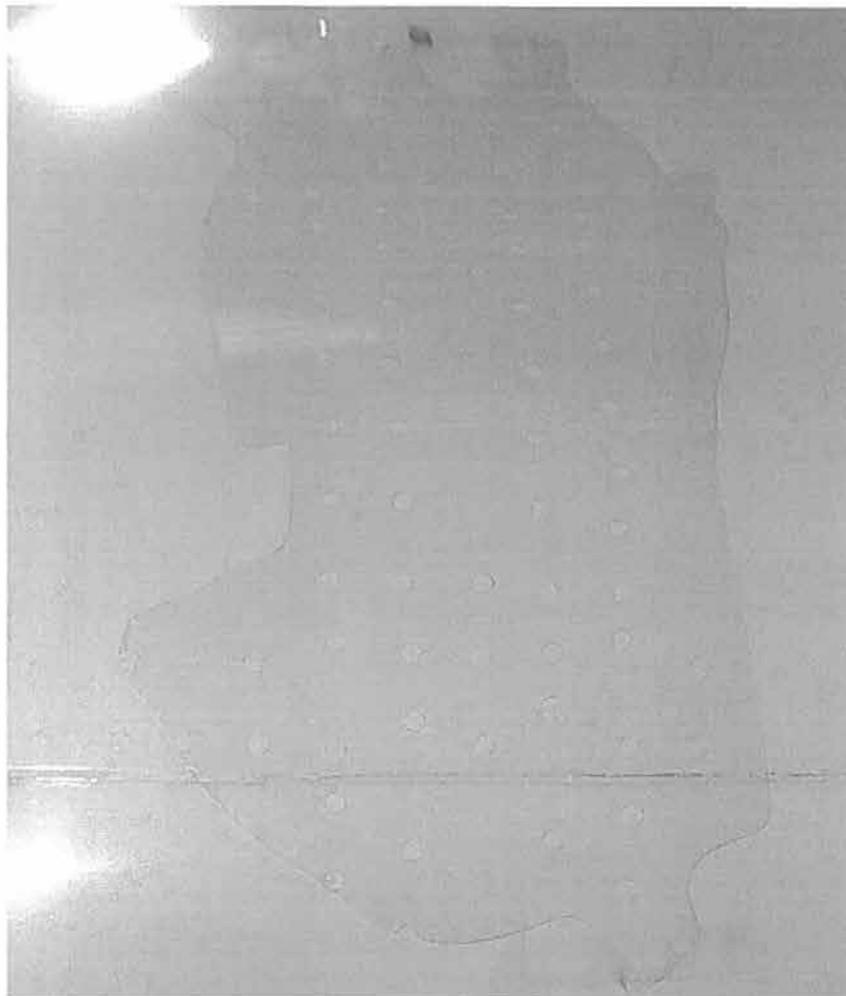


FOTO 5 – Reprodução do fragmento 7 (Amostra 2) em plástico moldável com a localização dos rebites , e já aplicado local possível de aeronave similar (Cernache)

6. Comparativos

Após a obtenção da réplica fiel descrita em 4. procedeu esta comissão à pesquisa na aeronave acidentada no hangar, usando os destroços e aeronave de comparação, para eventual localização do fragmento usando a técnica do "puzzle".

Resultou não ser conclusivo devido a destruição e inexistência da estrutura da fuselagem correspondente.

Foi então que em Cernache e perante uma aeronave similar CESSNA 421 B , com as mesmas características estruturais que os peritos procederam a estudo da

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

localização , usando a réplica em acrílico e o próprio fragmento, para sem margem de dúvida se constatar e localizar a origem do mesmo.

A pesquisa foi efectuada com a fuselagem sem forros no interior da cabine , e exterior para avaliar com todo o detalhe o passo (espaçamento relativo) dos rebites , o afastamento dos reforços e as bainhas de sobreposição bem como furações, para passagem de cabos e furos de alinhamento dos "stringers"

Foi assim possível, sem margem para qualquer dúvida , provar que :

- O fragmento em questão corresponde a parte de aeronave Cessna 421 A
- A localização do mesmo corresponde a uma zona da fuselagem do lado esquerdo superior entre a 1ª e 2ª janelas a contar da parte anterior da cabine da aeronave.

As FOTOS 6 , 7 e 8 mostram a localização final compatível com a réplica e fragmento. (dispensamos apresentação das várias tentativas que levamos a cabo em todas as áreas da aeronave, porque irrelevantes) .



FOTO 6 Local de coincidência do fragmento 7 (Réplica)

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7



FOTO 7 Mesmo que anterior com fragmento real



FOTO 8 Localização pelo interior da aeronave para confirmação das coincidências de reforços e furações.

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

7. Identificação do parte estrutural e espessura do revestimento a que pertence o fragmento através dos manuais da aeronave

Após localização exacta do fragmento, a identificação através do " service manual" é facilitada , sendo constatado que o fragmento pertence ao lado esquerdo superior da fuselagem, entre a 1ª e 2ª janelas a contar da parte anterior da cabina da aeronave,, na intersecção da "Station" ST 186 .15 , com a " Water Line " WL121.11, do lado esquerdo . VER FIG 2 e 3

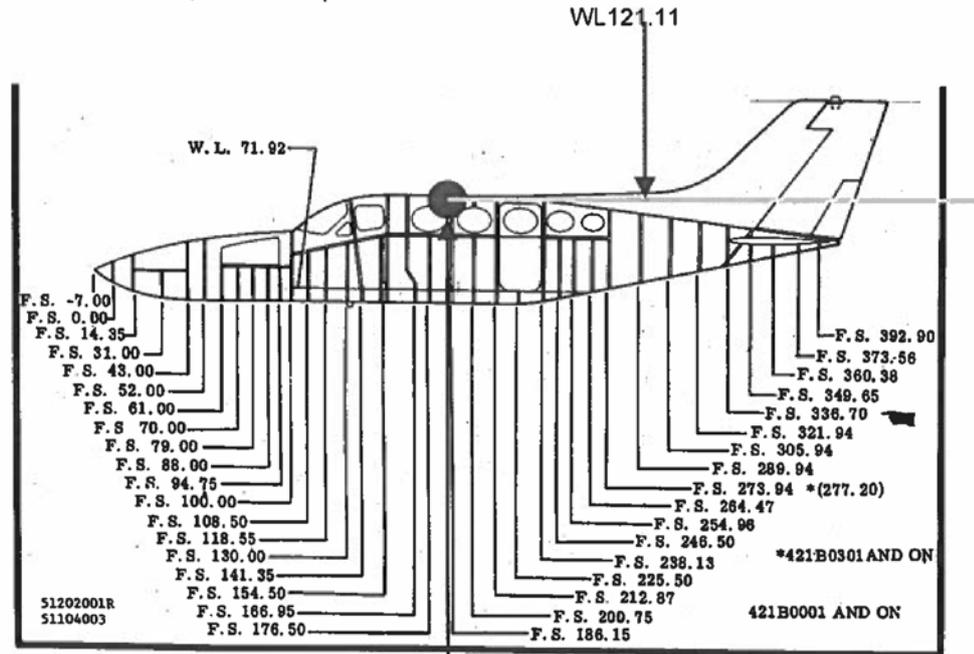


Figure 1-3. Station Diagram (Sheet 2)

FIG 2 Localização da zona do fragmento 7

ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

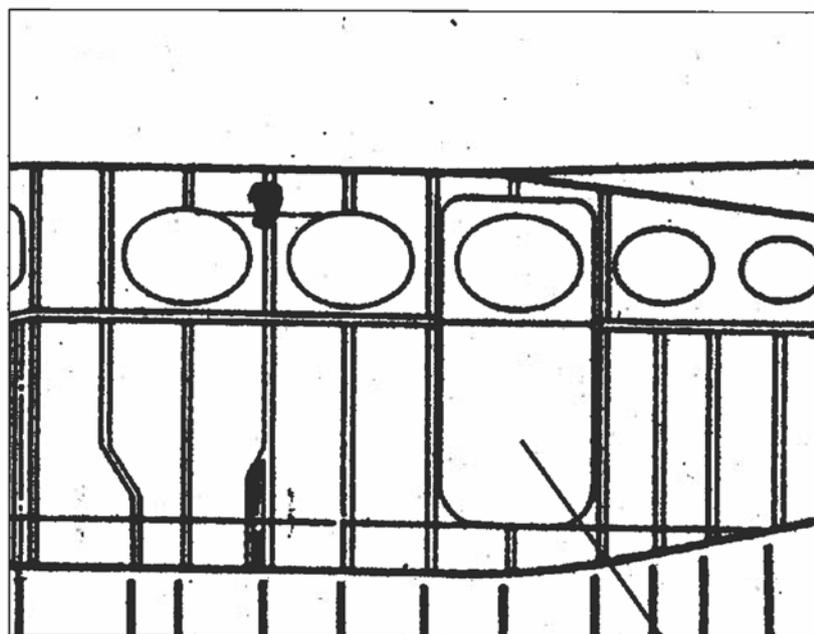


FIG 3 Esquema mais pormenorizado da localização do fragmento 7

Porta de embarque

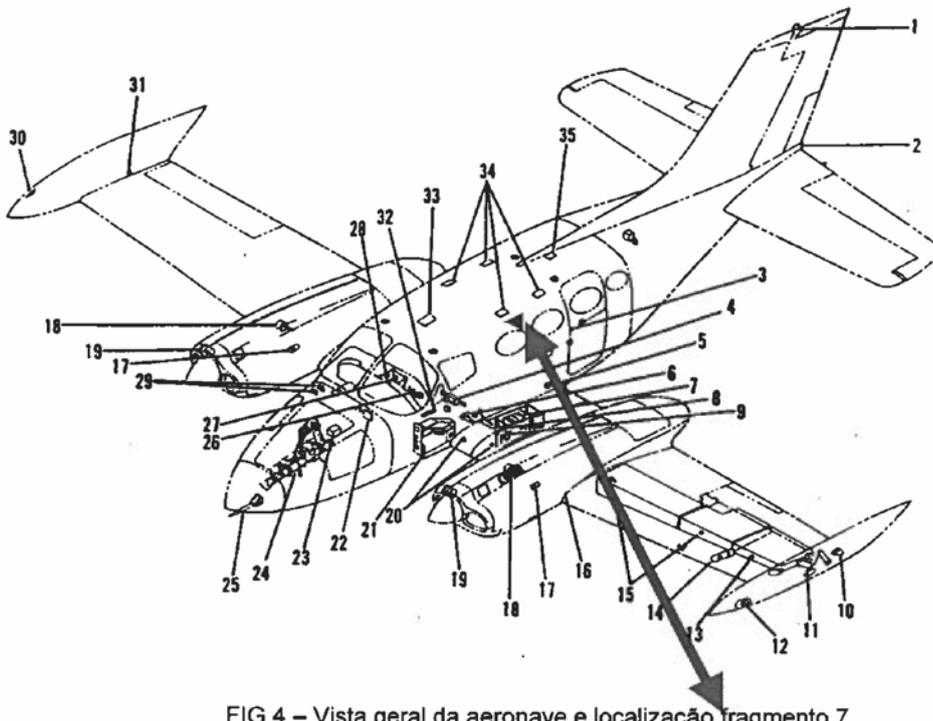
ANEXO 7 – Estudo da localização do fragmento nº 7

FIG 4 – Vista geral da aeronave e localização fragmento 7

8. Conclusões

O Fragmento 7 – Amostra 2 , pertence ao lado esquerdo superior da fuselagem, entre a 1ª e 2ª janelas a contar da parte anterior da cabine da aeronave.

ANEXO 8

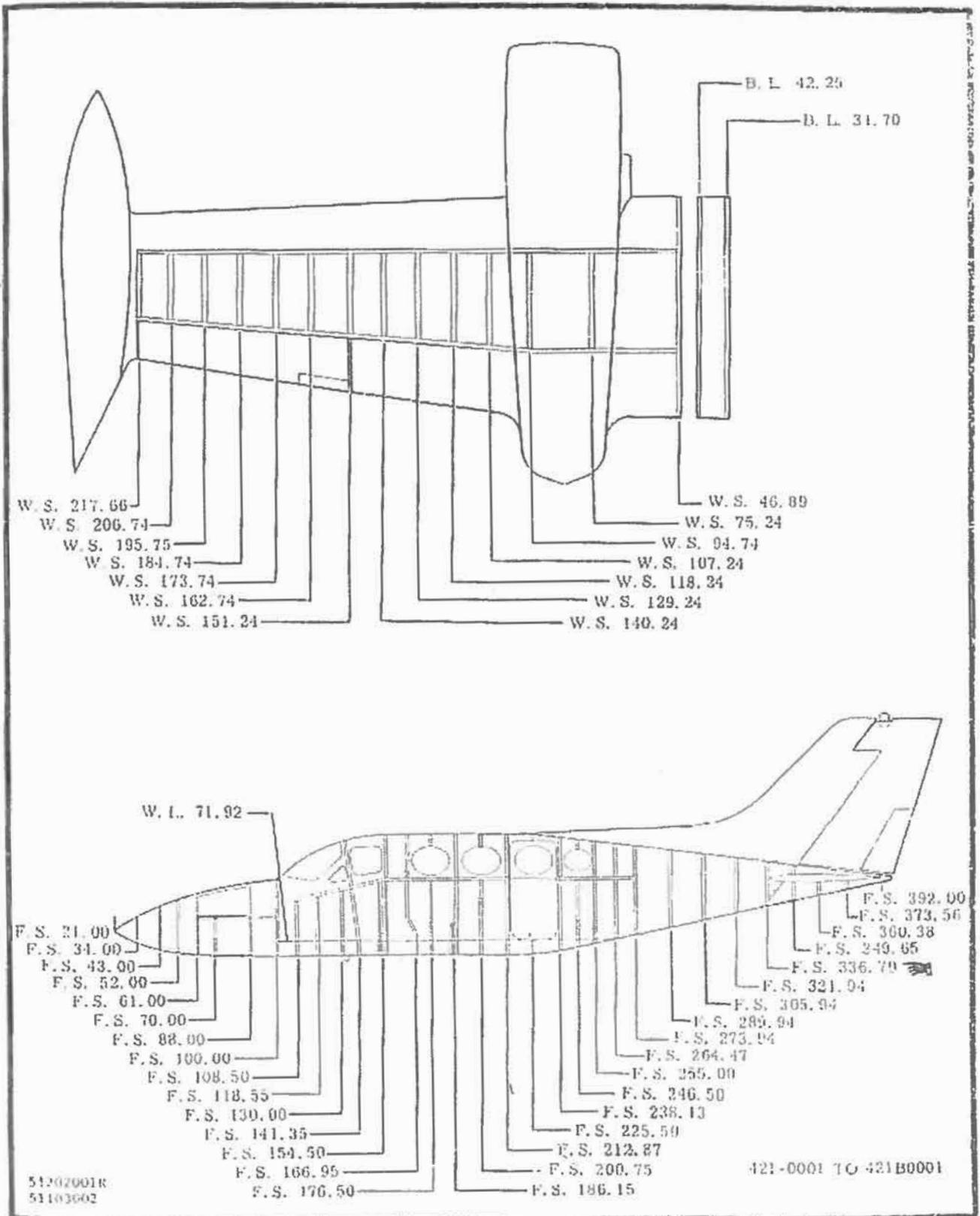


Figure 1-3. Station Diagram (Sheet 1 of 3)

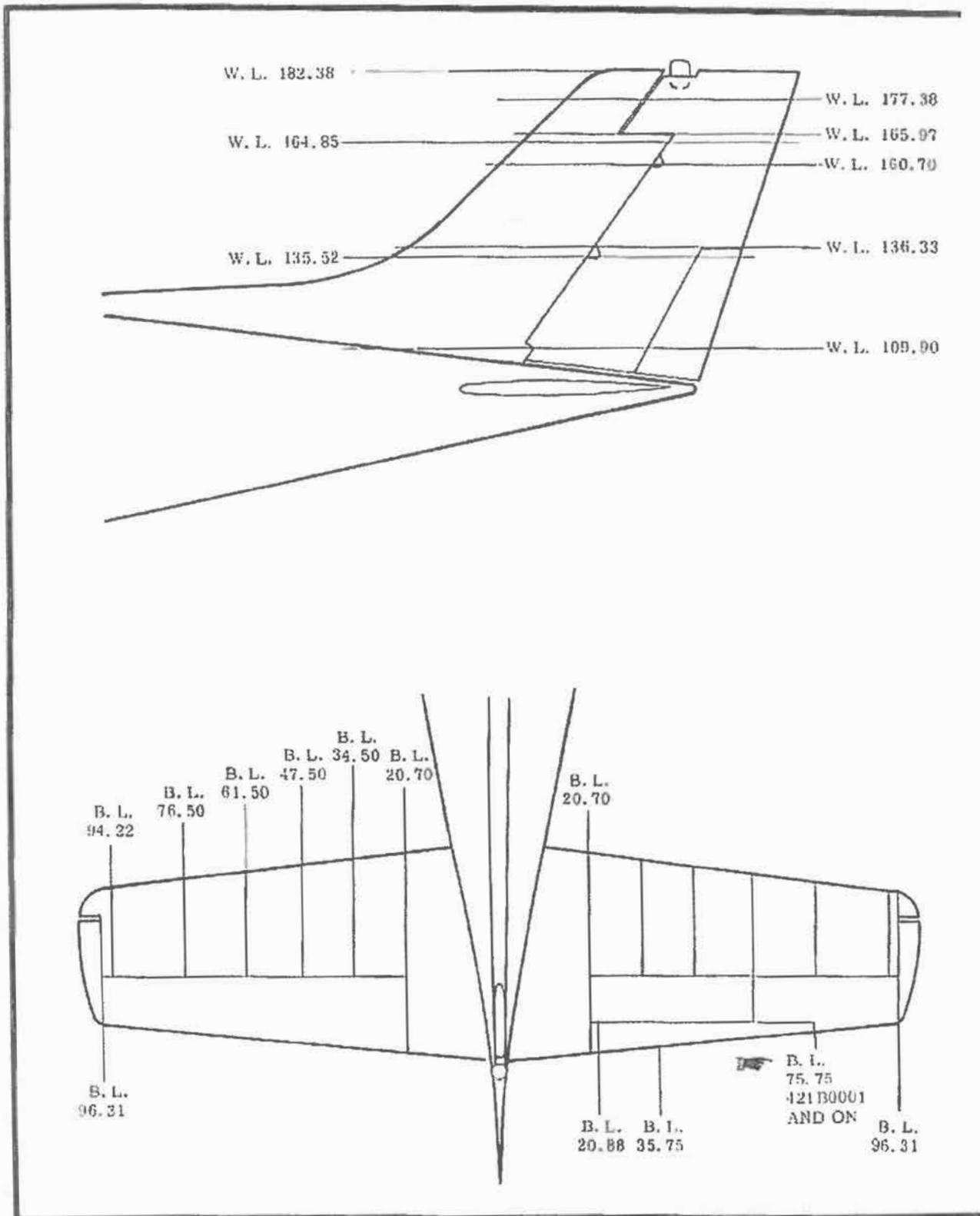


Figure 1-3. Station Diagram (Sheet 3 of 3)

Change 5

ANEXO 9

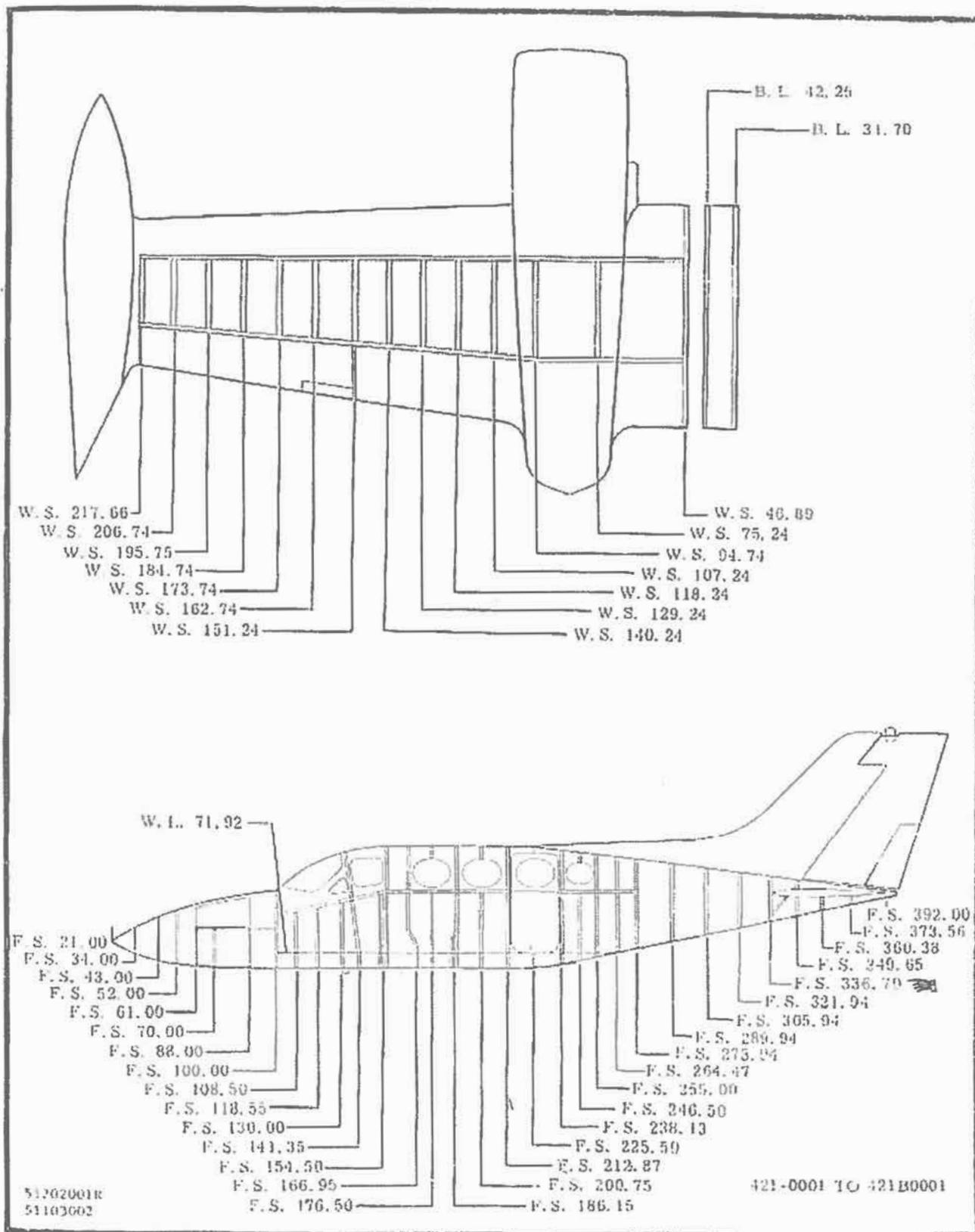


Figure 1-3. Station Diagram (Sheet 1 of 3)

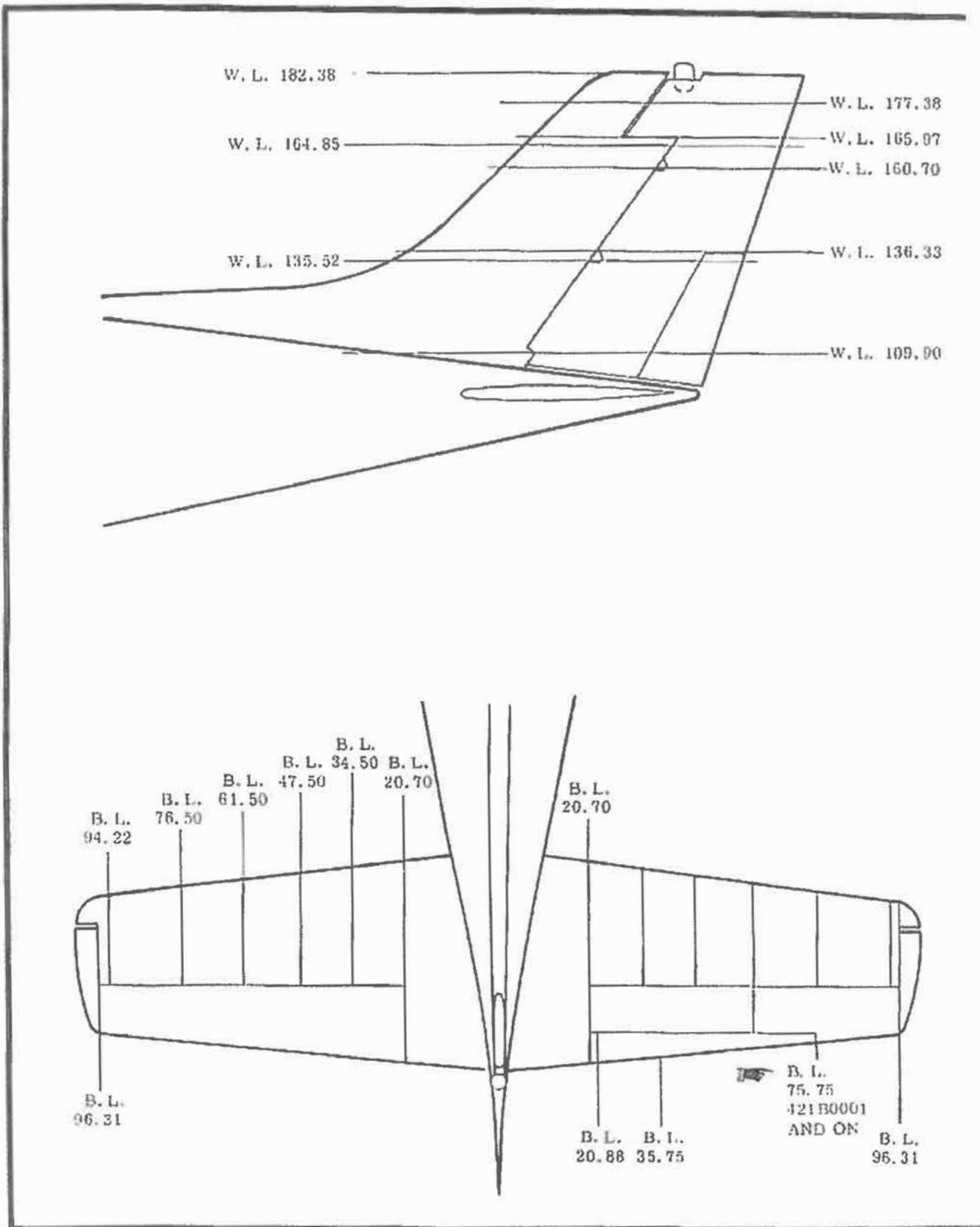


Figure 1-3. Station Diagram (Sheet 3 of 3)

Change 5

ANEXO 10

ESTUDO DA CARACTERIZAÇÃO DA CONFIGURAÇÃO DE ROMBOS
E OUTROS ESTRAGOS NA AERONAVE *CESSNA 421A*, YV-314-P

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

Referência : ESTUDO DE CARACTERIZAÇÃO DA CONFIGURAÇÃO DE ROMBOS E OUTROS ESTRAGOS NA AERONAVE CESSNA 421 A - YV-314P

Lisboa , 12 de Novembro 2004

1. Introdução

Na sequência de peritagens aos destroços da aeronave, armazenados no hangar 6 do aeroporto de Lisboa, pediu a comissão de peritos estudos complementes à FEUP (Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto – Departamento de Metalurgia e Materiais), Ver Memorando de 10 de Setembro 2003 de Acácio Lima e Botelho Miranda, para caracterização de zonas da aeronave afectadas pelo acidente.

Na sequência de relatório produzido pela entidade acima referenciada subscrito pelos Professores José Cavalheiro e Manuel Vieira em 20 de Janeiro 2004, e no sentido de testar hipóteses formuladas nas conclusões do referido relatório, decidiram os peritos da comissão proceder à realização de ensaios com explosivos com banco de ensaios destrutivo, reproduzindo a zona estrutural da aeronave na área relevante..

Este relatório faz a descrição das diligências efectuadas, e interpreta os resultados obtidos.

2. Peritagens e diligências efectuadas relacionadas com esta investigação

- **Aos destroços – no Hangar**

Em 2003 : 19 de Setembro , 22 de Outubro e 22 de Dezembro

- **Na FEUP**

Em 2003 : 27 e 30 de Outubro

- **Experimentações e ensaios comparativos**

Em Lisboa 15 e 16 de Março 2004

Em Regimento de Infantaria I em Carregueira – dia 19 de Março 2004

- **Análise e relatórios**

FEUP – Relatório 20 de Janeiro 2004

- **Avaliação de resultados**

30 Março 2004 , 8 de Julho 2004

3. Metodologia utilizada

A metodologia usada para caracterização da configuração dos rombos foi :

- Análise do relatório da FEUP – DEMM
- Identificação da zona objecto de estudo
- Criação de bancos de ensaios representativo da estrutura da aeronave na zona investigada

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

- Explosões com diversos tipos de cargas
- Estudo da configuração dos danos produzidos
- Registo fotográfico das diversas morfologias de rotura
- Comparação de resultados e conclusões

4. Análise de relatório da FEUP - DEMM

O relatório da FEUP – DEMM nas suas conclusões e após estudo exaustivo da configuração de diversos rombos na estrutura correspondente à superfície inferior da fuselagem na zona do cockpit, concluiu que um dos rombos (identificado como A) apresentava nos seus bordos uma morfologia – FOTO 1 , que não era explicável (segundo os autores) por mecanismos de colapso devido ao calor (incêndio), nem por perfuração resultado de colisões ou ambos em conjunto e tão pouco devido à manipulação da aeronave posterior ao acidente . É sugerida outra explicação para o facto, nomeadamente e no entender desta comissão um mecanismo resultante de eclosão súbita de um incêndio a bordo.

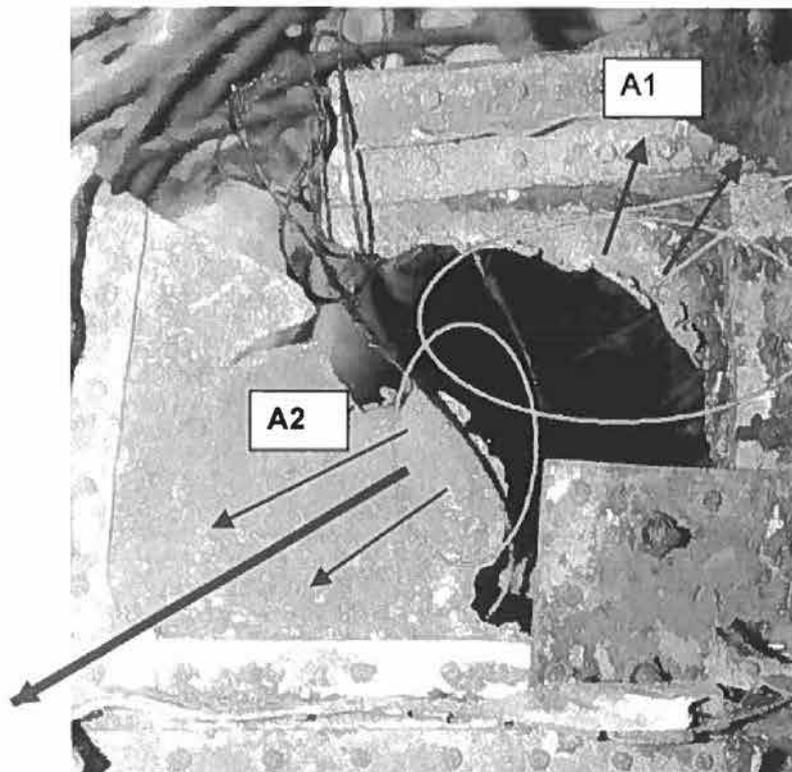


Foto 1 - Pormenor do orifício A. Notar a distribuição radial das zonas com bordo fortemente deformado, zonas A1 e A2, com rebatimento em sentidos opostos. A superfície do painel é plana (assinalada pelo segmento de recta).

(Fonte Rel. FEUP-DEMM)

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

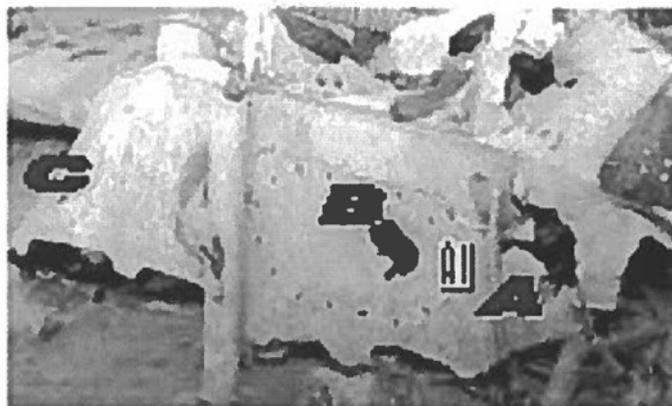


Foto 2- Aspecto geral exterior dos destroços estudados, ainda no hangar. Notar as perfurações A B e C e o suporte de antena At.

5. Identificação da zona (Relatório FEUP)

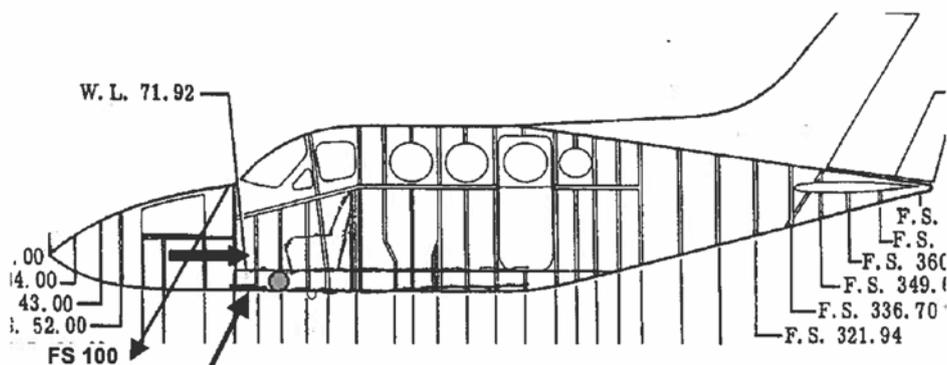


Fig.2- Vista lateral do aparelho. Assinalada a zona do orifício A (seta). Notar o espaço vazio entre a fuselagem e o pavimento interior (assinalado com um círculo). A zona envolvente do orifício A (seta), está separada do interior da cabine por um painel colocado na frente dos pedais (seta larga)

6. Criação de banco de ensaio representativo da estrutura da aeronave na zona investigada

Para testar em condições que permitissem comparar danos detectados, foi construído banco de ensaios, com os mesmos materiais que compõem a aeronave.

Este banco de ensaio não se destinava somente a testar a configuração de eventuais rombos na fuselagem, mas também os seguintes comportamentos e morfologias:

- Cabos de aço (ver relatório respectivo)

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

- Arrancamento de uniões aparafusadas e rebitadas
- Ligações acrílico / chapa (simulação de parabrisa)

Chapa, Reforços, Acrílico, Parafusos, Rebites e Cabos são do mesmo material (qualidade e dimensão) que os da aeronave.

O pormenor deste banco e placas estão figurados nas fotos 3 a 9 abaixo

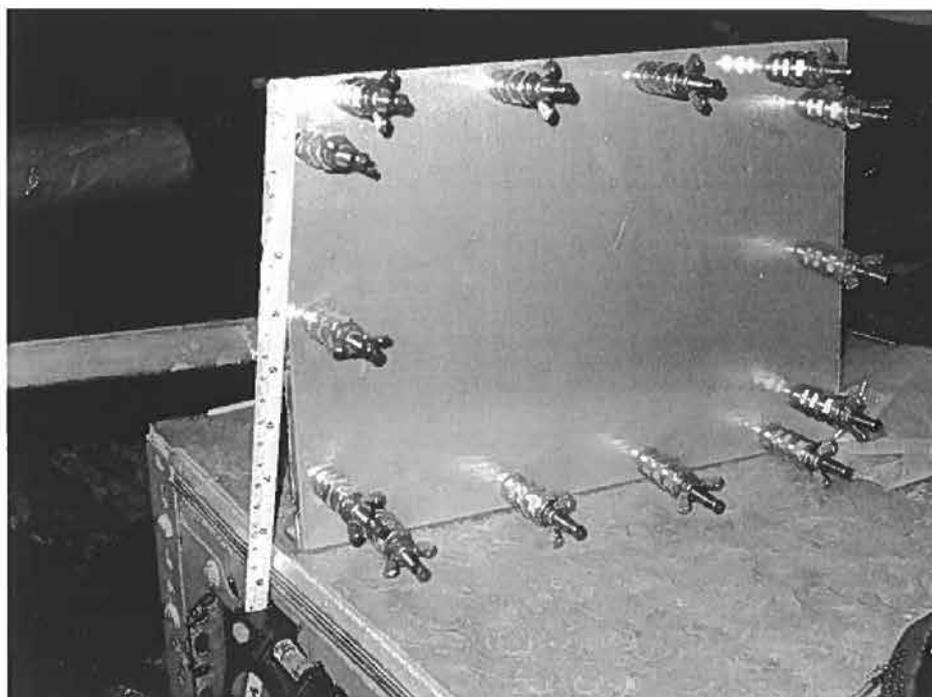


Foto 3 Placas para ensaios de fusão

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

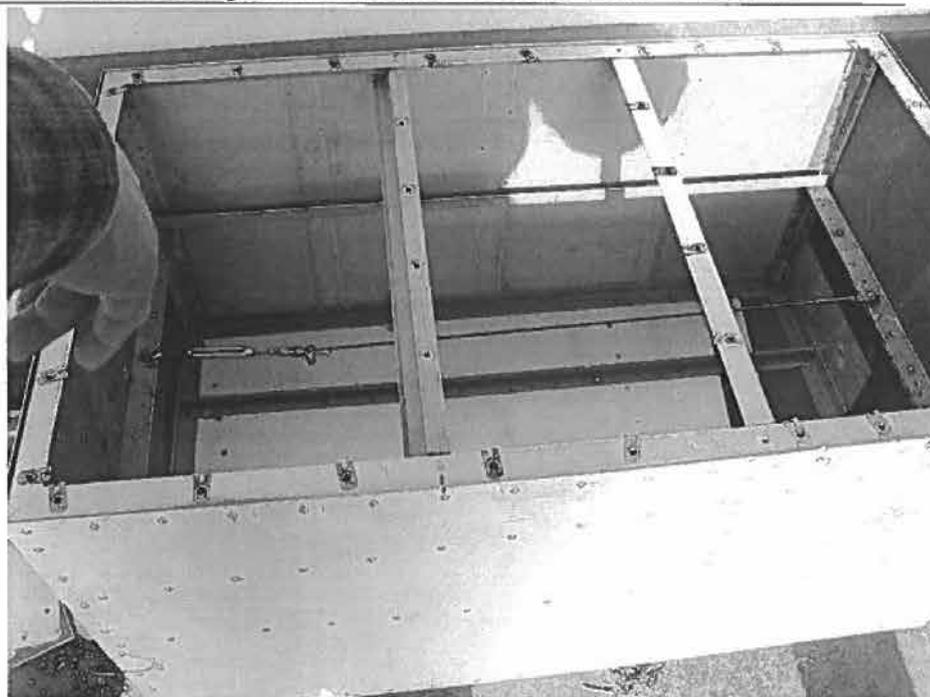


Foto 4 : Montagem do banco



Foto 5 Aspecto da caixa – banco de ensaios sem cobertura

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

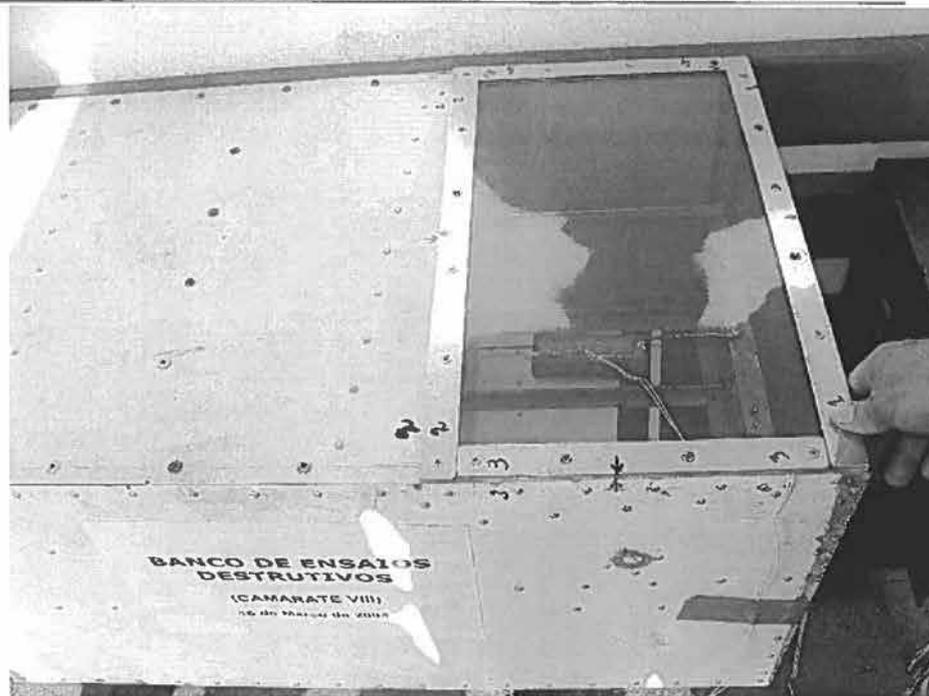


Foto 6 Montagem completa com carga explosiva no interior RDX (conjunto estrutura metálica + vidro acrílico + cabo)



FOTO 8 Vista de um conjunto já preparado

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P



FOTO 9 Equipa que procedeu aos ensaios

7. Ensaios efectuados com diversos tipos de cargas , estudo da configuração dos danos produzidos no banco e registo fotográfico das diversas morfologias de deformação e de rotura

Foram seleccionadas as seguintes cargas (ver composição em anexo) para os ensaios :
(quantidade 40 g)

Carga :	Aplicada em :
Explosivo Plástico PE4A (RDX + Plastificante)	Banco de ensaio FOTO 6
Explosivo TNT (Trotil)	Cabos
Cordão detonante (PETN)	Cabos
Granada de mão ofensiva (base TNT)	Cabos
Granada de mão incendiária	Placa

Os resultados podem ser observados nas fotos seguintes

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P



FOTO 10 – Aspecto de tampa arrancada com carga RDX

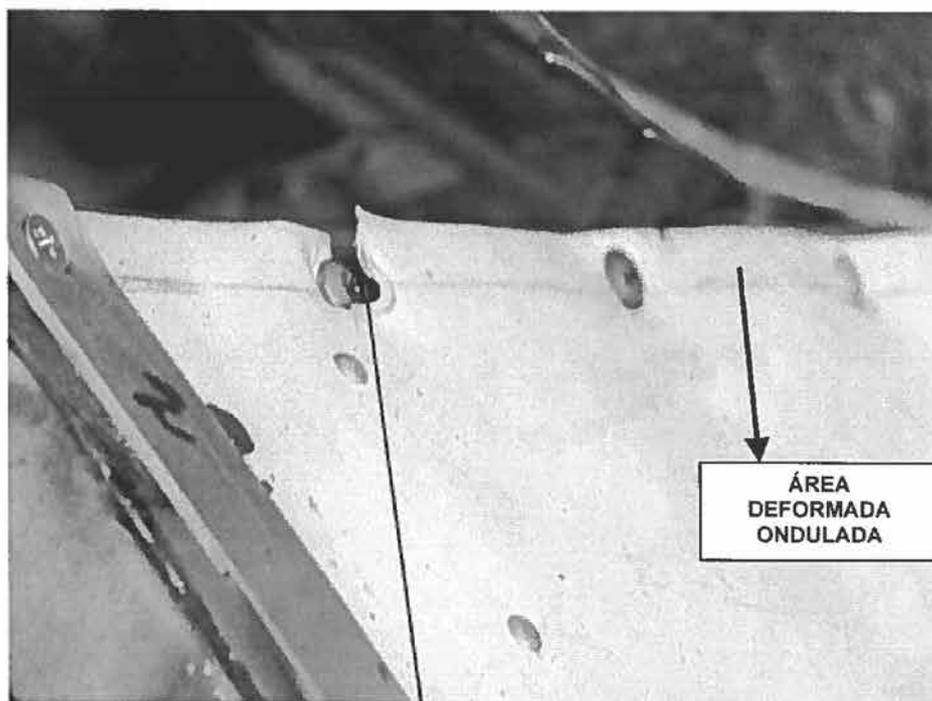


FOTO 11 – Arrancamento característico das ligações aparafusadas nas explosões com cargas adossadas no interior do banco. Onda de pressão de dentro para fora.

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P



FOTO 12 – Carga de fósforo – persistência mesmo após rompimento da placa de ensaio, cabo não é destruído neste caso.



FOTO 13 Resultado após deflagração carga de fósforo -. Cabo não destruído, estrutura fundida sem dobragem significativa de bordos.

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

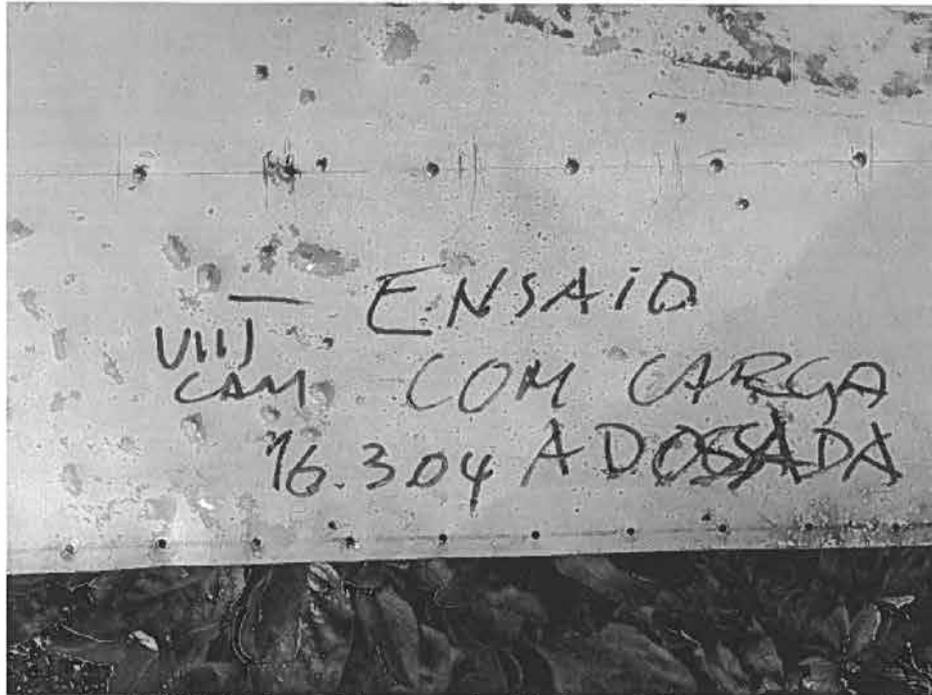


FOTO 14 Face interior de tampa de banco , após explosão com RDX- zona de ligação



FOTO 15 : Igual à anterior mostrando zona perfurada pela explosão e rebordamento do rombo

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P



FOTO 16 Aspecto de rombo provocado por explosões cargas RDX



FOTO 17 Zona de rebordo característica do resultado das explosões

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

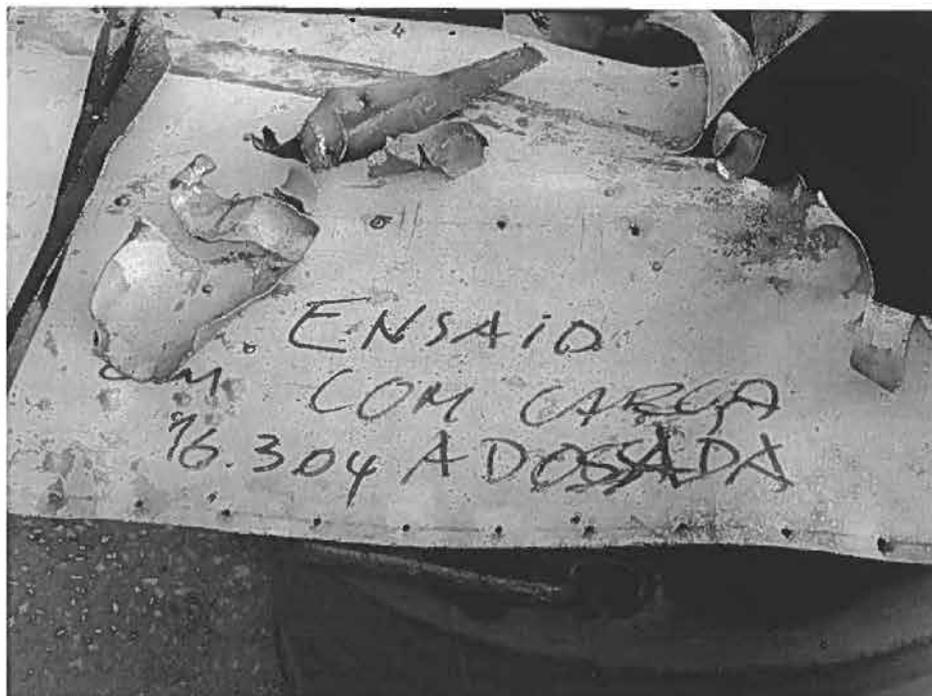


FOTO 18 Estilhaços e zonas de rebordo, e ondulação por expansão da zona de ligação do painel antes de destacado da estrutura.



FOTO 19 – Efeito sobre o painel após aplicação granada de fósforo

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

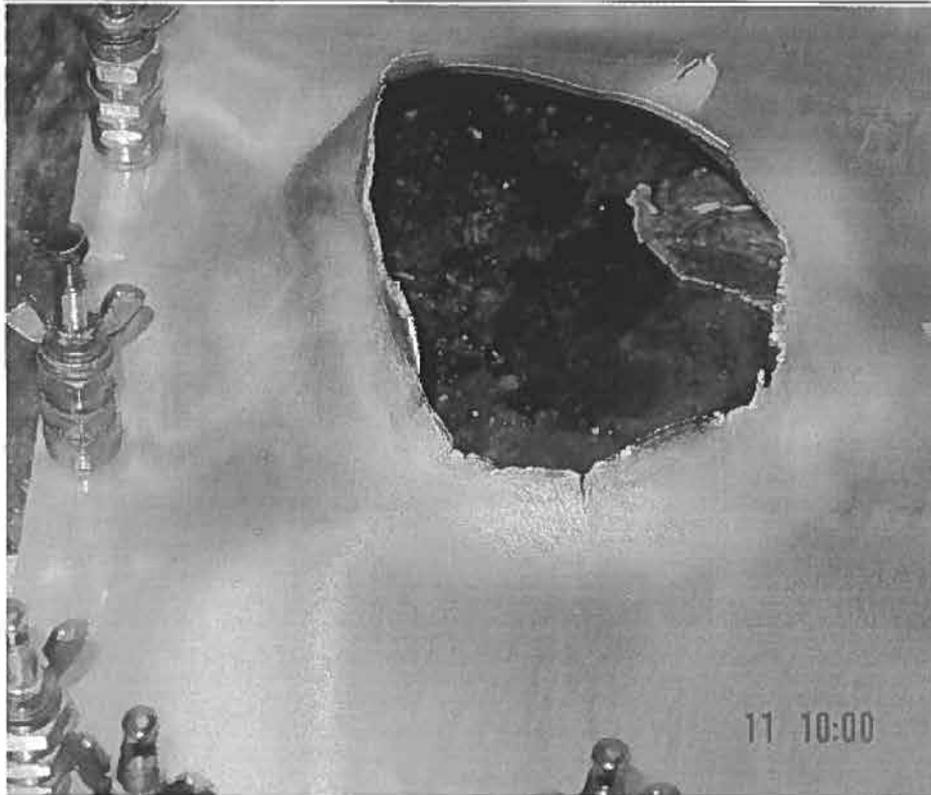


FOTO 20 Resultado de fusão por maçarico em placa de Liga alumínio aeronáutica (simulação de fogo)

8. Comparação de resultados e conclusões

8.1 Em relação aos cabos :

Relatório já produzido refª Cabos de Aeronave de 09 de Novembro 2004

8.2 Em relação à configuração de rombos

Para as cargas utilizadas RDX o material (caixa) foi completamente destruída e parte da dos cabos desapareceram

Para a carga RDX (banco) são evidentes os seguintes efeitos :

- Arrancamento pelas ligações aparafusadas com deformação localizada plástica do painel de liga aeronáutica – em tudo idêntica à verificada nos destroços e ensaiada na SPM Ver FOTOS 11 e 14 atrás.
- O arrancamento dos painéis pelas cargas explosivas provocou deformação do painel aparafusado em tudo similar ao verificado nos destroços (zona do parabrisas do cockpit) bem como aos simulados no ensaio quantitativo do SPM Ver fotos 11, 14 15 .

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de lombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

- A morfologia dos rebordos nos lombos produzidos com a carga RDX são como se pode verificar nas FOTOS 15, 16 , 17 e 18 , enrolados para exterior, sugerindo rompimento brusco com deformação plástica por acção da onda de choque .
- A morfologia dos rebordos descrita atrás, no caso de acção calorífica posterior, poderá eventualmente ser compatível com a morfologia avaliada no relatório da FEUP para o lombo A, atendendo que haverá um efeito de fusão subsequente ao enrolamento do bordo metálico.
- A granada de fósforo produz fusão do painel , não afecta os cabos , e a morfologia dos rebordos indiciam fusão e "escorrimento" do metal, não provocando qualquer acção de deformação plástica no painel.
- A fusão por chama (FOTO 20) provoca abertura na chapa com rebordos pouco revirados, denunciando uma morfologia típica de fusão parcial com orientação seguindo o balanço sopro da chama versus gravidade.

Pelos resultados obtidos nos diversos ensaios e análises efectuadas podemos concluir:

- a) **Existe concordância das observações dos destroços , as experimentações efectuadas por SPM e as experimentações efectuadas pela comissão de peritos no respeitante à morfologia do arrancamento de painel.**
- b) **Estes resultados e observações são compatíveis com as conclusões retiradas de relatório de estudo da rotura de cabo de comando de aileron e cabo comando leme de profundidade.**
- c) **A configuração dos rebordos provocados pelas várias experiências e os verificados nos destroços (designado por A) não é evidente, nem tampouco é absolutamente inequívoca a sua similitude.**

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

Anexo1 :

Composição das cargas explosivas nos ensaios de explosão

EXPLOSIVO PLÁSTICO PE4A:

- Pertence ao grupo de produtos cíclicos, cujo processo químico é de nitração da hexamina que é a hexametileno + tetramina.
- O explosivo básico deste componente é $(\text{C}_6\text{H}_{12})_3(\text{N}\cdot\text{NO}_2)_3$, cuja mistura é RDX + Plastificante.

EXPLOSIVO TNT:

- Pertence ao grupo de produtos cíclicos, cujo processo químico é de tolueno + ácido nítrico.
- O explosivo básico deste componente é trinitro tolueno: $\text{C}_6\text{H}_2(\text{NO}_2)_3\text{Cl}$

PETN (Cordão detonante):

- Pertence ao grupo de produtos cíclicos, e o explosivo básico que o constitui é pentaeritritol tetranitrato.

GRANADA DE MÃO OFENSIVA:

- Obedece à mesma terminologia da explicação dada ao TNT, só que dentro de um involucro pastificado com reforçador de tetril e iniciada com pólvora química (balistite ou cordite) + fulmenato de mercúrio + petn.

GRANADA DE MÃO INCENDIÁRIA:

- É um corpo à base de fósforo iniciada com uma espoleta (artificio de fogo), cuja composição é de mercúrio + ácido nítrico + álcool.

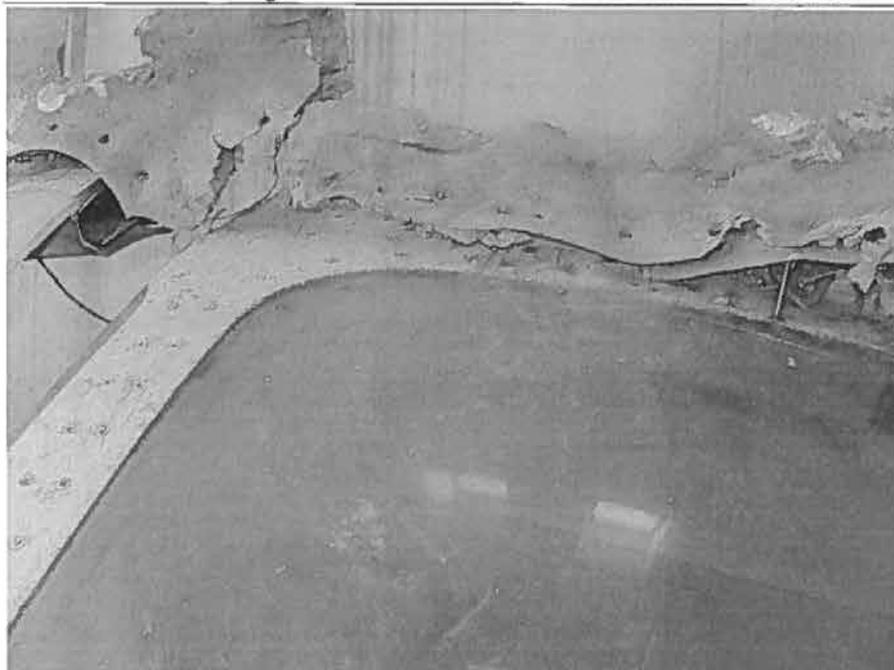
ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P

**ANEXO 2
COMPARAÇÃO DAS DEFORMAÇÕES E ARRANCAMENTOS**

Deformação encontrada na aeronave sinistrada



ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P



ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P



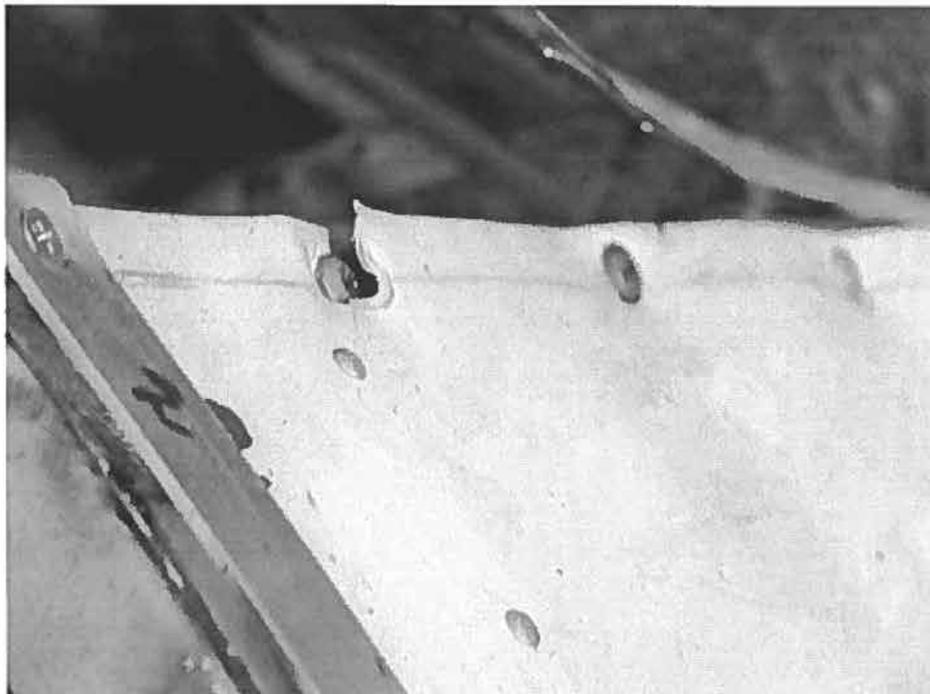
3 FOTOS MOSTRANDO O PADRÃO DE REBENTAMENTO DETECTADO NA AERONAVE (PARABRISAS DO COCKPIT)

ANEXO 10 - Estudo de caracterização da configuração de rombos e outros estragos na Aeronave Cessna 421A - YV-314-P



Figura 4.4 - Modo de ruptura da chapa de alumínio na zona das ligações aparafusadas.
a) Destroços do occipital.
b) Ensaios experimentais do ferido.

Extracto do relatório da SPM Comparação das formas de ruptura da chapa



Morfologia do arrancamento no ensaio com explosivo

ANEXO 11

RELATÓRIO AERONAVE *CESSNA*



SOCIEDADE PORTUGUESA DE MATERIAIS
DIVISÃO DE FRACTURA

RELATÓRIO
AERONAVE CESSNA

CLIENTE: ASSEMBLEIA DA REPÚBLICA

ÍNDICE DO RELATÓRIO

1. Introdução	4
2. Análise química por Espectroscopia de Fotoelectrões X (Dra. Fátima Montemor)	5
2.1 Introdução	5
2.2 Objectivos	5
2.3 Procedimento Experimental	5
2.4 Resultados	7
2.5 Conclusões	12
3. Análise metalográfica e fractográfica (Prof. Sousa e Brito)	13
3.1. Introdução	13
3.1.1 Objectivos	13
3.1.2 Considerações sobre os materiais a analisar	13
3.2. Observação visual e colheita de amostras	14
3.3. Análise Metalográfica	14
3.4. Análise Fractográfica e Espectrometria de Raios X	15
3.5. Conclusões	16
4. Avaliação das deformadas do cockpit (Profs. Virginia Infante e Edgar Gomes)	18
4.1 Introdução	18
4.2 Análise dos destroços disponíveis para avaliação da sua forma geométrica	19
4.3 Caracterização dos programas de modelação numérica	19
4.4 Modelação geométrica a 3 dimensões do cockpit e do provete experimental	20

Aeronave CESSNA	3
4.5 Importação e reconstrução da geometria do cockpit e do provete experimental no programa ANSYS	20
4.6 Malhagem, condições de fronteira e carregamentos aplicados ao provete experimental	21
4.7 Malhagem, condições de fronteira e carregamentos aplicados ao cockpit	22
4.8 Características mecânicas do vidro acrílico e do alumínio	23
4.9 Resultados da análise numérica do provete experimental	23
4.10 Resultados da análise numérica do cockpit	24
4.11 Conclusões	25
5. Ensaios mecânicos em componentes diversos (Prof. Moura Branco)	26
5.1 Introdução	26
5.2 Ensaios nos cabos de comando dos ailerons	26
5.3 Ensaios de tracção/corte nos parafusos da zona de fixação do pára-brisas do cockpit	29
5.4 Ensaios para determinação das constantes E e ν do vidro acrílico do Cockpit	30
6. Conclusões finais	32
Lista de figuras	33
Figuras 2.1 a 5.12	38 a 81

1. Introdução

O presente trabalho cujo relatório final se apresenta, consta da análise de fracturas e deformação do cockpit antes e depois do acidente da aeronave Cessna 421A matrícula YV-314-P, ocorrido em 4/12/1980 em Camarate/Loures. O trabalho foi requisitado pela Comissão Eventual de inquérito Parlamentar (VIII) da Assembleia da República nomeada para investigar as causas do acidente de Camarate.

O trabalho foi requisitado à Divisão de Fractura da SPM – Sociedade Portuguesa de Materiais, pela comissão acima referida em 22/04/04 conforme ofício desta Comissão nº 318/CEI/CAMARATE/2004. Os trabalhos adjudicados constam do orçamento 0304 da SPM enviado em 29/03/2004 ao Presidente da referida Comissão.

O presente estudo visa averiguar as causas do acidente, tendo como base elementos recolhidos pelos membros da equipa de investigação em visita ao local onde se encontravam os destroços da aeronave, e ainda destroços e elementos técnicos referentes à aeronave e que foram separados, preparados e entregues a este grupo pelo Sr. Joaquim Queirós Neves, técnico nomeado pela Comissão para acompanhar os trabalhos realizados no âmbito deste estudo.

O estudo efectuado compreendeu quatro fases:

- Caracterização química de amostras recolhidas a partir dos destroços encontrados, e amostras resultantes de testes realizados com vários tipos de explosivos a fim de despistar a identificação e tipo de partículas encontradas aquando do acidente;
- Caracterização da microestrutura e das superfícies de fractura das amostras com a mesma finalidade da fase anterior;
- Determinação da deformada do cockpit e do tipo de esforços compatível com o modo de ruína e geometria de destroços do cockpit encontrados, de modo a identificar o tipo ou tipos de carregamento mais plausível de ter ocorrido no acidente;
- Caracterização mecânica de materiais e de componentes que compõem o cockpit com vista à obtenção de dados importantes para executar a modelação do cockpit e avaliar a resistência operacional e os modos de ruína do cockpit no acidente.

Os destroços fornecidos foram bastante úteis porque permitiram reconstituir a geometria e o modo de ruína do cockpit e da estrutura e componentes da ligação do pára-brisas do cockpit à estrutura da aeronave.

As amostras fornecidas permitiram identificar quer a composição química quer a proveniência dos materiais encontrados.

2. Análise química por Espectroscopia de Fotoelectrões X

2.1. Introdução

A técnica de espectroscopia de fotoelectrões X permite a caracterização química, qualitativa e quantitativa, dos elementos químicos presentes num dado material (excepto hidrogénio e hélio) até um limite de 0.1% em percentagem atómica. A espectroscopia de fotoelectrões X permite também conhecer o ambiente químico em que está envolvido um dado elemento, i.e., é sensível às alterações químicas sofridas por esse elemento.

2.2. Objectivos

Caracterização por Espectroscopia de Fotoelectrões X (XPS) das amostras referenciadas na tabela 2.1.

Além das amostras referenciadas na tabela 2.1 foram também fornecidas partículas recolhidas nos pneus da aeronave, mas que não foram analisadas uma vez que quer a dimensão quer a quantidade fornecida não permitiam uma análise conclusiva. No entanto testes efectuados revelaram que as partículas possuem carácter ferroso.

2.3. Procedimento Experimental

Foram efectuadas duas análises na superfície de cada um dos provetes referenciados na Tabela 2.1. A origem dos provetes está indicada nas figuras referenciadas na Tabela 2.1.

Foi efectuada uma análise na superfície dos provetes tal e qual foram recebidos e uma segunda análise após limpeza por iões Árgon. Esta limpeza foi executada em ultra alto vácuo e teve como objectivo remover as primeiras camadas atómicas existentes na superfície, i.e., remover o carbono contaminante existente em qualquer superfície que esteve exposta ao ar.

Nas análises foi utilizado o equipamento de espectroscopia denominado MICROLAB 310 F – Vg Scientific. Os espectros de XPS (Espectroscopia de fotoelectrões X) foram obtidos utilizando um ânodo de magnésio (não monocromado), operado a 15 KeV. A pressão de trabalho foi de $5 \cdot 10^{-9}$ mBar. Os espectros parciais foram obtidos no modo CAE = 50 eV.

Aeronave CESSNA

6

Tabela 2.1 – Referenciação dos provetes analisadas

N/ref.	Descrição	Elementos detectados	Elementos pesquisados
Amostra nº 1R Fig. 2.1 (A)	Provete Ref ^o - Fixação do acrílico à estrutura	O, C, Si, Al	O, C, Si, Al, N, Cl, Cu, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 2 Fig. 2.1 (A)	Provete Ref ^o - Ponto médio da estrutura	O, C, S, Si, Al	O, C, S, Si, Al, N, Cl, Pb, P, K, Cu, Hg
Amostra nº 3A Amostra nº 3B Fig. 2.1 (B)	Provete Fixação do acrílico à estrutura na parte superior. Aeronave acidentada Equivalente à amostra nº 1R	O, C, K, Pb, N, Al, S, Si	O, C, K, Pb, N, Al, S, Si, Cl, Cr, Fe, P
Amostra nº 4 Fig. 2.1 (B)	Provete Frontal inferior Aeronave acidentada	O, C, N, Al, S, Si	O, C, N, Al, S, Si, Cl, Cr, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 5 Fig. 2.1 (B)	Provete Frontal superior Aeronave acidentada	O, C, N, Al, S, Si	O, C, N, Al, S, Si, Cl, Cr, Fe, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 6 Fig. 2.2	Provete Cremalheira 2 Aeronave acidentada	O, C, N, Al, S, Si	O, C, N, Al, S, Si, Cl, Cr, Fe, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 7	Provete Ref ^o - Cremalheira 1	O, C, K, S, Al	O, C, K, S, Al, Cl, Si, Cr, Fe, S, Pb, P, N, K, Hg
Amostra nº 8 Fig. 2.2	Provete Coluna do volante Aeronave acidentada	O, C, N, S, Al	O, C, N, S, Al, Cl, Si, Cr, Fe, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 9 Fig. 2.3	Provete Cabo de comando de profundidade. Aeronave acidentada	O, C, Si, Fe, Al	O, C, Si, Fe, Al, Cl, N, Cr, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 10A	Provete Ref ^o Cabo-Ensaio com carga adossada	O, C, N, Al	O, C, N, Al, Cl, Si, Cr, Fe, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 11	Provete Ref ^o idêntico a amostra 10	O, C, N, Al	O, C, N, Al, Cl, Si, Cr, Fe, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 12	Provete Cremalheiras 1 e 2 das curvas de comando (parafuso) Aeronave acidentada	O, C, Fe, Si	O, C, Fe, Si, Cl, Al, N, Cr, S, Pb, P, Hg
Amostra nº 13 Fig. 2.4	Provete Cabo cortado com carga plástica RDX	O, C, S, Cu, Si	O, C, S, Cu, Si, Cl, Al, N, Cr, Fe, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 14 Fig. 2.5	Provete Cabo cortado com carga adossada – Trotil – TNT	O, C	O, C, Si, Cl, Al, N, Cr, Fe, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 15 Fig. 2.6	Provete Cabo cortado com cordão detonante	O, C, Si	O, C, Si, Cl, Al, N, Cr, Fe, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 16 Fig. 2.7	Provete Cabo cortado com granada de mão	O, C, Si	O, C, Si, Cl, Al, N, Cr, Fe, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 17 Fig. 2.8	Provete Cabo cortado com TROFIL	O, C, Si	O, C, Si, Cl, Al, N, Cr, Fe, S, Pb, P, K, Hg
Amostra nº 18	Provete Peça de granada de fósforo incendiária	O, C, Fe, S, Pb, Si, Al	O, C, Fe, S, Pb, Si, Al, Cl, Cr, Fe, P, N, K, Hg
Amostra nº 19 Fig. 2.9	Provete Ref ^o - Chapa Al – do ensaio da amostra 18	O, C, Zn, Fe, K, Pb, Al	O, C, Zn, Fe, K, Pb, Al, N, Cl, Cr, S, P, Si, Hg
Amostra nº 20 Fig. 2.9	Provete Ref ^o Cabo – do ensaio da amostra 18	O, C, Fe	O, C, Fe, N, Al, Cl, Cr, S, Pb, P, Si, K, Hg
Amostra nº 21 Fig. 2.2	Provete Parafuso – Cabo de comando de profundidade Aeronave acidentada	O, C, Al, S	O, C, Al, S, N, Cl, Cr, Fe, Pb, P, Si, K, Hg
Amostra nº 22 Fig. 2.1 (B)	Provete Parte inferior do habitáculo. Idêntico à amostra 4 Aeronave acidentada	O, N, C, Al	O, N, C, Al, Cl, Cr, Fe, S, Pb, P, Si, K, Hg

2.4. Resultados

Tendo em atenção os objectivos da análise, foi obtido um espectro global na superfície de cada um dos provetes e depois foram obtidos espectros parciais de vários elementos, na região de energias correspondentes à ionização mais intensa. Estes espectros (210 espectros) apresentam-se em anexo. Os espectros obtidos nos provetes tal e qual que foram recebidos revelaram essencialmente a presença de Carbono e Oxigénio. Para efeitos de análise e interpretação, estes espectros não foram considerados uma vez que apenas revelaram uma grande intensidade de contaminantes orgânicos, aliás existentes em qualquer superfície exposta à atmosfera.

Os espectros apresentados em anexo foram obtidos após uma limpeza de superfície. Esta limpeza, que é efectuada com um gás inerte, em vácuo, apenas remove parte do carbono e oxigénio contaminantes e permite eliminar a atenuação de sinal provocada pelo excesso destes elementos. Note-se que este tipo de procedimento não remove inclusões, ou substâncias que reagiram quimicamente com os elementos presentes à superfície. O método apenas elimina excesso de carbono, oxigénio e água absorvidos à superfície. Deste modo consegue-se determinar quais os elementos efectivamente presentes na superfície do material analisado.

Os espectros obtidos foram sujeitos a um algoritmo de quantificação que permitiu determinar o teor de cada um dos elementos detectados. Estes valores encontram-se listados nas tabelas II a XXIII. Os espectros correspondentes a cada um dos provetes encontram-se em anexo a este relatório.

Tabela 2.2 – Provete nº 1R: Refª - Fixação do acrílico à estrutura

Elemento	Energia de ligação / eV	% atómica relativa
OH	532,5	28,2
C=O	287,4	8,1
CH _n	285,1	51,7
Si (SiO ₂)	102,4	2,3
Al (Al(OH) ₃)	74,2	8,8
Al metálico	72,0	0,9

Tabela 2.3 – Provete nº 2: Refª - Ponto médio da estrutura

Elemento	Energia de ligação / eV	% atómica relativa
OH	532,3	23,6
C=O	287,4	16,2
CH _n	285,0	44,5
S	163,5	7,8
Si (SiO ₂)	102,4	7,9

Aeronave CESSNA

8

Tabela 2.4A – Provete nº 3A: Fixação do acrílico à estrutura na parte superior (face interior)
Aeronave acidentada. Equivalente à amostra nº1R

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,6	62,5
N	400,0	1,4
K	293,7	0,2
C=O	288,4	2,7
C-O/N	286,4	6,5
CH _n	284,7	8,9
SO ₂	169,2	2,7
Pb	138,9	0,7
Si (SiO ₂)	103,2	7,0
Al (Al(OH) ₃)	74,0	7,4

Tabela 2.4B– Provete nº 3B: Fixação do acrílico à estrutura na parte superior (face exterior)
Aeronave acidentada. Equivalente à amostra nº1R

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH ⁻	532,3	49,1
K	293,6	0,4
C=O	288,9	4,7
C-O/N	286,4	9,1
CH _n	284,9	18,6
Al (Al(OH) ₃)	74,4	18,1

Tabela 2.5– Provete nº 4: Frontal inferior. Aeronave acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH ⁻	532,3	57,4
N	399,9	1,1
C=O	288,9	1,9
C-O/N	286,5	5,1
CH _n	284,9	10,0
SO ₂	168,9	4,5
Si (SiO ₂)	99,3	2,9
Al (Al(OH) ₃)	74,1	17,1

Tabela 2.6 – Provete nº 5: Frontal superior. Aeronave acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH ⁻	532,1	60,8
N	399,3	1,1
C=O	289,5	2,7
C-O/N	286,1	4,5
CH _n	284,8	9,0
SO ₂	168,8	2,2
Si (SiO ₂)	102,5	1,1
Al (Al(OH) ₃)	74,1	18,6

Aeronave CESSNA

9

Tabela 2.7 – Provete nº 6: Cremalheira 2. Aeronave acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,1	55,3
N	400,0	1,1
C=O	288,5	2,7
CHn	285,0	15,4
SO ₂	168,5	1,6
Si (SiO ₂)	102,4	3,9
Al (Al(OH) ₃)	74,2	20,0

Tabela 2.8 – Provete nº 7: Refª - Cremalheira 1

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,0	61,3
K	292,8	0,6
C=O	289,4	8,6
CHn	284,9	12,0
SO ₂	168,7	1,0
Al (Al(OH) ₃)	73,8	16,5

Tabela 2.9 – Provete nº 8: Coluna do volante. Aeronave acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,2	56,4
N	399,9	1,6
C=O	288,3	2,8
C-O/N	286,5	6,2
CHn	284,8	8,3
SO ₂	168,9	1,0
Al (Al(OH) ₃)	74,1	23,7

Tabela 2.10 – Provete nº 9: Cabo de comando de profundidade. Aeronave Acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
Fe(OH) ₃	711,0	1,6
OH	531,9	54,1
CHn	285,0	33,1
Si (SiO ₂)	102,7	6,2
Al (Al(OH) ₃)	74,3	5,0

Tabela 2.11 – Provete nº 10A: Refª Cabo-Ensaio com carga adossada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	533,5	20,2
NOx	406,2	1,9
N	400,7	4,2
C=O	288,6	7,4
C-O/N	286,8	21,5
CHn	285,0	34,9
Al (Al(OH) ₃)	75,1	9,9

Tabela 2.12 – Provede n° 11: Ref° idêntico à amostra 10

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	534,2	43,3
N	402,6	2,0
C=O	287,8	12,8
CHn	284,8	14,8
Al (Al(OH) ₃)	76,2	27,1

Tabela 2.13 – Provede n° 12: Cremalheiras 1 e 2 das curvas de comando (parafuso)
Aeronave acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
Fe(OH) ₃	712,3	10,4
OH	532,5	27,9
O ²⁻	531,0	38,4
C=O	288,9	1,7
C-O	286,5	4,6
CHn	284,9	7,1
Si (SiO ₂)	101,3	9,9

Tabela 2.14 – Provede n° 13: Cabo cortado com carga plástica RDX

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
Cu(OH) ₂	935,5	2,2
OH	532,2	21,0
CHn	284,8	50,9
SO ₂	168,4	0,7
S ²⁻	163,8	8,0
Si (SiO ₂)	101,9	17,2

Tabela 2.15 – Provede n° 14: Cabo cortado com carga adossada – trotil - TNT

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,6	7,3
CHn	284,9	92,7

Tabela 2.16 – Provede n° 15: Cabo cortado com cordão detonante

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,5	25,1
C=O	288,4	5,8
CHn	285,2	55,5
Si (SiO ₂)	102,2	13,6

Tabela 2.17 – Provede n° 16: Cabo cortado com granada de mão

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,9	4,4
C=O	288,6	23,1
CHn	285,1	70,2
Si (SiO ₂)	102,5	2,3

Aeronave CESSNA

11

Tabela 2.18 – Provete nº 17: Cabo cortado com TROTIL

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,7	16,8
CHn	285,1	78,3
Si (SiO ₂)	102,4	4,9

Tabela 2.19 – Provete nº 18: granada de fósforo incendiária

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
Fe(OH) ₃	711,24	2,2
OH	532,3	28,3
O ²⁻	530,3	21,2
CHn	285,1	24,1
SO ₄	169,8	5,4
Pb	138,9	0,6
Si (SiO ₂)	102,3	4,9
Al (Al(OH) ₃)	73,9	13,3

Tabela 2.20 – Provete nº 19: Refª Chapa Al (ensaio do provete 18)

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
Zn(OH) ₂	1022,4	11,8
OH	531,4	52,1
K	293,0	0,65
C=O	290,0	5,3
CHn	285,1	21,2
Pb	139,1	1,9
Al (Al(OH) ₃)	73,6	7,0

Tabela 2.21 – Provete nº 20: Cabo (ensaio do provete 18)

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
Fe(OH) ₃	711,4	1,8
OH	531,8	3,1
O ²⁻	529,9	6,2
C=O	288,5	13,2
CHn	285,0	75,7

Tabela 2.22 – Provete nº 21: Cabo de comando de profundidade
Aeronave acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	532,2	56,6
C=O	288,4	2,4
CHn	285,1	12,4
SO ₄	169,1	2,3
Al (Al(OH) ₃)	74,4	26,3

Tabela 2.23 – Provete nº 22: Parte inferior do habitáculo. Idêntico à amostra 4 Aeronave acidentada

Elemento	Energia de ligação / eV	% atômica relativa
OH	539,4	62,0
N	399,7	1,6
C=O	287,7	3,3
CHn	285,0	9,2
Al (Al(OH)3)	73,8	23,9

2.5. Conclusões

A análise ao provete nº 3A, proveniente da aeronave acidentada – face interior da zona de fixação do acrílico à estrutura – Figura 2.1.(B) e equivalente ao provete de referência nº 1 (Figura 2.1 A) revelou a presença dos mesmos elementos existentes no provete de referência: oxigénio (O), carbono (C), silício (Si) e alumínio (Al) e ainda a presença de chumbo (Pb), potássio (K) e azoto (N). O elemento oxigénio encontra-se na forma de OH; o carbono na forma de CHn, o silício na forma de SiO₂ e o alumínio na forma de Al(OH)₃.

Os elementos chumbo (Pb) e potássio (K) foram também detectados no provete nº 19 (Provete de ref^o - Al ensaiado com granada de fósforo incendiária – Figura 2.10). No provete nº 18 (granada de fósforo) foi também detectado chumbo.

No provete nº 7 (Cremalheira) foram detectados vestígios de potássio (K).

Os ensaios nos provetes 13 a 17 (Cabos cortados com explosivos de natureza diversa) revelaram quantidades extremamente elevadas de carbono e oxigénio, provavelmente de natureza orgânica, uma vez que os contaminantes de exposição à atmosfera foram removidos através do processo de limpeza por iões árgon.

O provete nº 10A revelou a presença de compostos do tipo NO_x, (sendo x um coeficiente estequiométrico superior a 1).

No relatório referente à análise química por espectroscopia de fotoelectrões X (capítulo 2) há um anexo composto de 210 espectros, que constituem os dados originais.

3. Análise metalográfica e fractográfica

3.1. Introdução

3.1.1. Objectivos do trabalho

Integrado no estudo das eventuais causas do acidente da aeronave Cessna, este capítulo restringe-se à análise microestrutural e fractográfica – por microscopia óptica, microscopia electrónica de varrimento e espectrometria de Raios X – de parte do material da mesma, recolhido nos destroços apresentados.

3.1.2 – Considerações sobre os materiais a analisar

Segundo a entidade adjudicante deste trabalho, a liga de alumínio é a designada 2024 – T3, em cuja composição nominal, figuram, além do alumínio, os seguintes elementos:

- *cobre* – 3,8 a 4,9 %;
- *magnésio* – 1,2 a 1,8 %;
- *manganês* – 0,6 %

bem como pequenas percentagens de *silício, ferro, zinco e cromo*.

O cobre é o elemento caracterizador da liga, produzindo considerável incremento de dureza e resistência, por solução sólida.

De acordo com o sufixo T3, a liga foi sujeita a *tratamento térmico de solubilização*, seguida de *trabalho mecânico a frio* e *envelhecimento natural* para aumento de dureza e resistência, graças aos finos precipitados resultantes do subsequente *envelhecimento*.

Esta liga tem extensiva aplicação em estruturas aeronáuticas, graças à sua elevada resistência específica, destacando-se também a possibilidade de utilização a temperaturas superiores às permitidas por outras ligas de alumínio.

Os tratamentos térmico e mecânico a que foi submetido podem introduzir tensões internas que contribuem para eventualidade de ruína por *corrosão sob tensão*. Este tipo de ruína é, nas ligas em questão, *intergranular*. O limite de grão torna-se anódico em relação à microestrutura central de modo a que a corrosão propaga-se selectivamente ao longo dessas fronteiras. Por outro lado, do tratamento mecânico de deformação a frio pode resultar *estrutura granular alongada*. Esta direcionalidade da estrutura torna-se significativa nos casos de *corrosão intercrystalina*. Finalmente uma subida de temperatura acima da admitida causa *liquefacção ao longo dos limites de grão* com os consequentes efeitos adversos.

Todos os efeitos acima referidos poderão estar presentes na análise microestrutural ou fractográfica da liga em questão, razão porque aqui são específica e previamente referidos.

3.2. Observação visual e colheita de amostras

Devido ao estado de oxidação das amostras procedeu-se ao estudo metalográfico mas o estudo fractográfico cingiu-se à espectrometria de Raios X. Tentou-se no entanto obter o máximo de informação possível.

Foram considerados dois tipos de materiais a estudar:

- revestimento metálico da estrutura, nomeadamente na zona de fixação do pára-brisas da aeronave;
- peças de órgãos mecânicos – cremalheira, coluna do volante e cabo de comando.

Para comparação e detecção de eventuais diferenças, observaram-se também algumas amostras de zonas correspondentes do cockpit de outra aeronave idêntica, que serviu de referência.

As amostras colhidas na estrutura de fixação do pára-brisas correspondem às referenciadas na figura 2.1 do capítulo anterior, numeradas de 1 a 5. As colhidas nos órgãos mecânicos foram numeradas de 6 a 9.

Além destas amostras foram posteriormente colhidas algumas outras de zonas próximas para comparação e esclarecimento, às quais não se faz futura referência, por se ter verificado na sua observação que basicamente não diferiam das iniciais.

3.3. Análise Metalográfica

Nas ligas de alumínio os processos de recozimento e de precipitação ocorrem a temperaturas da ordem de 150 a 200 ° C, facilmente produzidas em operações de corte, desbaste e polimento, realizadas sem os cuidados impostos por essas ligas. Deste modo esses cuidados foram estritamente respeitados no presente trabalho; inclusivamente as montagens dos provetes a examinar foram feitas a frio, em resina.

Os planos de corte foram seleccionados tendo em vista a direccionalidade do grão, eventualmente produzida pelo processo de fabricação. Assim de todas as amostras de chapa foram obtidas superfícies longitudinais e transversais.

Após o polimento, mas antecipando-se ao ataque químico fizeram-se diversas observações microscópicas para visualização, contra a superfície brilhante do polimento, de certos detalhes como inclusões não metálicas e finas fissuras.

O ataque químico para evidenciação da forma e dimensão do grão foi feito basicamente com reagente de Keller. Exceptuaram-se alguns casos em que foi tentado um primeiro ataque com reagente constituído por ácido ortofosfórico muito diluído e, após ligeiro polimento, o ataque com o reagente de Keller. Esse procedimento teve em vista a identificação não só da estrutura granular como dos constituintes.

A observação foi feita num microscópio metalográfico "Nikon" com diversas ampliações de acordo com o grau de pormenor a identificar, nunca sendo necessário ultrapassar-se as 400x, na maioria dos casos utilizando 200x.

A estrutura granular é típica da apresentada pela liga em causa, salvo os casos em que se verificou ocorrência de descoesão intergranular, devido a causas não possíveis de identificar, mas certamente compreendidas entre as citadas no cap. 3.1.2.

As micrografias apresentadas nas figuras deste capítulo ilustram as diversas situações detectadas. Assim:

- em provetes ainda não atacados, identificam-se na matriz da solução sólida, pequenas partículas cinzentas, outras igualmente pequenas mas negras e finalmente grandes partículas negras. Todas elas constituem diferentes compostos complexos de alumínio com outros elementos de liga (Cu, Fe, Mg, Mn), que se precipitam durante o tratamento térmico (fig. 3.1);
- as amostras colhidas em torno da estrutura de fixação do acrílico do pára-brisas, apresentam em alguns casos uma estrutura mais ou menos condizente com o que seria de esperar nesse tipo de liga, com grãos alongados devido ao tratamento mecânico, e noutros casos forte descoesão granular e mesmo fracturas intergranulares (fig. 3.2, 3.6, 3.7 e 3.8);
- numa das amostras que acusavam forte descoesão nos limites de grão o estudo em microscopia óptica foi complementado por microscopia electrónica de varrimento, procurando detectar os elementos presentes nesses limites de grão: essa operação detectou em alguns pontos dessas fronteiras aumento marcante das percentagens de ferro e manganês, e em outros aumento de cobre; (o silício também encontrado pode advir das operações de preparação de amostras com lixas e pastas abrasivas) (fig. 3.9);
- nos pontos de fixação por parafusos (ver fig.2.1), as zonas circundantes aos furos encontram-se acentuadamente deformadas para fora, por vezes mesmo rasgadas, denotando esforço produzido do dentro para fora (fig. 3.5);
- a microestrutura correspondentes parece acusar nessa zonas um acréscimo de deformação longitudinal em relação à apresentada pelo material nos pontos mais alastados dos furos (fig. 3.6).

3.4 Análise Fractográfica

O alumínio é um metal quimicamente activo, pelo que a sua protecção anti-corrosão se faz naturalmente por *passivação*. Mas, como é óbvio, esse tratamento superficial não resiste a

todas as condições. o que facilmente se constata pelo estado de oxidação e danos mecânicos em que se encontram as peças.

O estudo limitou-se por isso à obtenção de *espectros* de composição química pontual de várias amostras nas seguintes condições:

- superfície completamente limpa das camadas de corrosão, ou seja, admitindo corresponder ao material inicial;
- superfície tal qual, submetida unicamente a ligeira limpeza, por ultra-sons, de poeiras e gorduras depositadas – face exterior da chapa;
- idem – face interior da chapa.

De notar desde já que esta análise é *superficial e pontual*, pelo que dela não se podem fazer generalizações. Os espectros obtidos em alguns provetes, procedendo a análise em três pontos de cada uma das situações acima descrita mostraram que além dos elementos básicos da liga (Al, Cu, Mg), foram detectados alguns elementos cuja presença não coincidia nas três referidas situações. Acrescente-se ainda que os elementos presentes eram muitas vezes diferentes numa face e noutra (exterior e interior) da chapa donde se extraíram as amostras.

Em alguns casos, não em todos, foi detectada a presença de potássio (K), enxofre (S), chumbo (Pb), cálcio (Ca), na face interior, não se detectando os mesmos elementos na face exterior. Uma das amostras em que tal facto se verificou é a que corresponde à zona de furação, representada na fig. 3.5.

3.5. Conclusões

- i) não foi possível a identificação das superfícies de fractura decorrentes do acidente, destringendo-as das que foram sendo produzidas ao longo de décadas de transportes, armazenamentos e manuseamentos;
- ii) a análise microestrutural das amostras correspondentes à estrutura da aeronave, nomeadamente na zona de fixação do pára-brisas revelou nuns casos microestruturas que se assemelhavam às apresentadas normalmente por esse tipo de ligas, em outros acusou forte descoesão intergranular, que pode se motivada por diversas causas entre as quais sobreaquecimento ou corrosão progressiva após o acidente;
- iii) a análise dos órgãos mecânicos não revelou quaisquer anomalias, dignas de registo, no aspecto metalográfico;
- iv) a análise por espectrometria de Raios X, incidindo sobre pontos aleatórios das superfícies exteriores e interiores de amostras obtidas de chapa de fixação do acrílico (pára-brisas) à estrutura, acusou a presença de elementos que na maioria dos casos são diferentes nas superfícies exteriores e interiores das chapas analisadas;

Aeronave CESSNA

17

- v) em algumas das amostras referidas na alínea anterior, os elementos detectados na superfície interior eram, além dos constituintes básicos da liga, potássio (K), enxofre (S), chumbo (Pb), cálcio (Ca), não se detectando os mesmos elementos na face exterior.

4. Avaliação das deformadas do cockpit

4.1 Introdução

Em resultado do acidente ocorrido a zona do cockpit sofreu determinados danos. Para a avaliação das causas prováveis destes danos foram disponibilizados os destroços apresentados nas figuras 4.1, 4.2 e 4.3 colocados nas suas localizações e posições originais. Com o objectivo de realizar o estudo destes destroços a fim de determinar qual o tipo de solicitações, capazes de os deformar da forma apresentada, foi efectuada uma análise numérica pelo método dos elementos finitos cuja descrição e resultados se apresentam neste capítulo.

A metodologia seguida foi:

- Análise dos destroços disponíveis para avaliação da sua forma geométrica. Esta etapa tem como finalidade a posterior comparação da forma geométrica analisada com a deformada obtida pela análise dos elementos finitos para várias simulações de carregamento;
- Modelação geométrica do cockpit em programas de desenho a 3 dimensões;
- Caracterização mecânica dos vários materiais que compõem o cockpit (resultados na parte 5 do relatório);
- Estudo numérico do ensaio experimental:
 - Criação do modelo de elementos finitos do provete com base na modelação geométrica do cockpit;
 - Elaboração e optimização da malha a 3 D do provete com selecção do tipo de elemento;
 - Estudo e selecção das condições de fronteira, mais adequadas, a aplicar ao provete;
 - Introdução das características mecânicas dos vários materiais que compõem o provete em análise;
 - Simulação do carregamento utilizado no ensaio experimental;
 - Comparação da deformada obtida com a do ensaio experimental;
- Estudo numérico do cockpit (para-brisas):
 - Criação do modelo de elementos finitos partindo da modelação geométrica do cockpit;
 - Elaboração e optimização da malha a 3 D do cockpit com selecção do tipo de elemento;
 - Estudo e selecção das condições fronteira mais adequadas para este tipo de problema;
 - Introdução das características mecânicas dos vários materiais que compõem o cockpit;
 - Simulação dos diversos tipos de carregamento capazes de provocar uma deformada nas ligações aparafusadas da ligação do vidro acrílico do para-brisas do cockpit à estrutura da aeronave, semelhante à observada nos destroços disponíveis;

- Análise pormenorizada dos resultados obtidos.

4.2 Análise dos destroços disponíveis para avaliação da sua forma geométrica

Da análise dos destroços disponíveis do cockpit constatou-se que a rotura do material se dá na zona das ligações aparafusadas havendo rasgamento da chapa de alumínio nas zonas dos furos (figura 4.4 a)). De facto verificou-se uma elevada deformação plástica desta chapa (deformação para o exterior) sendo mais notória nos destroços originais da parte superior do cockpit. Esta deformação é visível nos destroços de ambos os pára-brisas do cockpit que são iguais (um do lado direito e outro no lado esquerdo)

4.3 Caracterização dos programas de modelação numérica

A modelação foi efectuada recorrendo aos códigos de elementos finitos ANSYS (versão 8.0) e ABAQUS (versão 6.4) ¹.

O meio físico de computação utilizado para a obtenção dos resultados foi um computador PC Pentium 4 a 3 GHz e 1.5 GB de RAM.

O cálculo das tensões e da deformada das peças (provetes experimental e cockpit), pelo método dos elementos finitos, passou pelas seguintes etapas:

- Criação do modelo das geometrias em análise. Nesta fase utilizou-se uma ferramenta para captar os pontos necessários para a elaboração detalhada da geometria do cockpit. Posteriormente utilizaram-se programas de desenho para definir curvas, superfícies e os volumes do vidro acrílico e da chapa com os respectivos perfis do cockpit. Teve-se em conta a malha de elementos finitos que se tencionou aplicar, dado que o algoritmo de malhagem disponível nos códigos ANSYS e ABAQUS depende das entidades geométricas e suas partições adoptadas nesta fase;
- Obtenção da geometria do provete experimental através do desenho geométrico obtido na etapa anterior utilizando unicamente a zona do cockpit onde foram retirados os provetes;
- Definição das malhas das geometrias em análise, no programa ABAQUS;
- Definição das condições fronteira, quer relativas ao tipo de deslocamento prescrito, quer relativas aos possíveis carregamentos;
- Definição das características dos elementos finitos. Deste modo, escolheu-se o tipo de relação constitutiva e as características específicas do material. Seleccionou-se, ainda, o elemento finito mais adequado à análise em causa;
- Corrida da simulação, calculando-se a deformada e a distribuição de tensões ao longo das peças.

¹ ANSYS, Inc. Corporate Information

ABAQUS: Hibbit, Karlsson & Sorensen, Inc.

4.4 Modelação geométrica a 3 dimensões do cockpit e do provete experimental

Devido à complexidade da geometria do cockpit e como o objectivo era determinar o tipo de carregamento que conduziu à deformada verificada nas chapas do suporte do pára-brisas (destroços disponíveis) decidiu-se modelar unicamente a zona do pára-brisas e a sua estrutura directa de suporte.

O pára-brisas do cockpit é constituído por um vidro acrílico (PMMA) encaixilhado numa chapa de alumínio da liga 2024 T3, no exterior e perfis também de alumínio no interior ligados entre si através de parafusos de aço.

Para efeitos deste capítulo designa-se como cockpit o conjunto referido anteriormente e representado na figura 4.10.

Nas simulações do cockpit e do provete experimental foram feitas simplificações ao problema, uma vez que se levou em conta que:

- Os materiais são homogêneos e isotropos. Este efeito implica coeficiente de valor invariável e uma redução do número das constantes do material;
- Existe um grau de simetria no cockpit (figura 4.5): o problema em questão possui um eixo de simetria, sendo necessário, somente, analisar metade do cockpit. Este facto permite uma poupança computacional. As implicações em termos de condições de fronteira são: os nós existentes sobre o plano de simetria não podem deslocar-se na direcção perpendicular.

O procedimento da modelação geométrica do cockpit consistiu em:

- Traçar com uma caneta de acetato uma rede ao longo da superfície do cockpit a desenhar (figura 4.6);
- "Picar" com um braço robot movido de um sistema laser de medição de coordenadas (figura 4.7), da marca SARO, todos os pontos que constituem a malha previamente desenhada;
- Transferir todos os pontos obtidos para o programa de desenho CATIA² através de software adequado;
- Construção da geometria a 3 dimensões do vidro acrílico no programa CATIA (figura 4.8);
- Construção da geometria a 3D da chapa e dos diferentes perfis no programa de desenho Solidworks³ (figura 4.9);
- Importação, através do formato IGES, das geometrias finais para o código de elementos finitos ANSYS (figura 4.10).

A escolha dos dois programas de desenho a 3D teve como base a complexidade deste tipo de geometria.

4.5 Importação e reconstrução da geometria do cockpit e do provete experimental no programa ANSYS

Após a construção e importação da geometria do cockpit dos programas de desenho a 3D para o código de elementos finitos ANSYS houve necessidade de reconstruir todas as áreas e

² CATIA - Dassault Systemes

³ Solidworks Corporation - Dassault Systemes

volumes uma vez que só se conseguiram importar correctamente os pontos que faziam parte desta geometria.

Na figura 4.11 encontra-se o desenho de conjunto do cockpit depois de reconstruído no programa ANSYS. Nas figuras 4.12, 4.13 e 4.14 está representado o vidro acrílico e a chapa e os perfis de alumínio respectivamente.

Pode-se verificar que a geometria das várias peças que constituem o cockpit após a importação e reconstrução no programa ANSYS são em tudo semelhantes às construídas nos programas de desenho.

Para a definição da geometria do provete experimental utilizou-se o desenho a 3 D do cockpit uma vez que o provete foi retirado na realidade de uma zona do cockpit (figura 4.15).

Após a reconstrução da geometria do cockpit no código ANSYS exportaram-se no formato IGES os diferentes volumes para o programa ABAQUS onde se efectuou posteriormente a simulação de elementos finitos.

4.6 Malhagem, condições de fronteira e carregamentos aplicados ao provete experimental

O elemento escolhido para a simulação do provete experimental foi o C3D4 do tipo isoparamétrico, tridimensional, tetraedro com 10 nós.

Os elementos dizem-se isoparamétricos se as funções de forma fazem a transformação de coordenadas e, para além disso, os pontos considerados para definir a geometria são os seus nós. É o caso dos elementos em análise.

Na tabela 4.1 apresenta-se o número de nós, elementos e graus de liberdade, utilizados na simulação do provete experimental.

Tabela 4.1 – Número de nós, elementos e graus de liberdade utilizados na modelação do provete experimental.

Simulação	Nº de nós	Nº de elementos	Nº de G.D.L
Proвете experimental	14682	50832	44046

As figuras 4.16, 4.17, 4.18, 4.19 e 4.20 representam as malhas de elementos finitos utilizadas na simulação do provete experimental. Os pormenores das figuras 4.17, 4.18, 4.19 e 4.20 correspondem às malhas do vidro acrílico, da chapa e dos perfis de alumínio e dos parafusos que constituem o provete experimental.

A disposição e o aspecto dos elementos foi escolhida de tal forma que, os diversos testes não revelassem distorções junto à zona mais importante, nomeadamente à zona das ligações aparafusadas (figuras 4.17 e 4.18).

As condições de fronteira essenciais, aplicadas ao elemento de volume do provete experimental, prescrevem (figura 4.21) o encastramento do perfil de alumínio.

Para o cálculo da deformada e das tensões do provete experimental definiu-se como carregamento a aplicação de quatro cargas concentradas de 130N cada no bordo do provete (figura 4.22) de forma a igualar os 520N correspondente à carga do ensaio experimental de flexão.

4.7 Malhagem, condições de fronteira e carregamentos aplicados ao cockpit

Na construção das malhas de elementos finitos do cockpit foi escolhido o elemento C3D4 para simular o vidro acrílico, a chapa e os perfis de alumínio e os parafusos. O elemento escolhido é do tipo isoparamétrico, tridimensional, tetraedro com 10 nós.

Na tabela 4.2 apresenta-se o número de nós, elementos e graus de liberdade, utilizados nas simulações do cockpit.

Tabela 4.2 – Número de nós, elementos e graus de liberdade na modelação do cockpit.

Simulação	Nº de nós	Nº de elementos	Nº de G.D.L
Cockpit	107894	312085	323682

Na figura 4.23 apresenta-se as malhas do conjunto do cockpit, enquanto que as 4.24 4.25 e 4.26 representam as malhas de elementos finitos utilizadas na simulação do vidro acrílico, da chapa de alumínio e dos perfis de alumínio.

Mais uma vez a disposição e o aspecto dos elementos foi escolhida de tal forma que, os diversos testes não revelassem distorções junto às zonas mais importante (figura 4.25).

Relativamente à modelação do cockpit as condições de fronteira essenciais simuladas foram:

1. O deslocamento u segundo a direcção x na zona da chapa e do perfil em U (figura 4.27);
2. O deslocamento u segundo a direcção x na extremidade do perfil em I de forma a simular a rigidez do conjunto em que está inserido (figura 4.28);
3. Os deslocamentos v e w , segundo as direcções y e z , do banzo superior do perfil em I de forma a simular a rigidez do conjunto em que está inserido (figura 4.29);
4. O deslocamento em w segundo a direcção z das porcas dos parafusos de aço localizadas nas zonas não perfiladas (figura 4.30);
5. Os deslocamentos v e w , segundo as direcções y e z , da alma do perfil em U de forma a simular a rigidez do conjunto em que está inserido (figura 4.31).

A primeira condição fronteira da simulação do cockpit é ditada pelo facto de só se modelar, como já foi referido, metade da geometria.

Para o cálculo da deformada e das tensões do cockpit definiu-se os seguintes carregamentos:

- Pressão axial uniformemente distribuída na zona interior do cockpit (figura 4.32);
- Pressão axial uniformemente distribuída na zona exterior do cockpit (figura 4.33);
- Pressão axial uniformemente distribuída em quatro elementos do vidro acrílico localizados na zona central do pára-brisas do cockpit (figura 4.34);
- Pressão axial uniformemente distribuída em quatro elementos do vidro acrílico localizados na zona superior do pára-brisas do cockpit (figura 4.35);
- Cargas concentradas aplicadas na extremidade inferior do pára-brisas do cockpit de forma a simular o embate do nariz da aeronave com o chão (figura 4.36).

Devido a ter sido considerado uma simetria do cockpit estes carregamentos estão a ser aplicados em ambos os pára-brisas.

É de salientar que não foi efectuada qualquer estudo a nível de deformações térmicas.

4.8 Características mecânicas do vidro acrílico e do alumínio

Nas simulações de elementos finitos as constantes utilizadas para caracterizar os diferentes materiais foram o coeficiente de Poisson, ν , e o módulo de Young, E , podendo as restantes constantes elásticas ser deduzidas a partir destas duas.

Verifica-se, que os valores de E e ν diferem de quantidades desprezáveis em relação aos valores determinados experimentalmente em provetes retirados do cockpit cujos valores se apresentam na parte 5 do relatório (5.4).

Os valores utilizados para as características mecânicas dos três materiais foram:

<u>Vidro acrílico:</u>	<u>Alumínio</u> (chapa e perfis):	<u>Aço</u> (parafusos):
$\nu = 0,37$	$\nu = 0,3$	$\nu = 0,3$
$E = 3,8 \text{ GPa}$	$E = 73 \text{ GPa}$	$E = 210 \text{ GPa}$
$\sigma_{\text{lim}} = 79 \text{ MPa}$	$\sigma_{\text{ced}} = 325 \text{ MPa}$	

4.9 Resultados da análise numérica do provete experimental

Nos ensaios experimentais de flexão de um provete retirado da parte superior do cockpit (sub-capítulo 5.4) verificou-se que a rotura e a deformada do material era em tudo semelhante à observada nos destroços (figura 4.4 b)).

Na figura 4.37 estão representados os resultados para a deformada obtidos na modelação numérica efectuada para o provete experimental sujeito ao carregamento e condições fronteira que simulam o ensaio experimental de flexão. Verificou-se que a deformada obtida na simulação é qualitativamente semelhante à do ensaio de flexão.

Da análise da distribuição de tensões obtida numericamente constata-se que os valores de tensão mais próximos da tensão de rotura se verificam na chapa de alumínio, na zona das ligações aparafusadas, antes que tal aconteça no vidro acrílico (figura 4.38) podendo-se concluir que a ruína do conjunto se iniciará na chapa de alumínio.

4.10 Resultados da análise numérica do cockpit

Em seguida apresentam-se os resultados obtidos nas simulações de diferentes carregamentos.

Pressão interior uniformemente distribuída

Na figura 4.39 representa-se a deformada do cockpit quando solicitado por uma pressão interior uniformemente distribuída, verificando-se uma elevada deformação na chapa de suporte na zona superior do pára-brisas do cockpit. Analisando a figura 4.39 b) da qual foi retirado o vidro acrílico verifica-se a semelhança da deformada apresentada com a visível nos destroços.

Pode-se concluir através da figura 4.40 que a rotura do material se inicia nesta chapa de suporte na zona das ligações aparafusadas tendo em consideração as características mecânicas do vidro acrílico e do alumínio.

Pressão exterior uniformemente distribuída

Analisando a figura 4.41 que contempla a aplicação de uma pressão exterior uniformemente distribuída no cockpit constata-se que a deformada não apresenta qualquer relação com a observada nos destroços.

Pressão interior uniformemente distribuída na zona central do pára-brisas do cockpit

O grau de deformação obtido com a aplicação deste tipo de carregamento é uniforme em toda a chapa de suporte do pára-brisas, contrariamente ao observado nos destroços (figura.4.42), em que a deformação existente é mais acentuada na chapa de suporte do pára-brisas na zona superior do cockpit.

Analisando a distribuição de tensões ao longo do cockpit (figura 4.43) verifica-se que o rasgamento da chapa de alumínio ocorreu de forma semelhante em todas as ligações aparafusadas.

Pressão interior uniformemente distribuída na zona superior do pára-brisas do cockpit

A deformada obtida é mais acentuada na chapa de suporte do pára-brisas na sua zona superior (figura 4.44), verificando-se apenas uma ligeira deformação na zona inferior do cockpit, não correspondendo ao observado nos destroços.

Forças concentradas aplicadas no bordo inferior do pára-brisas do cockpit

Contrariamente ao observado na análise dos destroços, não se verifica uma deformação acentuada na zona superior do cockpit, mas sim na chapa de suporte, localizada na parte inferior do pára-brisas, onde foram aplicadas as cargas concentradas (figura 4.45).

Da análise da distribuição de tensões (figura 4.46) verifica-se que a ruína do conjunto ocorre no vidro acrílico.

4.11 Conclusões

Na análise numérica do provete experimental verificou-se que a ruína do conjunto se iria iniciar na chapa de alumínio, na zona das ligações aparafusadas, considerando as condições de fronteira e carregamentos aplicados na simulação.

É de salientar que neste estudo não foram considerados efeitos térmicos.

Da análise numérica do cockpit pode-se concluir que a pressão interna uniformemente distribuída é de entre os carregamentos analisados o que produz uma deformada mais próxima da observada nos destroços disponíveis.

5. Ensaios mecânicos em componentes diversos

5.1 Introdução

Com o intento de caracterizar o comportamento mecânico dos componentes mais importantes ou que afectam o comando da aeronave realizaram-se ensaios mecânicos de tracção em cabos de comando dos ailerons (5.2), ensaios de tracção/corte nos parafusos da ligação do vidro do cockpit com a estrutura (5.3) e ainda ensaios de flexão retirados em troços do vidro acrílico do cockpit (5.5).

5.2 Ensaios nos cabos de comando dos ailerons

Dado que foram encontrados destroços de cabos de comando dos ailerons, na zona do acidente realizaram-se ensaios de tracção em cabos virgens do mesmo aço e de geometria idêntica aos que existiam na aeronave, com a finalidade de com base nos resultados obtidos nestes cabos novos fazer uma determinação da resistência dos cabos com fios partidos ou queimados idênticos aos que foram encontrados no acidente. Estes resultados permitem avaliar a perda de resistência dos cabos acidentados e verificar se ainda seria possível comandar a aeronave no instante do acidente.

A quantidade de ensaios realizados foi a necessária para fazer na análise estatística válida dos resultados. Os ensaios foram feitos de acordo com a norma MIL – DTL – 83420L de 20/11/02 para ensaios de tracção e de alongamento em cabos de fios flexíveis para controlo de aeronaves. Os cabos utilizados são do tipo I (não cobertos) com a composição, A, referente a um aço ao carbono zincado. Fizeram-se também a título informativo apenas quatro ensaios em cabos resistentes à corrosão de aço inoxidável (composição do tipo B). Estes resultados não se incluem no presente relatório. Os cabos são do tipo 7 x 19 da norma, i.e. seis grupos de fios com dezanove fios em cada grupo, em torno de um núcleo central com 19 fios também. Mais detalhes desta disposição encontram-se na Pág. 7 da norma do ensaio.

Os cabos ensaiados tinham um comprimento total mínimo de 600 mm com um comprimento de deformação mínimo de 250 mm (Págs. 12 e 13 da norma) marcado com uma régua metálica com precisão de 0.5 mm encostada ao cabo previamente esticado com uma pequena pré-carga de 100N conforme Pág. 14 da norma do ensaio.

Os ensaios de rotura e de alongamento foram realizados no Laboratório de Ensaio de Materiais do DEM/IST numa máquina electromecânica de bancada marca LLOYD modelo 100 x 250 com 100 kN de capacidade máxima de carga, e 250 mm/minuto de velocidade máxima de deslocamento do travessão.

Para realizar estes ensaios, projectaram-se umas amarras próprias para garantir um bom alinhamento e axialidade de carga no cabo evitando roturas fora da zona central do comprimento de deformação respeitando também a geometria e tipo de carregamento impostas pela norma ASTM E8 com amarras para cabos (Págs. 157 – 160 da norma) com enrolamento por roldana e carga no cabo na direcção tangencial da roldana. As dimensões das roldanas estão na Pág. 21 da norma MIL-DTL. As amarras foram construídas numa empresa de mecânica fina exterior ao IST sob a supervisão dos investigadores do trabalho. O

corpo das amarras é em aço ao carbono e as roldanas de passagem do cabo em aço de liga temperado e revenido ficando com uma dureza superficial de 62 – 65 HRC certificada com ensaios de dureza realizados no LEM do IST. A Fig. 5.1 apresenta uma perspectiva das amarras com indicação das dimensões principais. A Fig. 5.2 é uma fotografia do conjunto amarra-cabo já com pré-carga pronta a iniciar o ensaio. Após várias tentativas escolheu-se a velocidade de deformação de 3,0 mm/minuto para os ensaios. A Fig. 5.3 são fotografias macro de cabos partidos e que representa o modo de rotura verificado na grande maioria dos cabos ensaiados, desagregação ramifilar dos cabos iniciada antes da carga de rotura final. Deste modo o processo de rotura inicia-se antes da rotura final e a carga máxima corresponde ao instante em que se inicia a primeira desagregação em um dos fios. A Fig. 5.4 é um exemplo de um dos registos gráficos obtidos no ensaio de um dos cabos em que se ilustra bem este tipo de comportamento. Nos cabos inox devido à menor ductibilidade do aço a rotura dá-se por fragmentação tornando-se impossível cumprir os requisitos do ensaio de alongamento definido na norma MIL-DTL-83420L.

O diâmetro nominal dos cabos ensaiados é de 1/8 in. = 3,175 mm. A Tabela I da Pág. 19 da norma MIL-DTL-83420L indica um valor mínimo de 2000 lbf = 8898,4 N para carga mínima de rotura que os cabos devem ter para o início da separação por separação dos fios.

No ensaio de alongamento calculou-se a percentagem de alongamento usando a equação (Pág. 14 da norma):

$$\Delta L = \frac{\text{Alongamento de } L_0 \text{ em carga}}{\text{Comprimento de deformação inicial } L_0} \times 100 \quad (5.1)$$

em que ΔL é o alongamento em percentagem, $L_0 = 250$ mm, como já foi referido. A carga P , a considerar deve ser entre 60 a 80% da carga mínima de rotura já definida. O cabo é aceitável, em termos de ductibilidade, se ΔL for menor que 1,5% ($\Delta L < 1,5\%$).

Deste modo o ensaio de alongamento ou de ductibilidade deve ser feito a seguir ao ensaio de rotura para poder escolher a carga P conveniente.

Nos cabos zincados realizaram-se doze ensaios de tracção e de alongamento. Apenas um ensaio deu uma rotura fora da zona central fora da região entre roldanas e portanto o resultado não foi considerado. Este facto comprova que o sistema de ensaio é adequado e não afecta os resultados obtidos.

A carga escolhida para medir ΔL é o valor máximo que o cabo suporta até se manter integral sem sinais de esfoliação, deformação plástica nos fios, que permite determinar o alongamento com erro mínimo. Essa carga varia ligeiramente de cabo para cabo mas situou-se no intervalo entre 60 e 80% da carga última (carga de rotura para separação total) que nos registos gráficos é a carga de pico que aparece indicada no diagrama.

A Tabela 5.1 apresenta os resultados obtidos em todos os ensaios de tracção nos cabos de aço zincados. Os valores de $F_{\text{máx}}$ e F_p foram retirados do diagrama do ensaio (Fig. 5.4).

Tabela 5.1 – Cargas de rotura e alongamentos nos ensaios de tracção nos cabos de aço zincados. Norma MIL-DTL-83420L. O diâmetro do cabo 1/8 in. Secção 7 x 19. Composição A; tipo I não revestido

Ref ^a	F _{max} (N)	F _p (N)	ΔL (mm)	ΔL (%)	Obs.
1/12	7231	Partiu fora das marcações não foi considerado
2/12	9236	7500	3	1,2	Cabo aceitável
3/12	8528	7500	3,1	1,1	Cabo aceitável
4/12	8784	7500	3,0	1,2	Cabo aceitável
5/12	8921	7500	3,2	1,3	Cabo aceitável
6/12	7585	4018	1,5	0,6	Cabo aceitável
7/12	8882	7500	3,2	1,3	Cabo aceitável
8/12	8843	7200	3,0	1,2	Cabo aceitável
9/12	8882	7400	3,0	1,2	Cabo aceitável
10/12	9471	7400	3,4	1,4	Cabo aceitável
11/12	9295	7800	3,0	1,2	Cabo aceitável
12/12	9393	7800	3,0	1,2	Cabo aceitável

Nesta tabela, F_{max} é a carga de rotura final (carga máxima) que o cabo aguenta. F_p é a carga de início de separação de fios (carga de ruína). O valor médio da carga de rotura nos onze ensaios válidos deu 8893 N com uma variância de + 500 N; - 1308 N. Como a carga mínima recomendada na norma MIL-DTL-83420L é de 9080 N, conforme referido anteriormente, verifica-se que existe apenas uma diferença de - 2% em relação ao valor recomendado para a carga de rotura. Notar ainda que quatro dos cabos ensaiados (2/12; 10/12; 11/12 e 12/12) deram valores da carga de rotura maiores que o valor da norma. Em relação ao alongamento todos os cabos válidos deram valores de ΔL < 1,5% para valores de carga F_p perto de 80% da carga mínima MBS (⇒ 7500 N). Os valores de ΔL = L - L₀ foram medidos directamente no grovete com uma régua metálica encostada ao cabo e medindo a distância entre dois traços de referência marcados no cabo, na zona central, distanciados de 250 mm (comprimento de deformação) e com a carga F_p, indicada na Tabela 5.1, aplicada ao cabo.

Portanto os resultados obtidos nestes ensaios de tracção podem ser utilizados na simulação do comportamento mecânico do cabo encontrado no acidente. Analisando as imagens dos cabos encontrados no acidente fornecidas pelo Sr. Joaquim Queirós Neves, e também alguns pedaços de cabo obtidos em ensaios de explosivos (Fig. 5.5), verifica-se que do ponto de vista mecânico e comparando os estados dos cabos encontrados com a morfologia verificada nos ensaios de tracção, pode concluir-se que os cabos ainda funcionaram até ao início de ruína (há alguma esfoliação e fios separados e quebrados). Infelizmente a pequena dimensão (comprimento) dos pedaços encontrados não permite realizar ensaios de tracção.

Os cabos de comando são dimensionados à fadiga para trabalhar com forças de tracção elevadas quase plásticas na zona dos 80% da carga de início de rotura para garantir que estão bem esticados. Por este motivo o ensaio de alongamento exige um valor baixo do alongamento até perto da carga de ruína (ΔL ≤ 1,5%). Portanto o cabo não pode ser flexível.

Os cabos encontrados estavam bem esticados e a falha verificou-se na fase terminal por causas, que podem ser encontradas nos resultados obtidos nos capítulos 2, 3 e 4 do relatório, mas não por deficiências de montagem, manutenção ou defeitos no material. A verificarem-se estas últimas hipóteses os cabos não estariam esticados.

5.3 Ensaios de tracção/corte nos parafusos da zona de fixação do pára-brisas do cockpit

A finalidade destes ensaios era determinar a força de corte dos parafusos da ligação pára-brisas-estrutura que fará arrancar o pára-brisas da estrutura de apoio devido a uma eventual força de choque/onda de choque gerada no interior da aeronave. Esta força tem uma resultante ao longo de toda a superfície de ligação do pára-brisas que é necessário conhecer para definir as condições de fronteira do pára-brisas que foram utilizadas na parte 4 do relatório no estudo da deformada do cockpit.

Na Fig. 5.6 (fotografia) pode ver-se a zona do bordo de fixação do pára-brisas do cockpit donde foram retirados os provetes (discos) ensaiados na mesma máquina electromecânica usada nos ensaios dos cabos e com a mesma velocidade de deformação (3,0 mm/min).

Projectou-se e construiu-se uma amarra de aço especialmente para estes ensaios de acordo com as normas ASTM aplicáveis. A amarra garante axialidade na aplicação da carga e também auto-alinhamento. Na Fig. 5.7 apresenta-se a perspectiva 3D da amarra e a Fig. 5.8 é uma fotografia de um dos ensaios no conjunto parafuso-disco a ser ensaiado.

O pára-brisas da aeronave no cockpit, está aparafusado a uma estrutura de perfis finos da liga de alumínio de alta resistência (duralumínio) T2024 T3 ALCLAD. A estrutura tem um painel superior neste material com espessura de 1,0 mm e o diâmetro do furo de passagem dos parafusos é de 5,5 mm. Nesta situação o parafuso trabalha ao corte porque a cabeça dos parafusos está esmagada na superfície superior de encosto. O material dos parafusos é aço com composição não fornecida. Ensaios de dureza Vickers com carga de 2 kgf deram um valor de dureza 305 ± 3 HV o que corresponde na tabela de equivalência de durezas a um aço de liga de alta resistência mas baixa liga, com resistência à tracção entre 1030 a 1060 MPa.

Os ensaios conseguiram reproduzir um modo de ruína por corte e esmagamento do alumínio nos furos de passagem dos parafusos de aço idêntico ao observado nos destroços (Fig. 4.4) o que atesta a validade e importância dos testes.

O modo de falha destes parafusos foi ao corte na superfície de contacto que tem uma área igual a área lateral do disco de alumínio; $1 \times \pi \times 5,5 = 1728 \text{ mm}^2$. Realizaram-se sete ensaios e um dos registos gráficos obtidos está na Figura 5.9. Os ensaios revelaram um modo de ruína súbito com baixa ductibilidade (Fig. 5.9) o que seria de esperar atendendo ao baixo alongamento de rotura do aço do parafuso e da liga de alumínio do disco aonde passa o parafuso.

As cargas de rotura deram um valor médio de 3,06 kN, um valor máximo de 3,58 kN e um valor mínimo de 2,63 kN.

As tensões de corte serão então respectivamente, para o valor médio, máximo e mínimo: 177,08 MPa ; 207,18 MPa ; 152,20 MPa

5.4 Ensaios para a determinação das constantes E e ν do vidro acrílico do pára-brisas do cockpit

Este tipo de ensaios visa determinar a resistência à flexão do vidro do pára-brisas do cockpit, apoiado em todo o bordo conforme descrito em 5.3 e sujeito a uma carga transversal exterior ou interior que poderia ser causada por um impacto exterior no solo durante o acidente, ou por uma onda de choque gerada no interior do avião por deflagração de engenho explosivo.

Na impossibilidade de ensaiar todo o pára-brisas concebeu-se e foi fabricado um conjunto de amarras representado na Fig. 5.10. Estas amarras servem para simular um troço do bordo de encastramento do pára-brisas onde está encaixado um provete com 130 mm de largura e 8 mm de espessura (a mesma espessura do vidro acrílico) que representa uma parte do pára-brisas. Este provete está sujeito a uma carga transversal vertical de flexão aplicada na extremidade livre do provete. A carga total a que estará sujeito o pára-brisas seria uniformemente distribuída e igual ao somatório das cargas de rotura obtidas pelo valor da carga de rotura determinada pela relação entre o perímetro do pára-brisas e a largura média de 130 mm dos provetes.

A máxima carga de rotura de flexão determinada foi de 5,1 kN (Fig. 5.11) como se constata pelo diagrama da Fig. 5.11 que representa a variação da carga vertical na extremidade livre do provete durante o ensaio e para três distâncias de aplicação da carga até ao bordo de encastramento respectivamente 170 mm a partir da extremidade livre e a 65 mm. Neste caso a alma do perfil da liga de alumínio corresponde ao encastramento do provete de vidro acrílico. O pico de carga (5,1 kN) obteve-se para a distância de 65 mm (Fig. 5.11).

Entrando com a equação das tensões de flexão simples a tensão principal de flexão na secção crítica do bordo do apoio (encastramento) obtém-se 239,06 MPa.

No cálculo desta tensão de flexão no bordo encastrado desprezou-se o efeito das tensões de corte porque a espessura do provete é bastante maior que a largura (130 mm) e a distância da carga ao encastramento é bastante maior que a espessura ($65 \geq 8$ mm).

Verifica-se que as tensões de flexão são próximas das de corte existentes nos parafusos de ligação do pára-brisas do cockpit à estrutura da liga de alumínio.

Para determinar as constantes E e ν do vidro acrílico ensaiaram-se à tracção provetes de chapa com largura de 20 mm e espessura de 8 mm retirados do pára-brisas.

O provete foi instrumentado em duas rosetas de extensómetros em T (Ref^o N22-A-5-120-23 da marca SHOWA): uma roseta em cada face do provete na mesma posição longitudinal.

Mediram-se as extensões longitudinais, ϵ_L , e as transversais, ϵ_T . A carga de tracção foi incrementada e os valores de E e ν para cada patamar de carga e os valores médios de E e ν estão na Tabela 5.2. Estes valores das constantes elásticas aproximam-se dos valores apresentados na literatura para materiais deste tipo e foram os usados na simulação computacional da deformada do cockpit cujos resultados foram apresentados na parte 4 do relatório.

Tabela 5.2 – Resultados das constantes elásticas, E e ν obtidos nos ensaios de tração em provetes de vidro acrílico do pára-brisas do cockpit

Carga [kN]	Área [mm ²]	ϵ_{L1} ($\mu\sigma$)	ϵ_{L2} ($\mu\sigma$)	$\epsilon_{Lmédia}$ ($\mu\sigma$)	ϵ_{T1} ($\mu\sigma$)	ϵ_{T2} ($\mu\sigma$)
0.5	228	$5,5 \times 10^{-4}$	$5,5 \times 10^{-4}$	$5,5 \times 10^{-4}$	$-2,050 \times 10^{-4}$	$-2,050 \times 10^{-4}$
1	228	$1,1 \times 10^{-3}$	$1,1 \times 10^{-3}$	$1,1 \times 10^{-3}$	$-4,150 \times 10^{-4}$	$-4,100 \times 10^{-4}$
1.5	228	$1,685 \times 10^{-3}$	$1,675 \times 10^{-3}$	$1,68 \times 10^{-3}$	$-6,300 \times 10^{-4}$	$-6,180 \times 10^{-4}$
2	228	$2,265 \times 10^{-3}$	$2,259 \times 10^{-3}$	$2,262 \times 10^{-3}$	$-8,470 \times 10^{-4}$	$-8,280 \times 10^{-4}$
2.5	228	$2,855 \times 10^{-3}$	$2,842 \times 10^{-3}$	$2,849 \times 10^{-3}$	$-1,055 \times 10^{-3}$	$-1,038 \times 10^{-3}$
3	228	$3,452 \times 10^{-3}$	$3,442 \times 10^{-3}$	$3,447 \times 10^{-3}$	$-1,270 \times 10^{-3}$	$-1,250 \times 10^{-3}$
3.5	228	$4,035 \times 10^{-3}$	$4,030 \times 10^{-3}$	$4,033 \times 10^{-3}$	$-1,486 \times 10^{-3}$	$-1,460 \times 10^{-3}$
4	228	$4,645 \times 10^{-3}$	$4,653 \times 10^{-3}$	$4,649 \times 10^{-3}$	$-1,708 \times 10^{-3}$	$-1,678 \times 10^{-3}$

Carga [kN]	Área [mm ²]	$\epsilon_{Tmédia}$ ($\mu\sigma$)	σ [MPa]	E [Mpa]	ν
0.5	228	$-2,050 \times 10^{-4}$	2,19	3987,2	0,373
1	228	$-4,125 \times 10^{-4}$	4,39	3951,3	0,372
1.5	228	$-6,240 \times 10^{-4}$	6,58	3916,0	0,371
2	228	$-8,375 \times 10^{-4}$	8,77	3878,0	0,370
2.5	228	$-1,047 \times 10^{-3}$	10,96	3849,4	0,367
3	228	$-1,260 \times 10^{-3}$	13,16	3817,2	0,366
3.5	228	$-1,473 \times 10^{-3}$	15,35	3806,8	0,365
4	228	$-1,693 \times 10^{-3}$	17,54	3773,7	0,364
			Média	3787,2	0,369

Nesta tabela os índices 1 e 2 indicam as duas fases do provete aonde os extensómetros estão colados. σ é a tensão nominal de tração no provete ensaiado; $\nu = \text{Carga}/\text{Área}$.

6. Conclusões finais

Os resultados da análise química realizados em destroços seleccionados de componentes da aeronave CESSNA 421, objecto de estudo, revelaram a presença dos elementos químicos potássio (K) e chumbo (Pb) que foram também detectados nos mesmos materiais que foram sujeitos a ensaios explosivos com granada de fósforo incendiária. Verificou-se também a presença de chumbo (Pb) no explosivo.

A análise microestrutural realizada em amostras da liga de alumínio da estrutura, retiradas também na zona de ligação com o pára-brisas de vidro acrílico, acusa forte descoesão intergranular do material causada provavelmente por sobreaquecimento ou corrosão.

A análise numérica realizada no pára-brisas do cockpit usando o método dos elementos finitos, e considerando uma pressão interna uniformemente distribuída sob a superfície do pára-brisas, dá a deformação do pára-brisas que melhor se ajusta à geometria dos destroços das chapas de ligação do pára-brisas à estrutura do cockpit. Esta conclusão foi obtida analisando vários tipos de carregamento que podem ter ocorrido no pára-brisas durante o acidente.

O modelo da carga uniformemente distribuída verifica também que o modo de rotura do pára-brisas do cockpit ocorreu por corte nos orifícios de ligação do pára-brisas de vidro acrílico à liga de alumínio da estrutura da aeronave.

As cargas de ruína do corte foram determinadas em ensaios mecânicos de simulação da ligação chapa e parafuso assim como se determinou a resistência à flexão do vidro acrílico com carga simulada do interior do pára-brisas que deu ruína por corte na chapa em vez de rotura do vidro acrílico.

Lista de Figuras

- Figura 2.1 – Localização das amostras colhidas na estrutura de fixação do pára-brisas do cockpit.
A) Esquema do pára-brisas do cockpit de referência.
B) Esquema do pára-brisas do cockpit acidentado.
- Figura 2.2 – Aeronave acidentada – origem do provete nº 6 e 8 e 21: Cremalheira e coluna do volante.
- Figura 2.3 – Aeronave acidentada - origem do provete nº 9: cabo de comando de profundidade.
- Figura 2.4 – Provette nº 13 – Cabo cortado com carga plástica RDX.
- Figura 2.5 – Provette nº 14 – Cabo cortado com carga adossada – trotil – TNT.
- Figura 2.6 - Provette nº 15 – Cabo cortado com cordão detonante.
- Figura 2.7 – Provette nº 16 – Cabo cortado com granada de mão.
- Figura 2.8 – Provette nº 17 – Cabo cortado com TROTIL.
- Figura 2.9 – Provette nº 19 e nº 20 – Material ensaiado.
- Figura 3.1 – Micrografias apresentadas por dois provetes analisados, após polimento sem ataque químico, permitindo verificar a forte incidência de diferentes tipos de precipitados de compostos complexos de alumínio e outros elementos de liga, conforme descrito no texto: em baixo um dos provetes após ligeiro ataque.
- Figura 3.2 – Microestruturas apresentadas pela amostra 1 (parte superior da estrutura de suporte do pára-brisas) vendo-se à direita uma zona de completa descoesão da estrutura granular.
- Figura 3.3 - Microestrutura da amostra 1-R da aeronave utilizada como termo de comparação, com localização correspondente à da amostra 1 da aeronave acidentada, representada na figura anterior.
- Figura 3.4 – Amostra 2, ponto médio da linha central da estrutura de fixação do pára-brisas da aeronave de referência.
- Figura 3.5 – Amostra colhida na zona de fixação por parafusos, mostrando a deformação e o rasgamento junto ao respectivo furo; em baixo amostra idêntica cortada transversalmente para observação da respectiva superfície; a direita após montagem em suporte de resina.

Figura 3.6 – Microestruturas apresentadas pela amostra da figura anterior. Em cima, zona deformada junto ao furo de (100 e 200 x); m baixo na zona plana não deformada (200 x). Verificam-se na zona deformada grãos muito mais alongados.

Figura 3.7 – Micrografias em corte longitudinal da amostra 4 – parte inferior da linha central - assinalando grande corrosão e descoesão intergranular e mesmo a ocorrência de fractura numa das zonas (à direita) (100 e 200 x).

Figura 3.8 – Cortes longitudinal e transversal da amostra 5 (cimo da linha central da estrutura de fixação do pára-brisas).

Figura 3.9 – Para a amostra 4, cuja microestrutura corresponde à fig. 3.7, foi feita adicionalmente uma pesquisa de elementos contidos nos limites de grão: os espectros correspondem às zonas assinaladas.

Figura 4.1 – Destroços do cockpit.

Figura 4.2 – Destroço da zona superior do cockpit.

Figura 4.3 – Destroço da zona inferior do cockpit.

Figura 4.4 – Modo de rotura da chapa de alumínio na zona das ligações aparafusadas.

- a) Destroços do cockpit.
- b) Ensaios experimentais de flexão.

Figura 4.5 – Grau de simetria do cockpit.

Figura 4.6 – Rede que serviu de base para a construção da geometria do cockpit.

Figura 4.7 – Braço robot a laser.

Figura 4.8 – Geometria do vidro acrílico construída no programa de desenho CATIA.

Figura 4.9 – Geometria da chapa incluindo os diferentes perfis construída no programa de desenho Solidworks.

Figura 4.10 – Desenho do conjunto (acrílico mais chapa) a importar para o programa de elementos finitos ANSYS.

Figura 4.11 – Desenho do conjunto reconstruído no programa de elementos finitos ANSYS.

Figura 4.12 – Geometria do vidro acrílico reconstruída no programa de elementos finitos ANSYS.

Figura 4.13 – Geometria da chapa de alumínio reconstruída no programa de elementos finitos ANSYS.

Figura 4.14 – Geometria dos perfis reconstruída no programa de elementos finitos ANSYS.

Figura 4.15 – Zona do cockpit de onde foi retirado o provete experimental.

Figura 4.16 – Vista geral das malhas do provete experimental.

Figura 4.17 – Vista geral e pormenor da malha do vidro acrílico do provete experimental.

Figura 4.18 – Vista geral e pormenor da malha da chapa de alumínio do provete experimental.

Figura 4.19 – Vista geral da malha dos perfis de alumínio do provete experimental.

Figura 4.20 – Vista geral da malha dos parafusos do provete experimental.

Figura 4.21 – Condições fronteira aplicadas à geometria do provete experimental.

Figura 4.22 – Carregamentos aplicados à geometria do provete experimental.

Figura 4.23 – Vista geral das malhas do cockpit.

Figura 4.24 – Vista geral da malha do vidro acrílico do cockpit.

Figura 4.25 – Vista geral e pormenor da malha da chapa de alumínio do cockpit.

Figura 4.26 – Vista geral da malha dos perfis de alumínio do cockpit.

Figura 4.27 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamento u segundo a direcção x na zona da chapa e do perfil em U.

Figura 4.28 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamento u segundo a direcção x na extremidade do perfil em I.

Figura 4.29 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamentos v e w , segundo as direcções y e z , do banzo superior do perfil em I.

Figura 4.30 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamento em w segundo a direcção z das porcas dos parafusos localizadas nas zonas não perfiladas.

Figura 4.31 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamentos v e w , segundo as direcções y e z , da alma do perfil em U.

- Figura 4.32 – Carregamento aplicado à geometria do cockpit: pressão interior uniformemente distribuída.
- Figura 4.33 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: pressão exterior uniformemente distribuída.
- Figura 4.34 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: pressão interior uniformemente distribuída na zona central do pára-brisas do cockpit.
- Figura 4.35 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: pressão interior uniformemente distribuída na zona superior do pára-brisas do cockpit.
- Figura 4.36 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: cargas concentradas aplicadas na extremidade inferior do pára-brisas do cockpit.
- Figura 4.37 – Deformada obtida na análise numérica do provete experimental.
- Figura 4.38 – Distribuição de tensões obtida na análise numérica do provete experimental.
- Figura 4.39 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída.
- a) Conjunto vidro acrílico, chapa e perfis de alumínio e parafusos.
 - b) Pormenor da deformada do conjunto sem o vidro acrílico.
- Figura 4.40 – Distribuição de tensões obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída.
- a) Conjunto vidro acrílico e chapa de alumínio.
 - b) Chapa de alumínio.
- Figura 4.41 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão exterior uniformemente distribuída.
- Figura 4.42 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída na zona central do pára-brisas do vidro acrílico.
- Figura 4.43 – Distribuição de tensões na chapa de alumínio obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída na zona central do pára-brisas do cockpit.
- Figura 4.44 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída na zona superior do pára-brisas do cockpit.
- Figura 4.45 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicadas cargas concentradas na extremidade inferior do pára-brisas cockpit.

- Figura 4.46 – Distribuição de tensões obtida na análise numérica do cockpit quando aplicadas cargas concentradas na extremidade inferior do pára-brisas do cockpit.
- Figura 5.1 – Perspectiva das amarras, com dimensões principais, usadas para os ensaios de tracção e alongamento nos cabos de controlo da aeronave, em aço ao carbono, zincado e não coberto (tipo I, Composição A) Normas MIL – DTL – 83420L e ASTM E8.
- Figura 5.2 – Fotografia do sistema amarras com cabo pronto a ensaiar para um ensaio de tracção e alongamento com pré-carga aplicada.
- Figura 5.3 – Conjunto de fotografias macro de cabos fracturados mostrando o modo de rotura por esfoliação e separação dos fios.
- Figura 5.4 – Exemplo de um registo gráfico para determinar carga de rotura e alongamento de um dos cabos.
- Figura 5.5 – Exemplos (2) de pedaços de cabos de comando obtidos em ensaios de explosivos.
- Figura 5.6 – Zona da chapa do cockpit aonde foram retirados sete provetes tipo disco para ensaio de corte nos parafusos. Liga de alumínio 2024 T3 ALCLAD.
- Figura 5.7 – Perspectiva da amarra projectada e construída para os ensaios de corte dos discos dos furos dos parafusos.
- Figura 5.8 – Fotografia do ensaio de corte dos discos a ser realizado na máquina electromecânica LLOYD.
- Figura 5.9 – Registo típico do ensaio de corte, (diagrama F, deslocamento) até à rotura do parafuso de aço disco (chapa) de liga de alumínio.
- Figura 5.10 – Desenho (perspectiva) das amarras projectadas e construídas para ensaio dos provetes de vidro acrílico à flexão do pára-brisas do cockpit.
- Figura 5.11 – Diagrama dos registos da carga de flexão deslocamento vertical dos provetes de vidro acrílico do pára-brisas do cockpit.
- Figura 5.12 – Fotografia do ensaio no vidro acrílico para determinar as constantes elásticas E e ν de tracção.

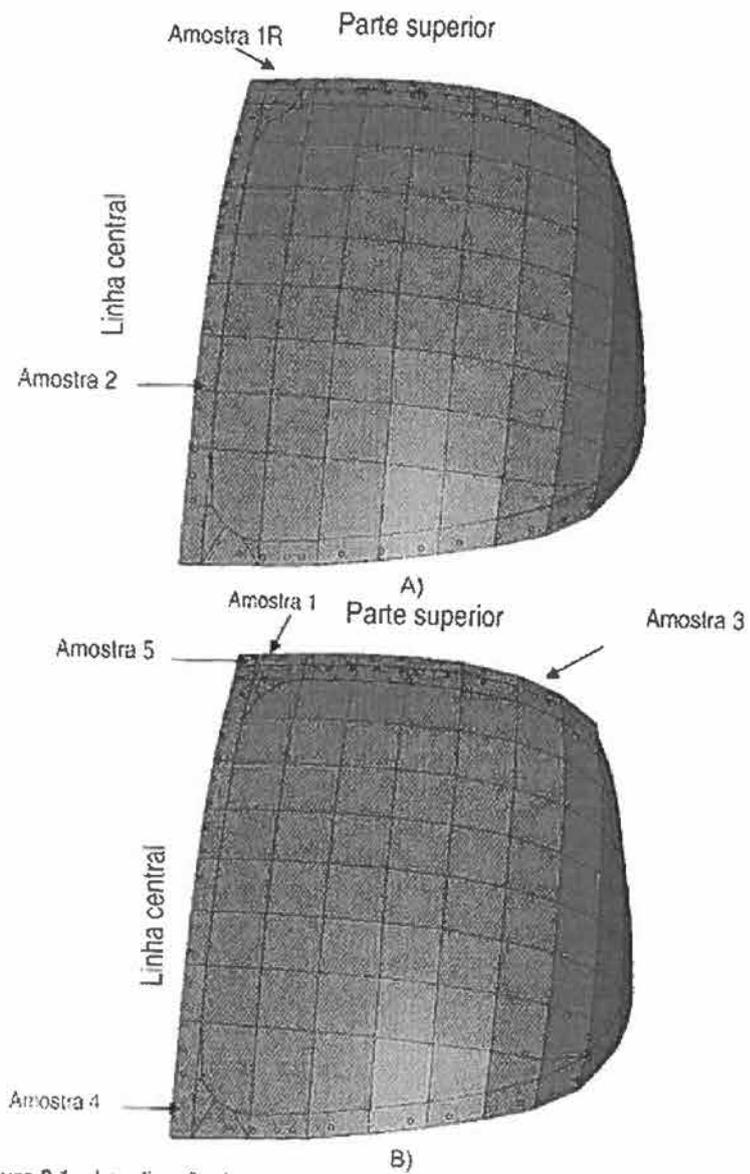


Figura 2.1 – Localização das amostras colhidas na estrutura de fixação do pára-brisas do cockpit.

- A) Esquema do pára-brisas do cockpit de referência.
- B) Esquema do pára-brisas do cockpit acidentado.

Aeronave CESSNA

39



Figura 2.2 – Aeronave acidentada – origem do provete nº 6 e 8 e 21: Cremalheira e coluna do volante.

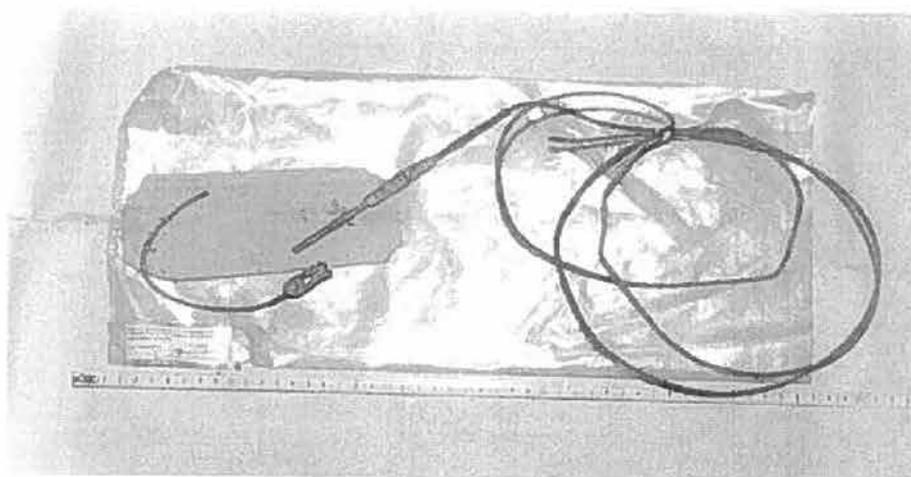


Figura 2.3 – Aeronave acidentada - origem do provete nº 9: cabo de comando de profundidade.

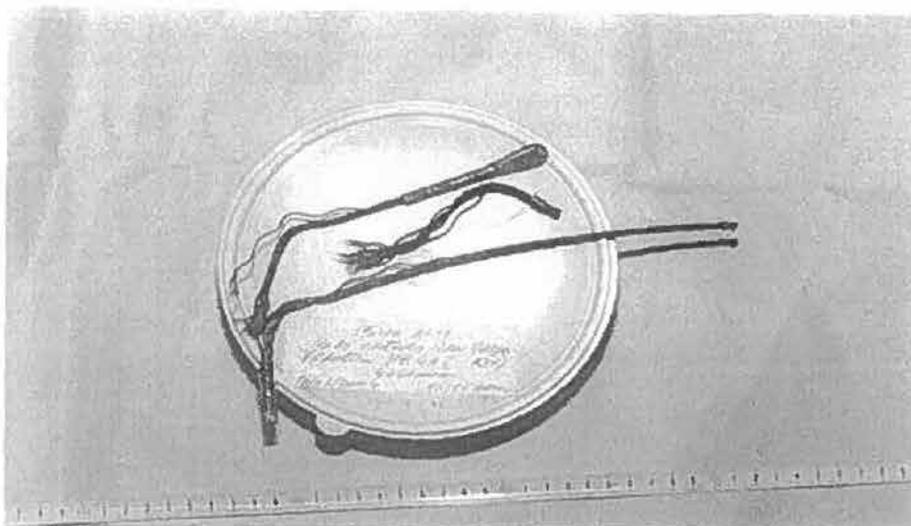


Figura 2.4 - Provede nº 13 - Cabo cortado com carga plástica RDX.

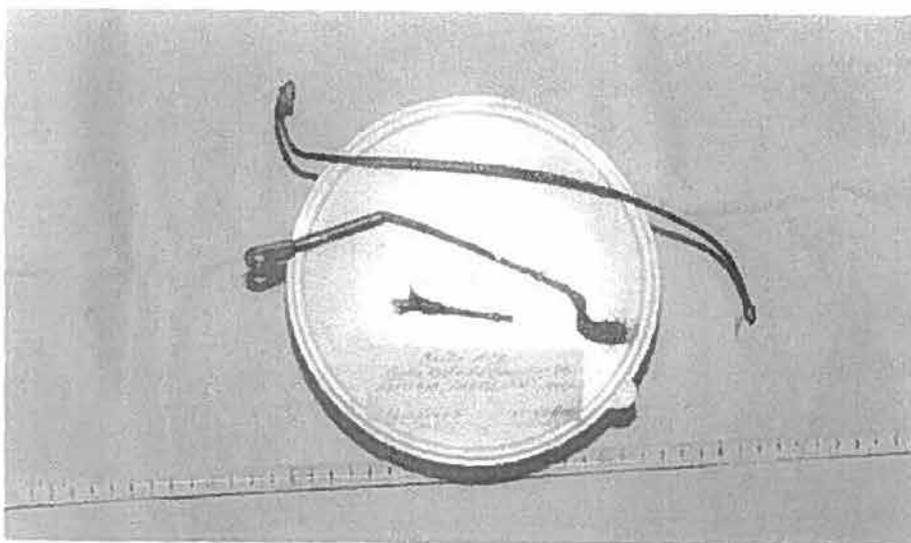


Figura 2.5 - Provede nº 14 - Cabo cortado com carga adossada - troíl - TNT.

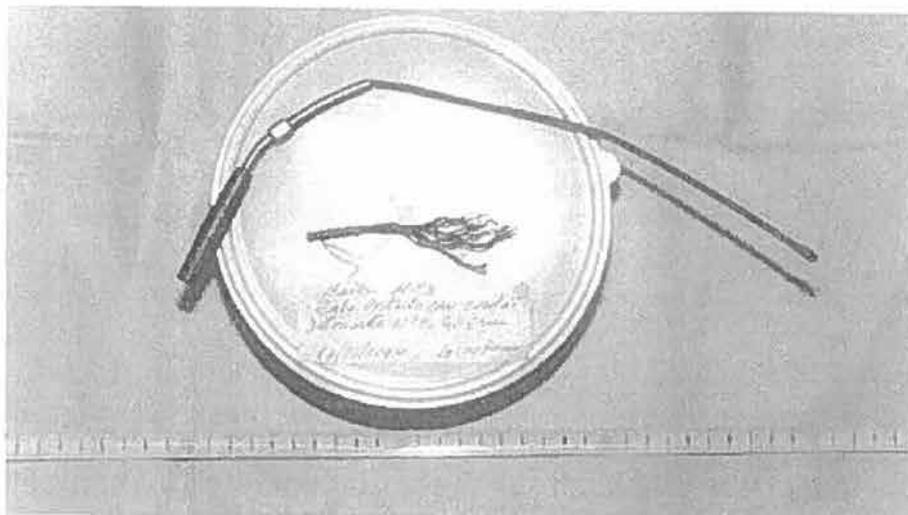


Figura 2.6 - Provede nº 15 - Cabo cortado com cordão detonante.

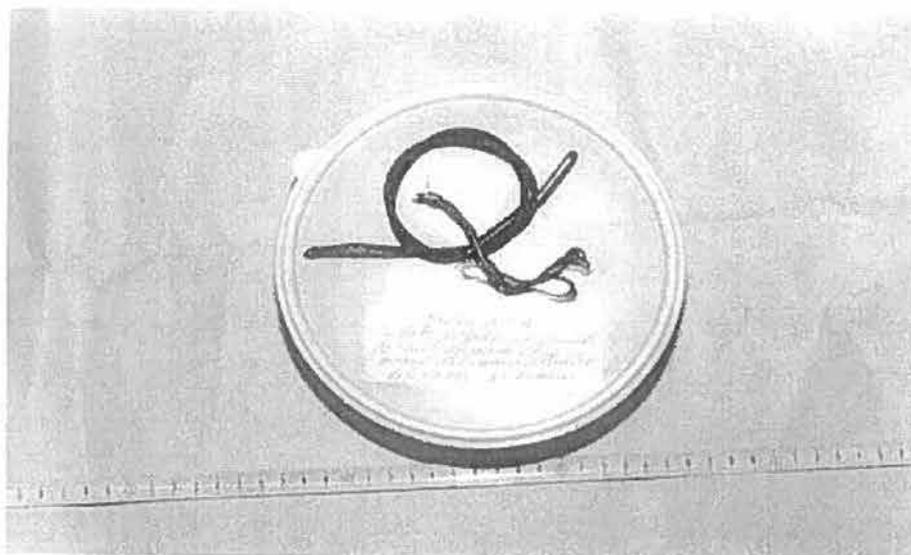


Figura 2.7 - Provede nº 16 - Cabo cortado com granada de mão.

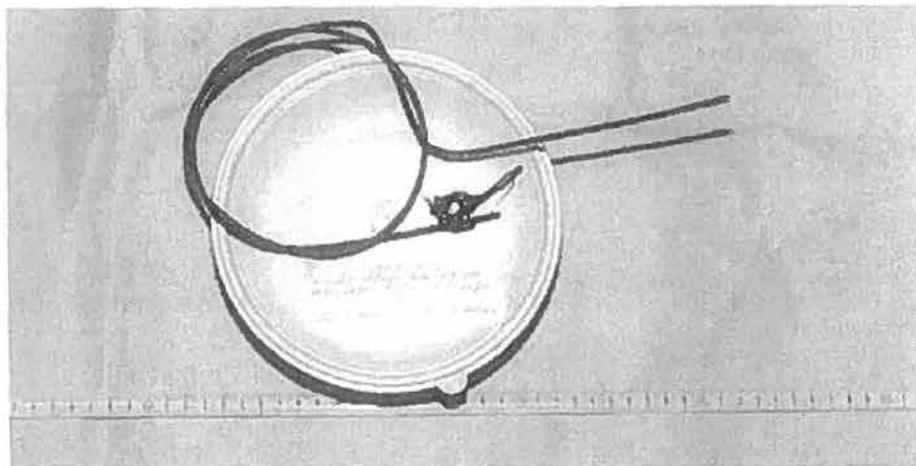


Figura 2.8 – Provete n° 17 – Cabo cortado com TROTIL.

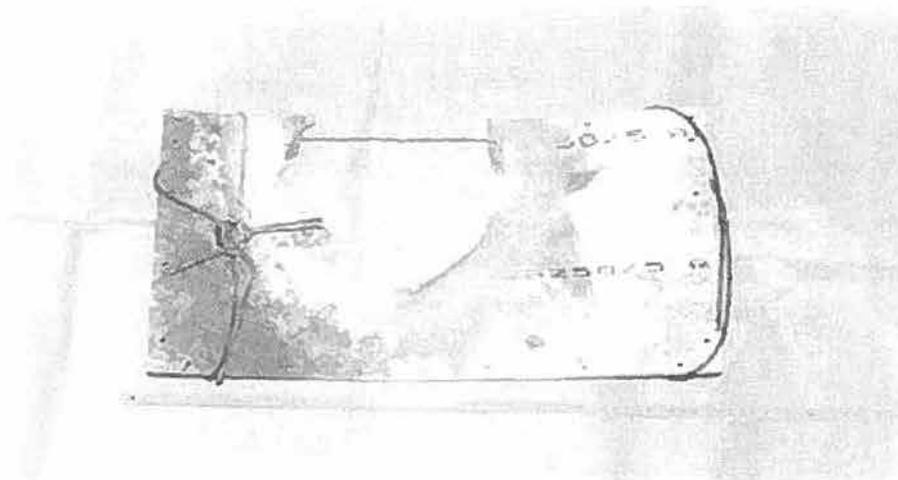


Figura 2.9 – Provete n° 19 e n° 20 – Material ensaiado.

Aeronave CESSNA

43

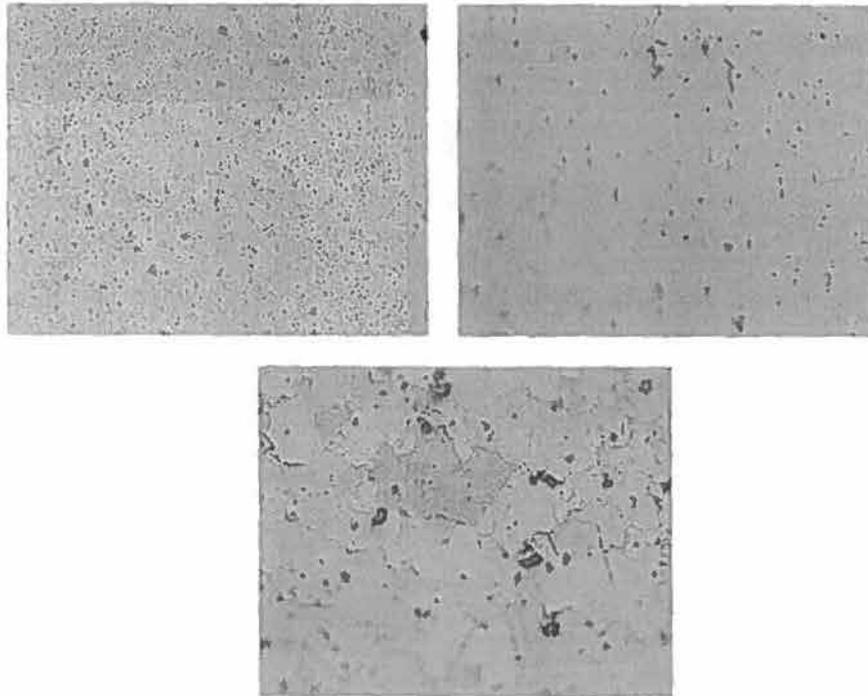


Figura 3.1 – Micrografias apresentadas por dois provetes analisados, após polimento sem ataque químico, permitindo verificar a forte incidência de diferentes tipos de precipitados de compostos complexos de alumínio e outros elementos de liga, conforme descrito no texto; em baixo um dos provetes após ligeiro ataque.

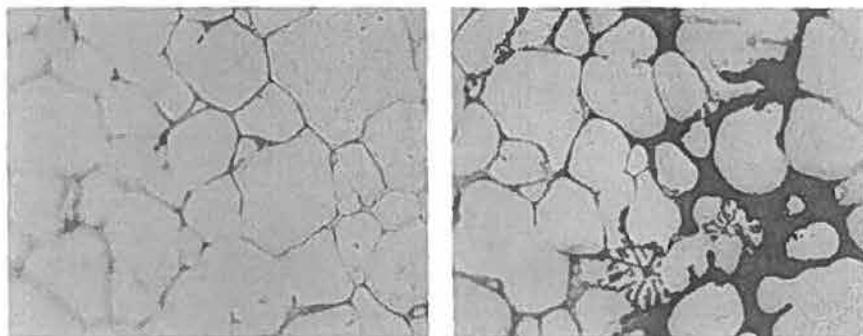


Figura 3.2 – Microestruturas apresentadas pela amostra 1 (parte superior da estrutura de suporte do pára-brisas) vendo-se à direita uma zona de completa descoesão da estrutura granular.

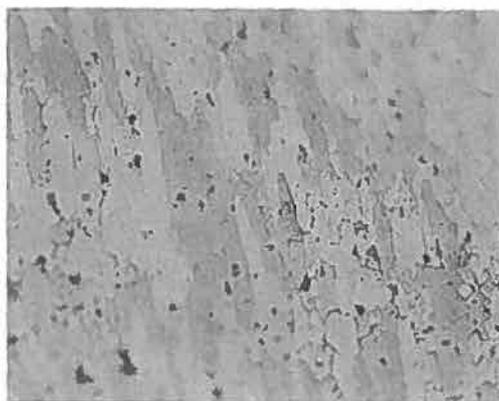


Figura 3.3 - Microestrutura da amostra 1-R da aeronave utilizada como termo de comparação, com localização correspondente à da amostra 1 da aeronave acidentada, representada na figura anterior.

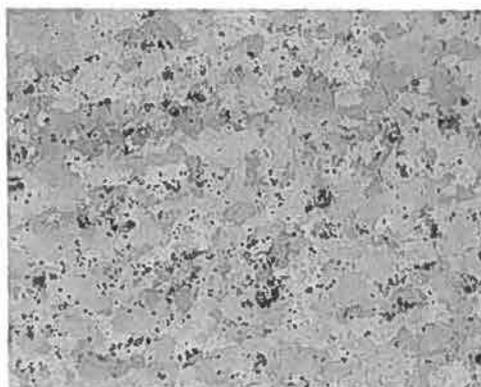


Figura 3.4 – Amostra 2. ponto médio da linha central da estrutura de fixação do pára-brisas da aeronave de referência.

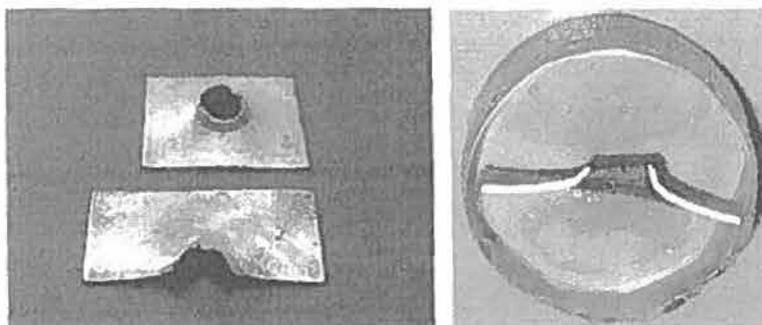


Figura 3.5 – Amostra colhida na zona de fixação por parafusos, mostrando a deformação e o rasgamento junto ao respectivo furo; em baixo amostra idêntica cortada transversalmente para observação da respectiva superfície: à direita após montagem em suporte de resina.

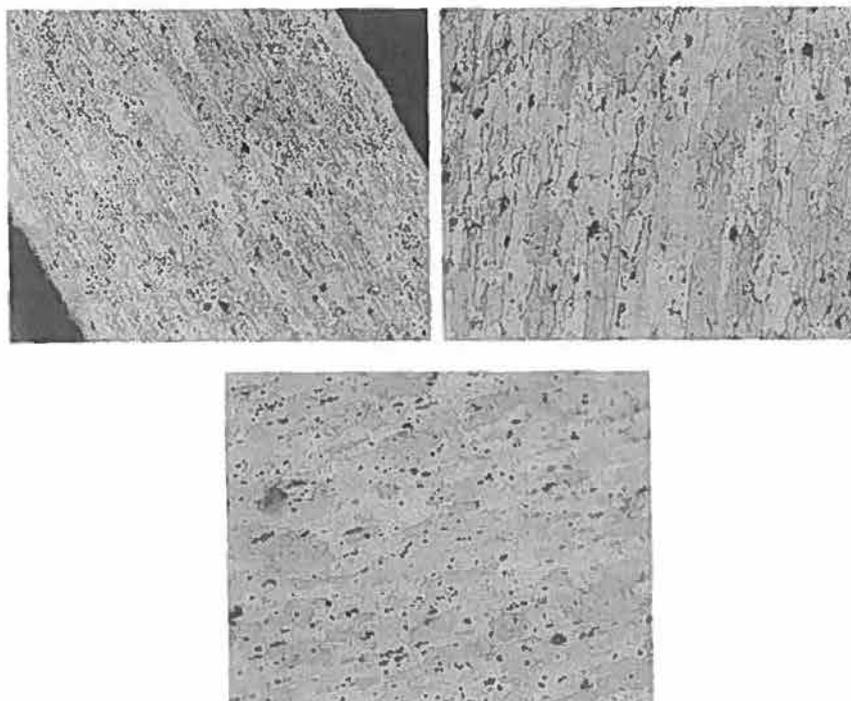


Figura 3.6 – Microestuturas apresentadas pela amostra da figura anterior. Em cima, zona deformada junto ao furo de (100 e 200 x); m baixo na zona plana não deformada (200 x). Verificam-se na zona deformada grãos muito mais alongados.

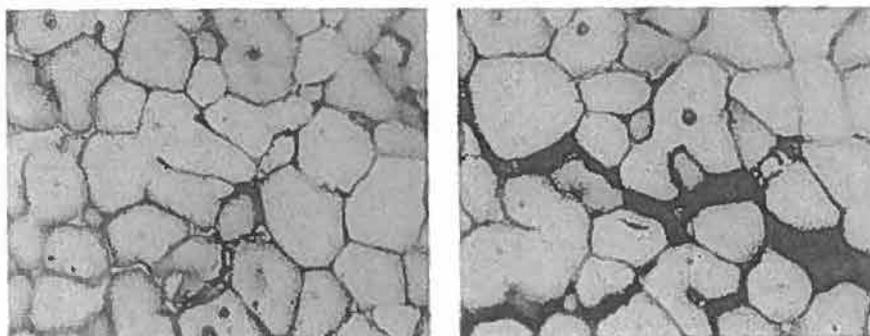


Figura 3.7 – Micrografias em corte longitudinal da amostra 4 – parte inferior da linha central - assinalando grande corrosão e descoesão intergranular e mesmo a ocorrência de fractura numa das zonas (à direita) (100 e 200 x).

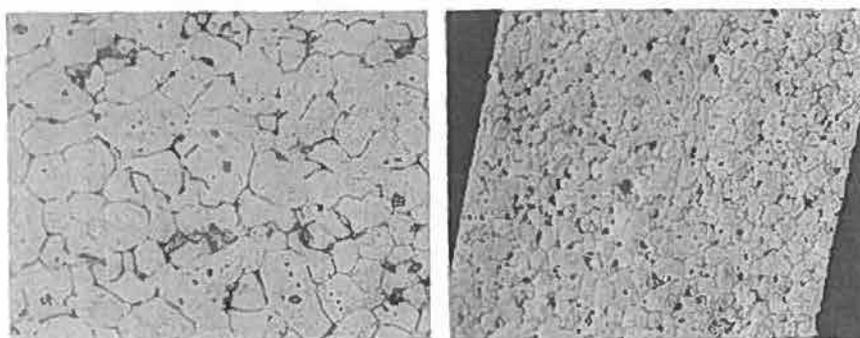


Figura 3.8 -- Cortes longitudinal e transversal da amostra 5 (cima da linha central da estrutura de fixação do pára-brisas).

Aeronave CESSNA

47

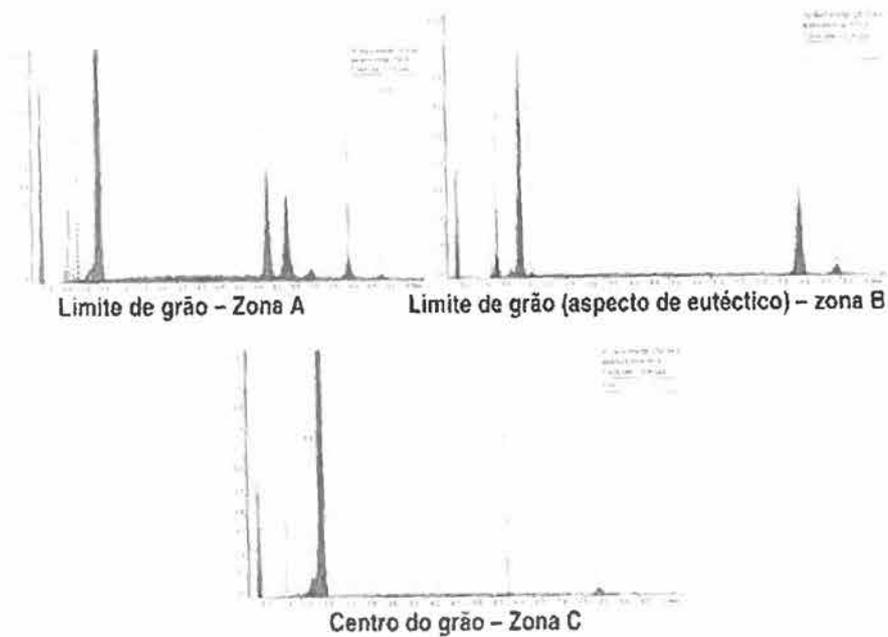
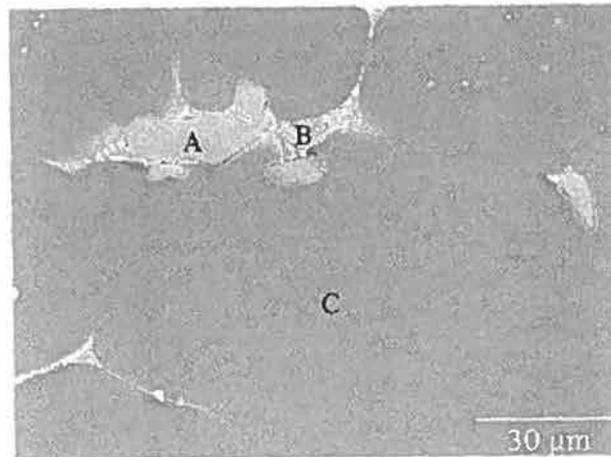


Figura 3.9 – Para a amostra 4, cuja microestrutura corresponde à fig. 3.7, foi feita adicionalmente uma pesquisa de elementos contidos nos limites de grão: os espectros correspondem as zonas assinaladas.

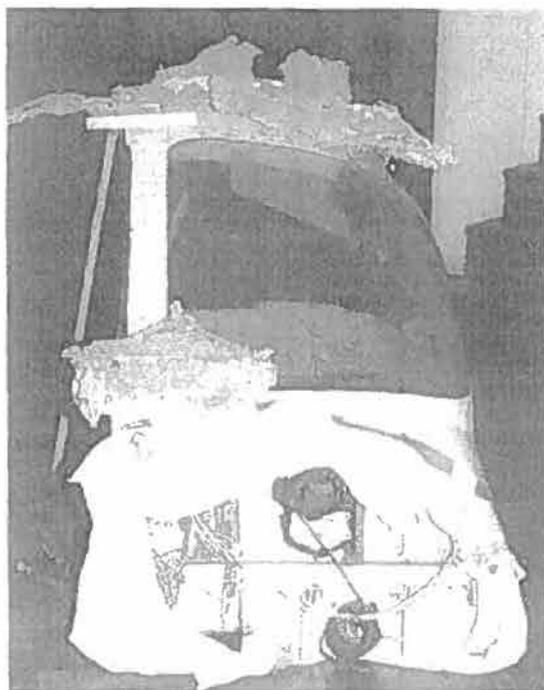


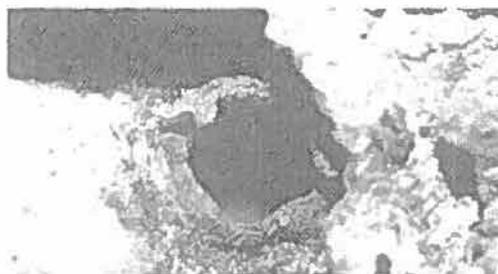
Figura 4.1 – Destroços do cockpit.



Figura 4.2 – Destroço da zona superior do cockpit.



Figura 4.3 – Destroço da zona inferior do cockpit.



a)



b)

Figura 4,4 – Modo de rotura da chapa de alumínio na zona das ligações aparafusadas.

a) Destroços do cockpit.

b) Ensaio experimental de flexão.

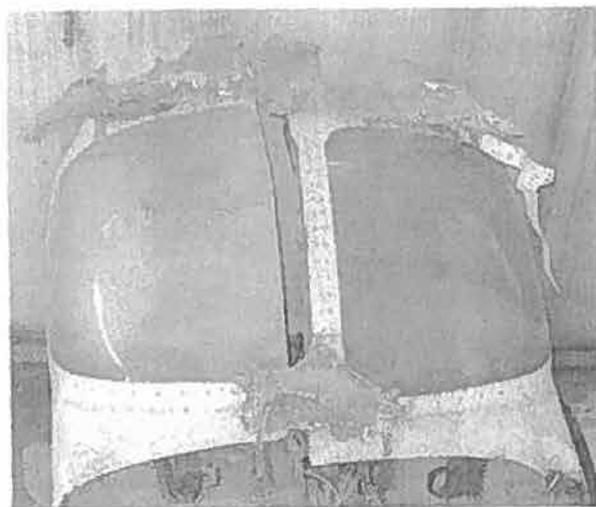


Figura 4.5 – Grau de simetria do cockpit.

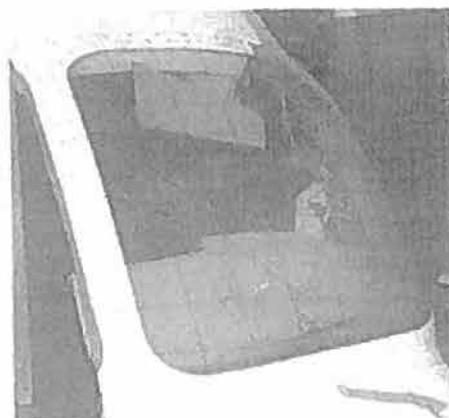


Figura 4.6 – Rede que serviu de base para a construção da geometria do cockpit.

Aeronave CESSNA

51

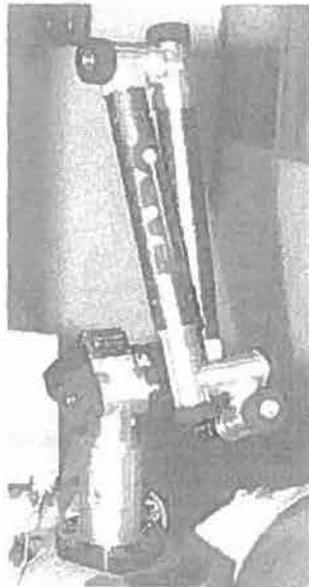


Figura 4.7 – Braço robot a laser.

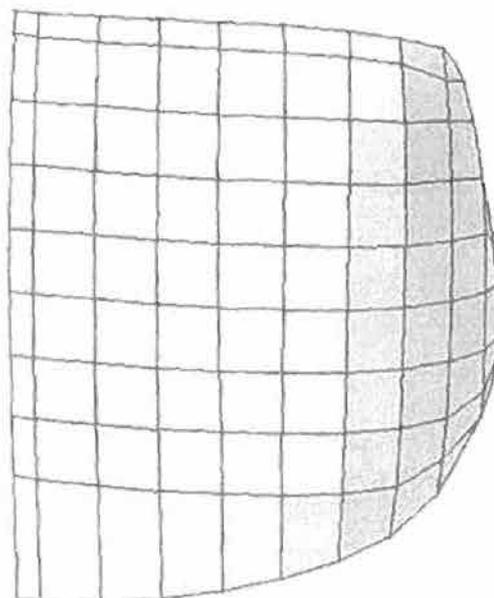


Figura 4.8 – Geometria do vidro acrílico construída no programa de desenho CATIA.

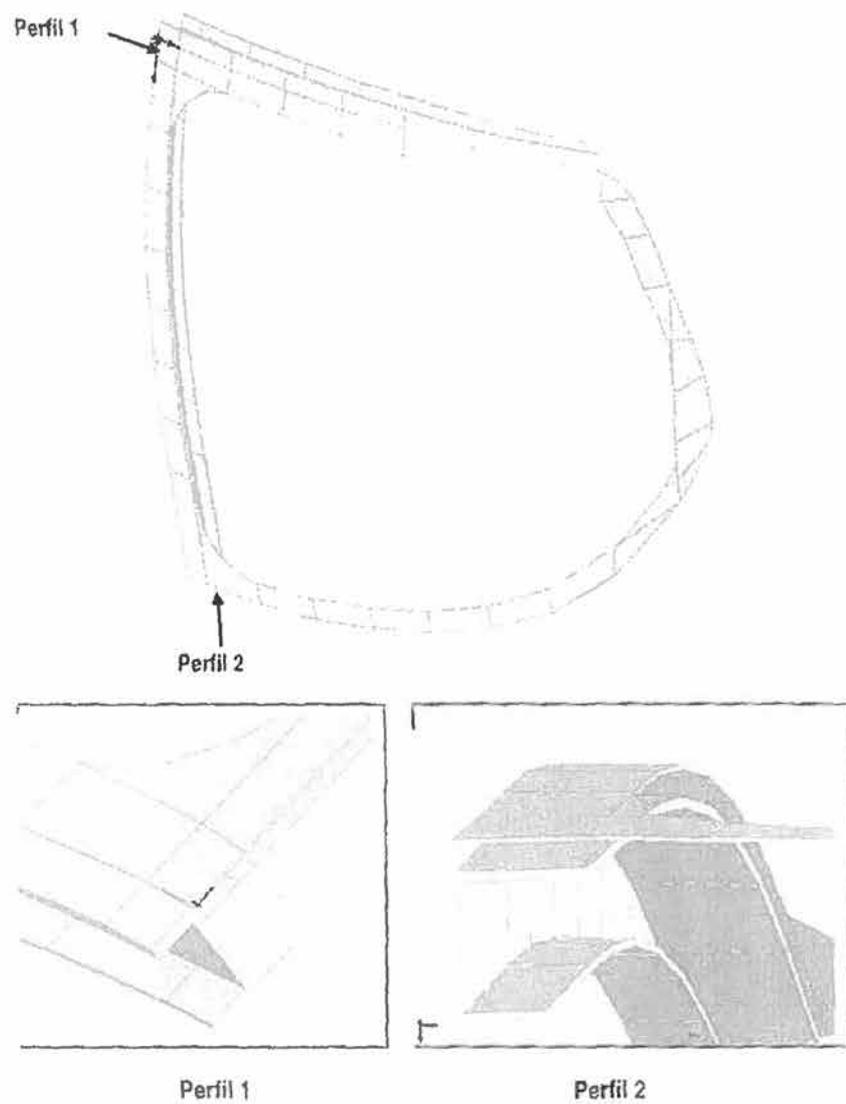


Figura 4.9 – Geometria da chapa incluindo os diferentes perfis construída no programa de desenho Solidworks.

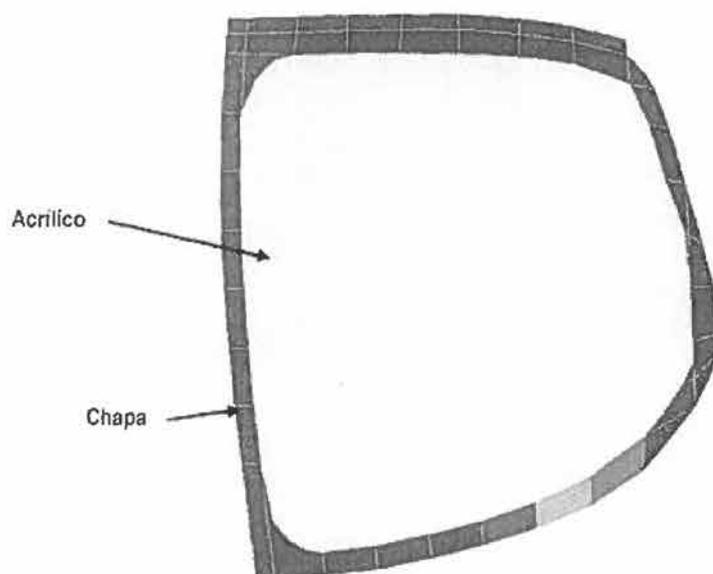


Figura 4.10 – Desenho do conjunto (acrílico mais chapa) a importar para o programa de elementos finitos ANSYS.

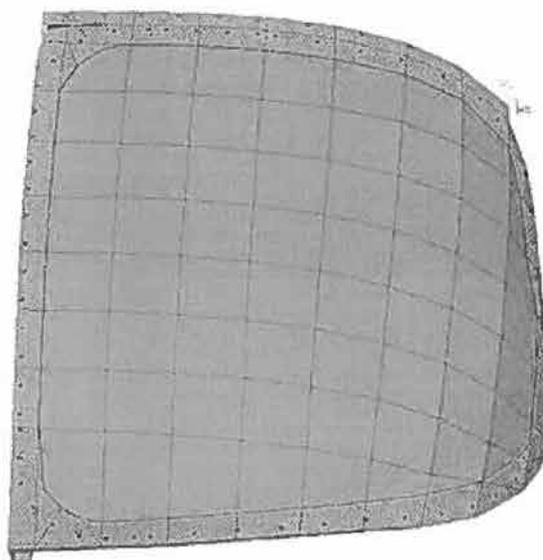


Figura 4.11 – Desenho do conjunto reconstruído no programa de elementos finitos ANSYS.

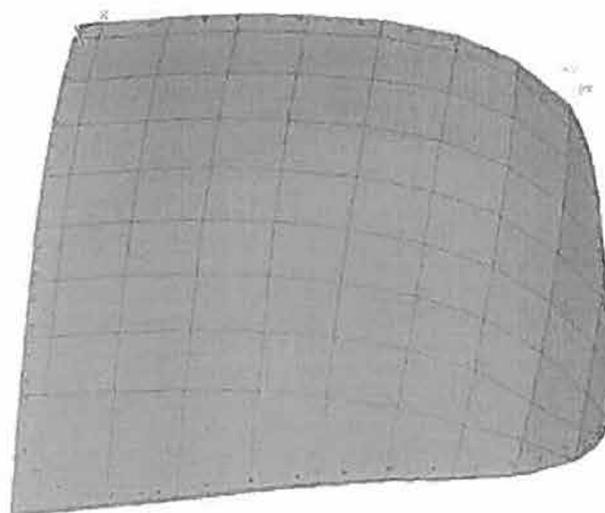


Figura 4.12 – Geometria do vidro acrílico reconstruída no programa de elementos finitos ANSYS.

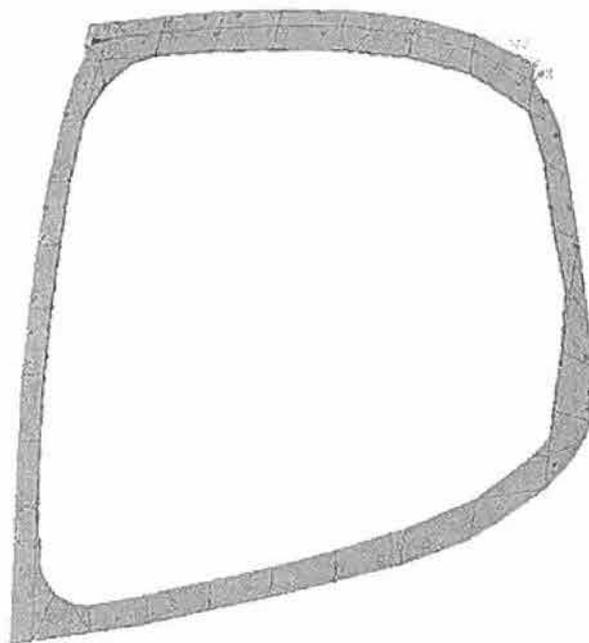


Figura 4.13 – Geometria da chapa de alumínio reconstruída no programa de elementos finitos ANSYS.

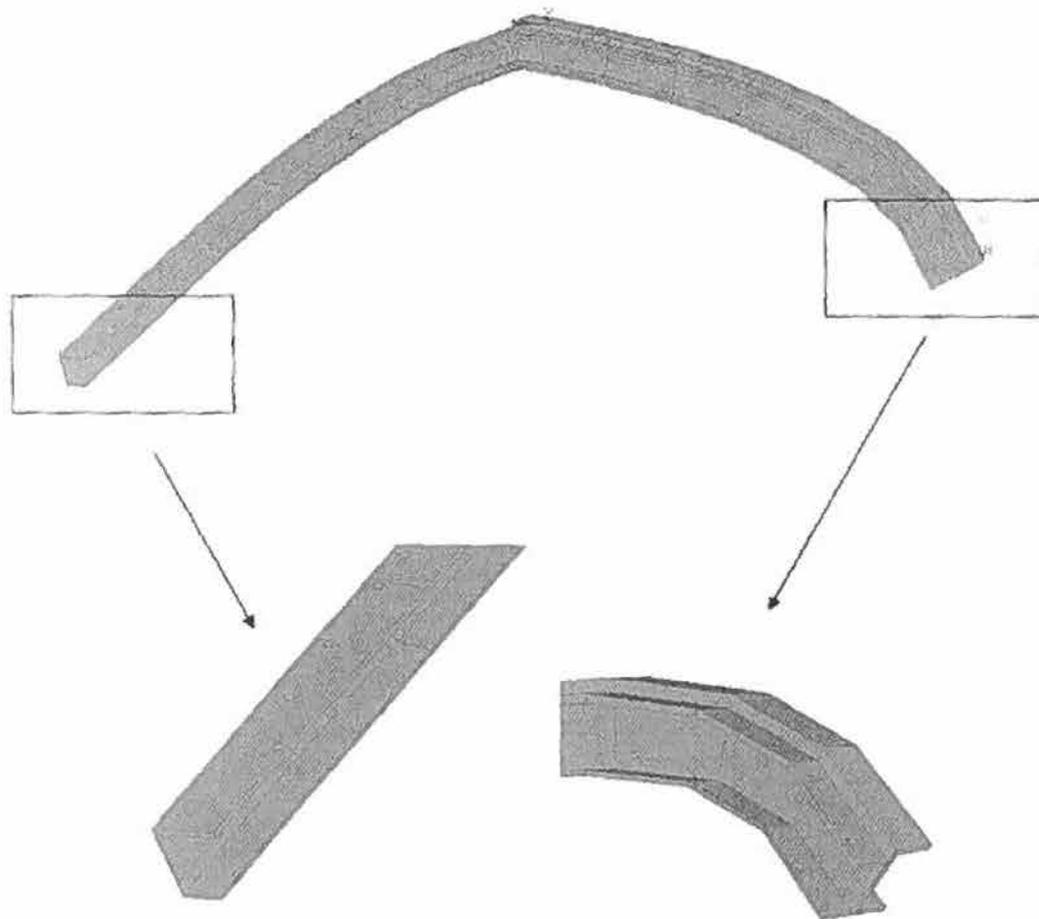


Figura 4.14 – Geometria dos perfis reconstruída no programa de elementos finitos ANSYS.

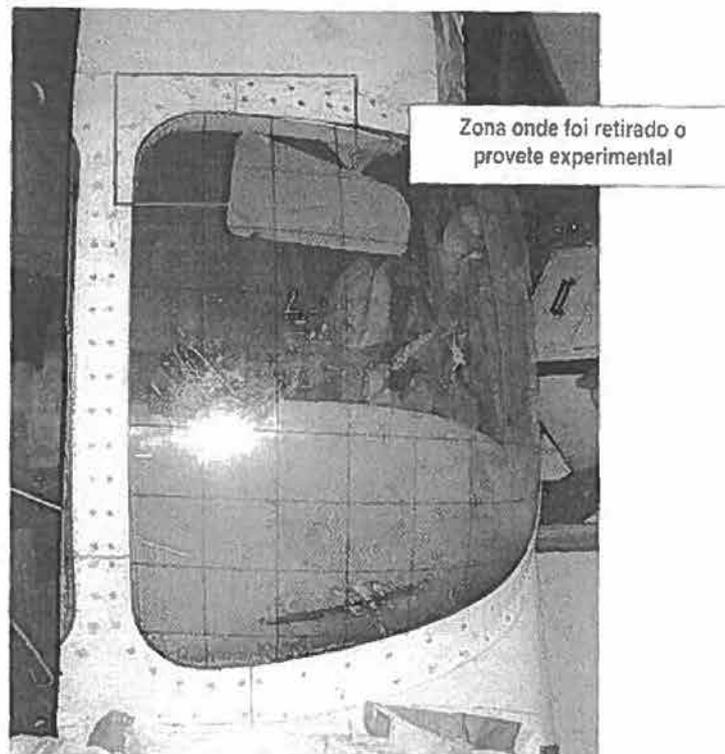


Figura 4.15 – Zona do cockpit de onde foi retirado o provete experimental.

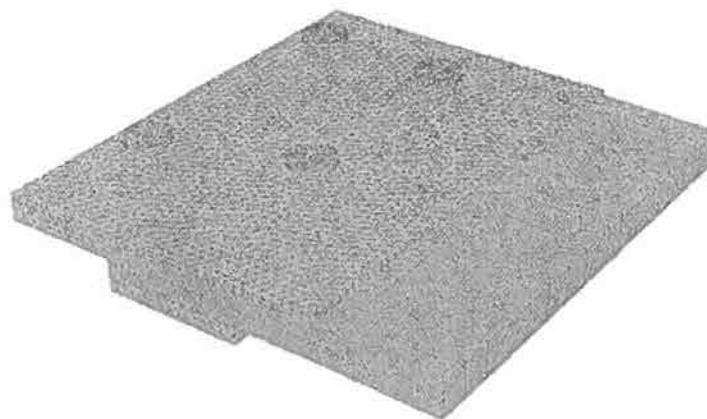


Figura 4.16 – Vista geral das malhas do provete experimental.

Aeronave CESSNA

57

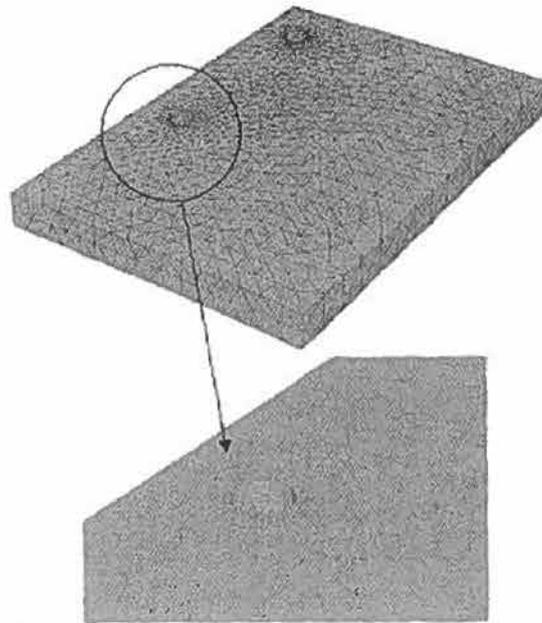


Figura 4.17 – Vista geral e pormenor da malha do vidro acrílico do provete experimental.

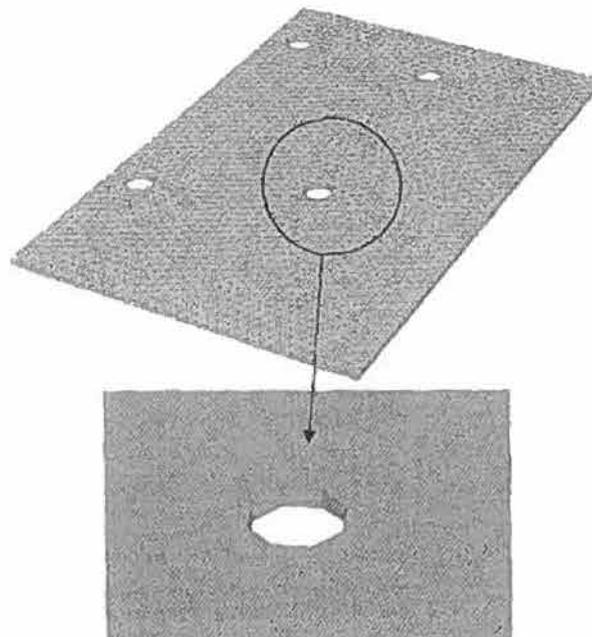


Figura 4.18 – Vista geral e pormenor da malha da chapa de alumínio do provete experimental.



Figura 4.19 – Vista geral da malha dos perfis de alumínio do provete experimental.

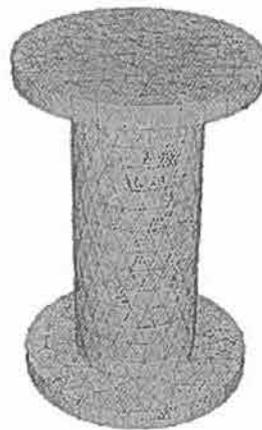


Figura 4.20 – Vista geral da malha dos parafusos do provete experimental.

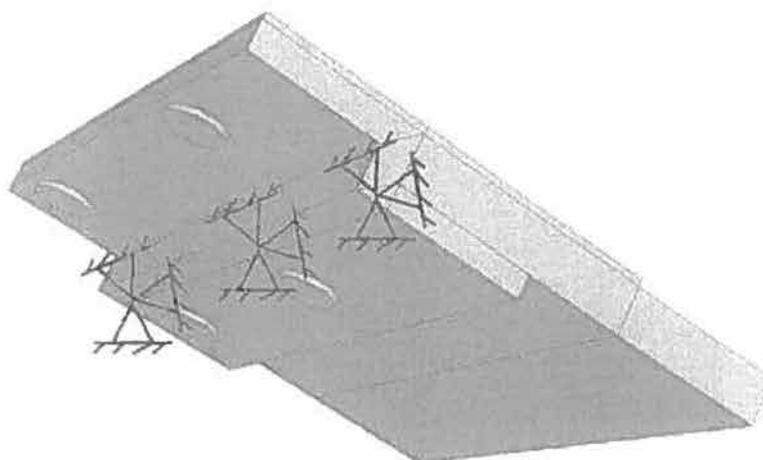


Figura 4.21 – Condições fronteira aplicadas à geometria do provete experimental.



Figura 4.22 – Carregamentos aplicados à geometria do provete experimental.

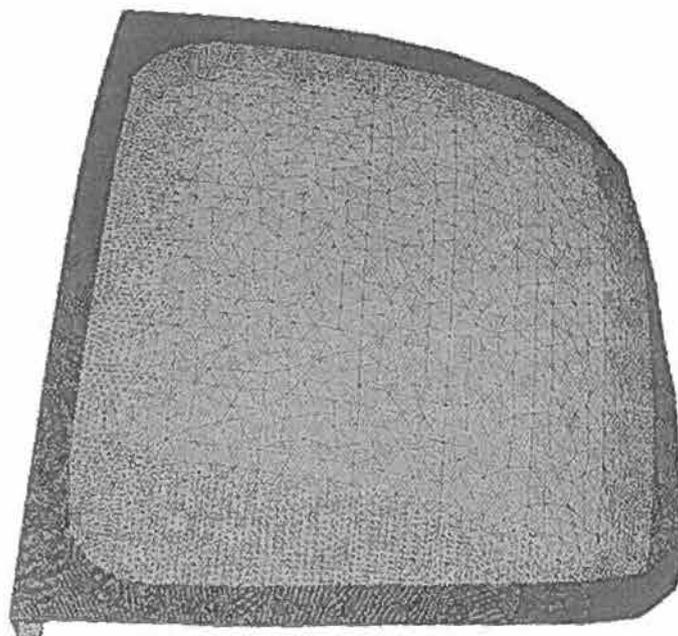


Figura 4.23 – Vista geral das malhas do cockpit.

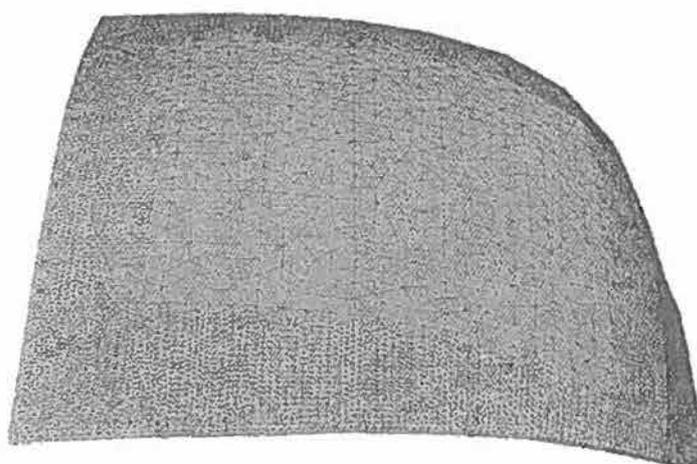


Figura 4.24 – Vista geral da malha do vidro acrílico do cockpit.

Aeronave CESSNA

61

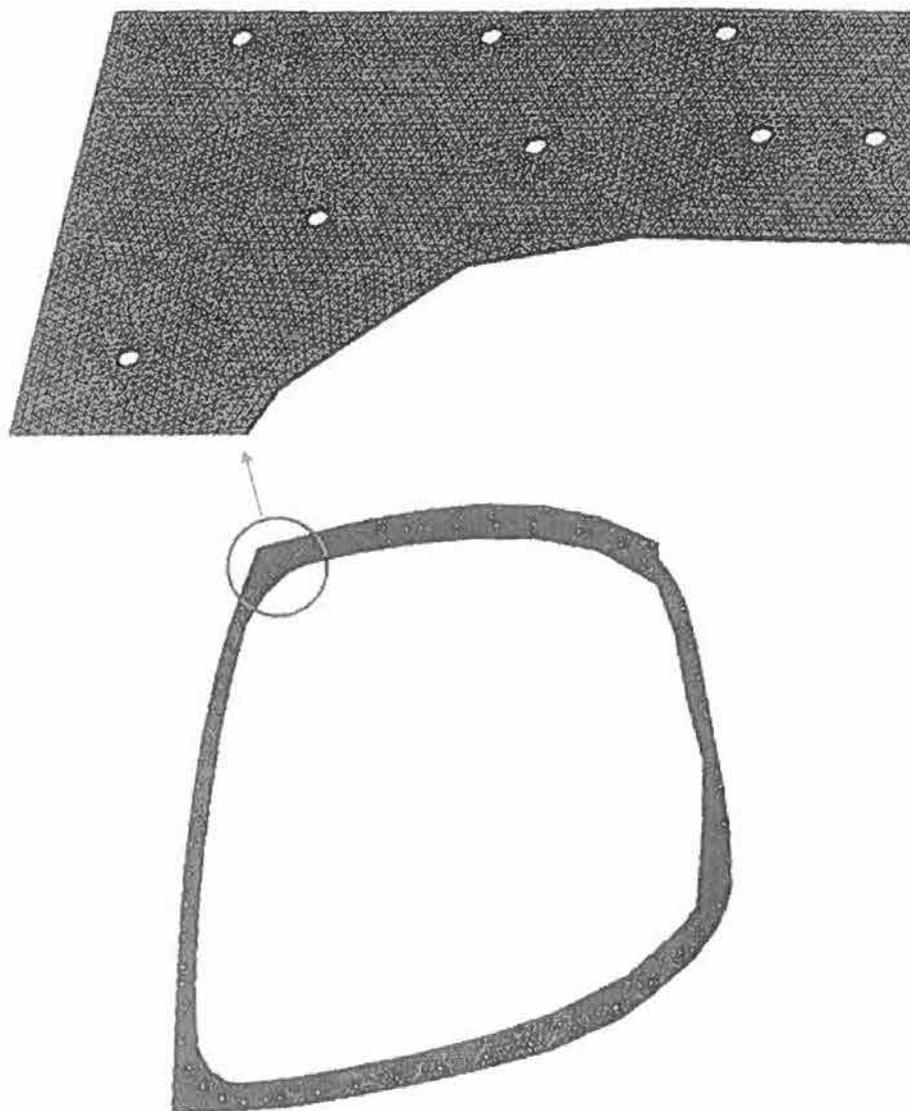


Figura 4.25 – Vista geral e pormenor da malha da chapa de alumínio do cockpit.

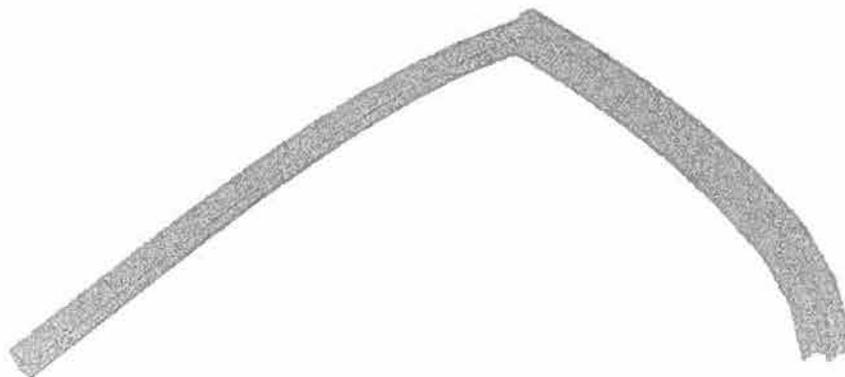


Figura 4.26 – Vista geral da malha dos perfis de alumínio do cockpit.

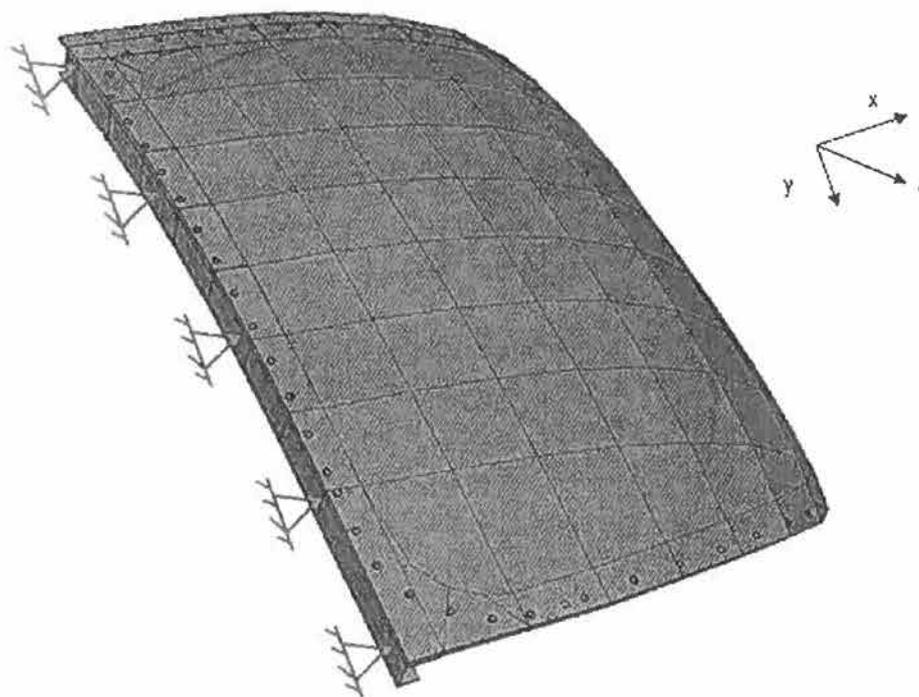


Figura 4.27 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamento u segundo a direcção x na zona da chapa e do perfil em U .



Figura 4.28 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamento u segundo a direcção x na extremidade do perfil em I.

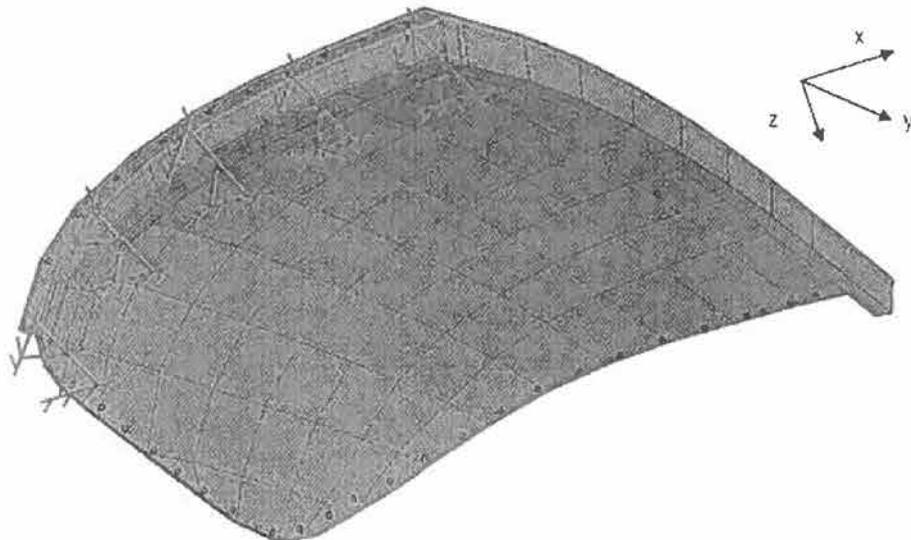


Figura 4.29 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamentos v e w , segundo as direcções y e z , do banzo superior do perfil em I.

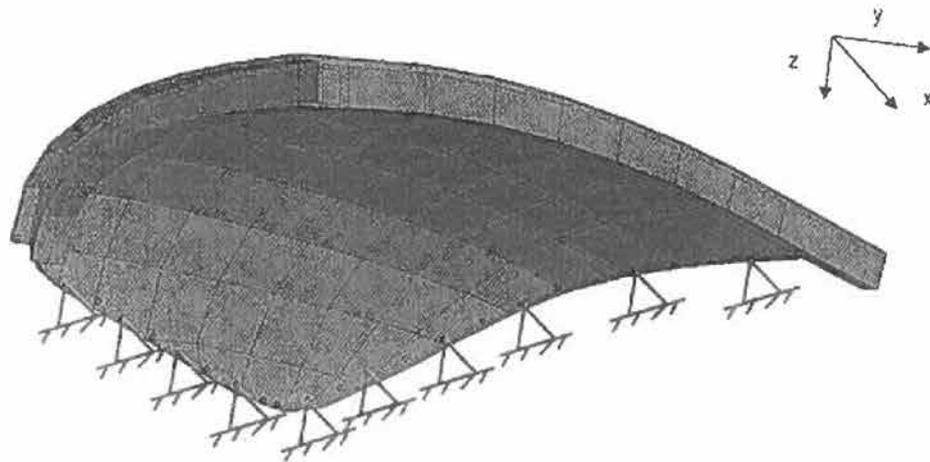


Figura 4.30 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamento em w segundo a direcção z das porcas dos parafusos localizadas nas zonas não perfiladas.

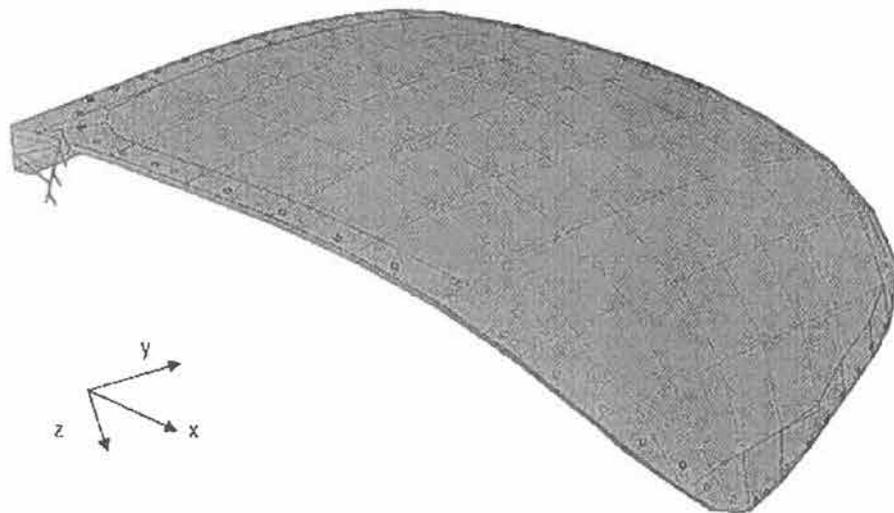


Figura 4.31 – Condição de fronteira aplicada à geometria do cockpit: deslocamentos v e w , segundo as direcções y e z , da alma do perfil em U.

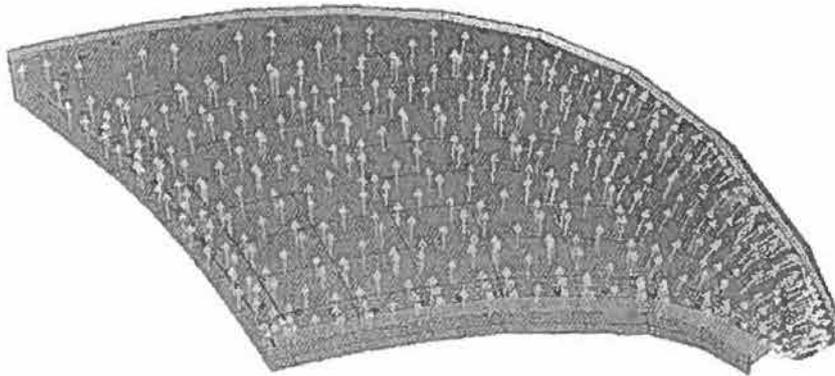


Figura 4.32 – Carregamento aplicado à geometria do cockpit: pressão interior uniformemente distribuída.

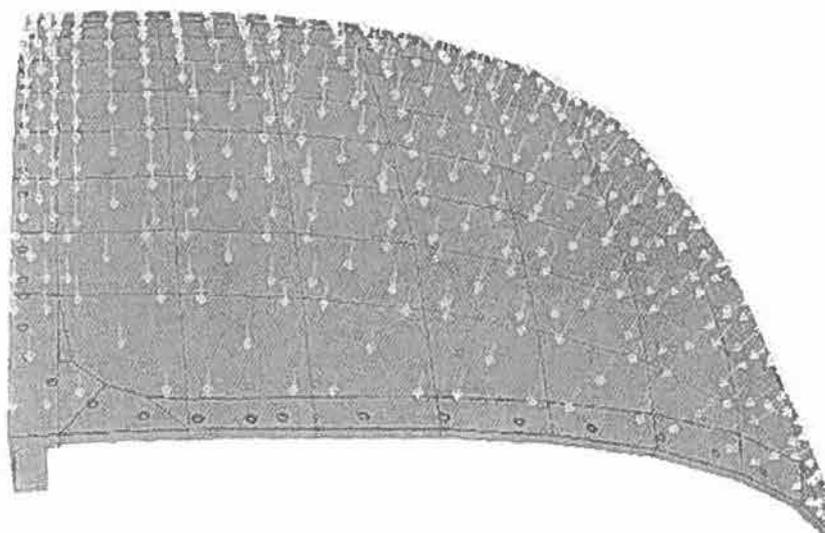


Figura 4.33 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: pressão exterior uniformemente distribuída.

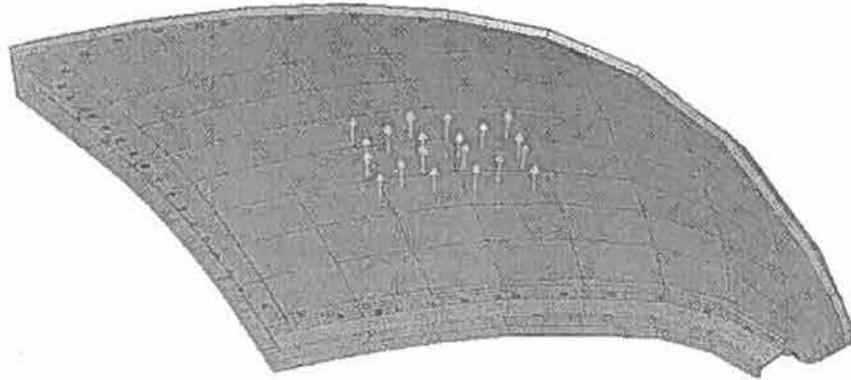


Figura 4.34 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: pressão interior uniformemente distribuída na zona central do pára-brisas do cockpit.

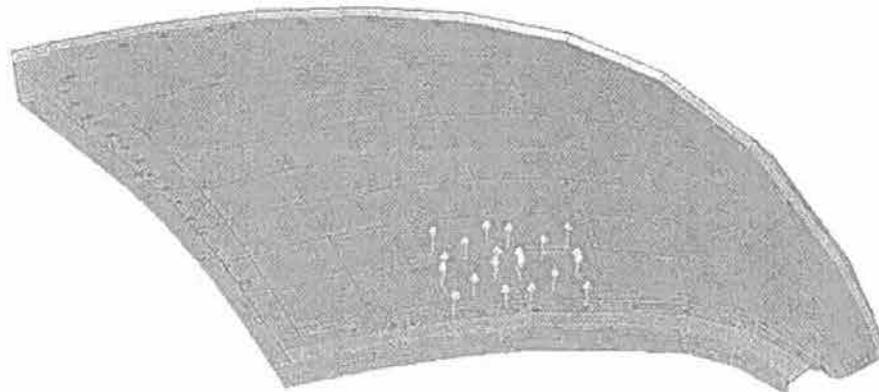


Figura 4.35 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: pressão interior uniformemente distribuída na zona superior do pára-brisas do cockpit.

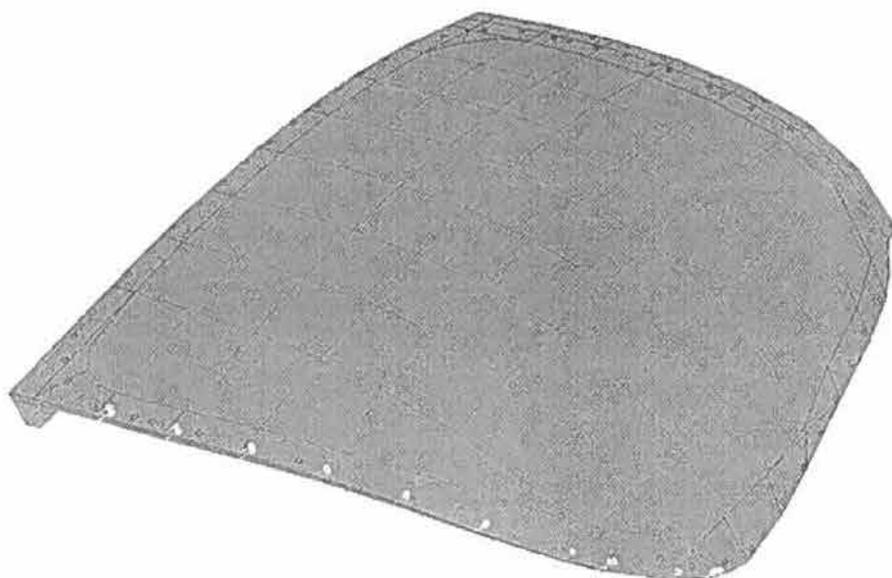


Figura 4.36 – Carregamento aplicados à geometria do cockpit: cargas concentradas aplicadas na extremidade inferior do pára-brisas do cockpit.

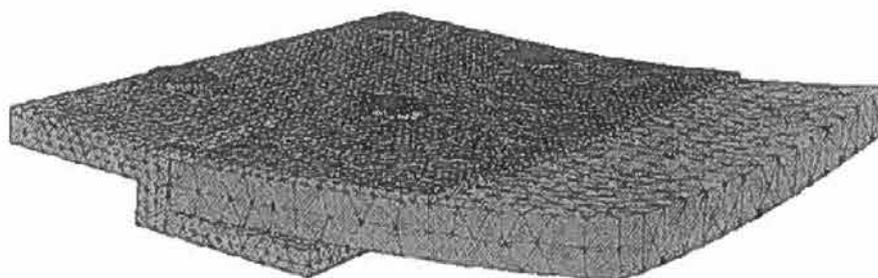


Figura 4.37 – Deformada obtida na análise numérica do provete experimental.

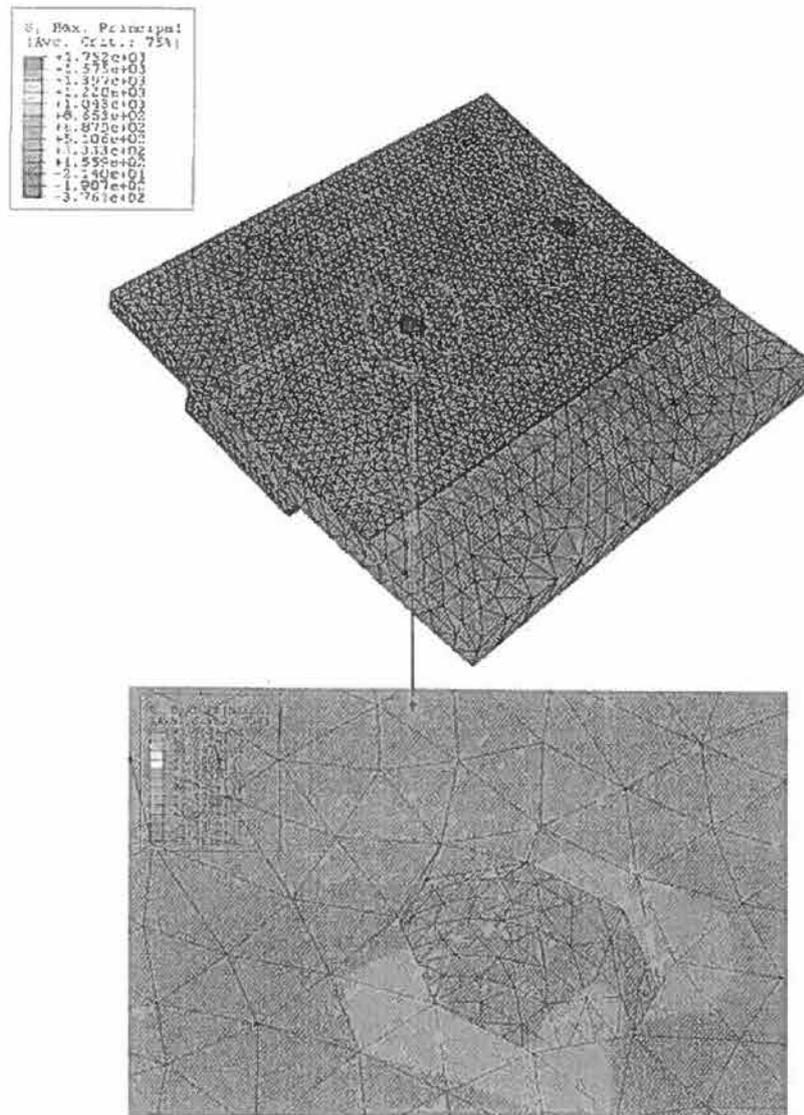


Figura 4.38 – Distribuição de tensões obtida na análise numérica do provete experimental.

Aeronave CESSNA

69

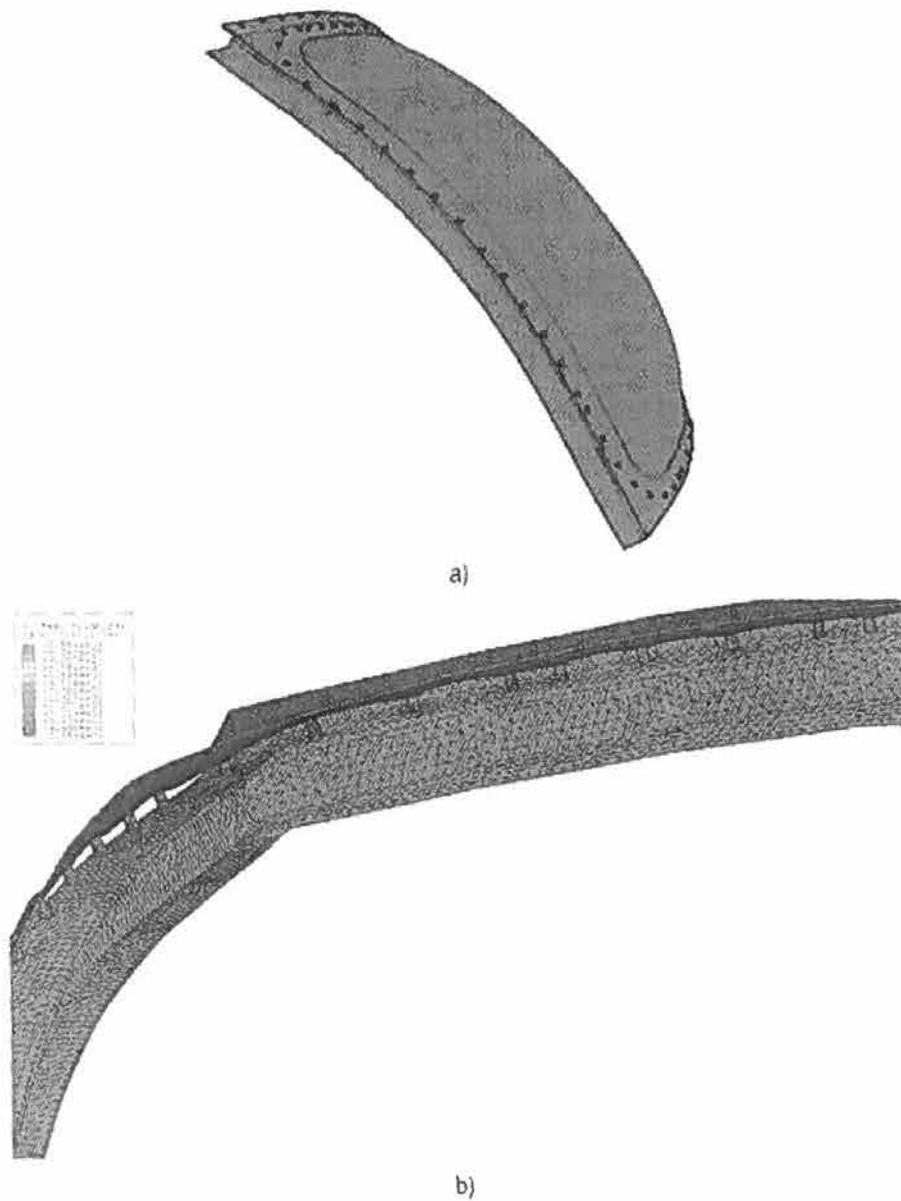
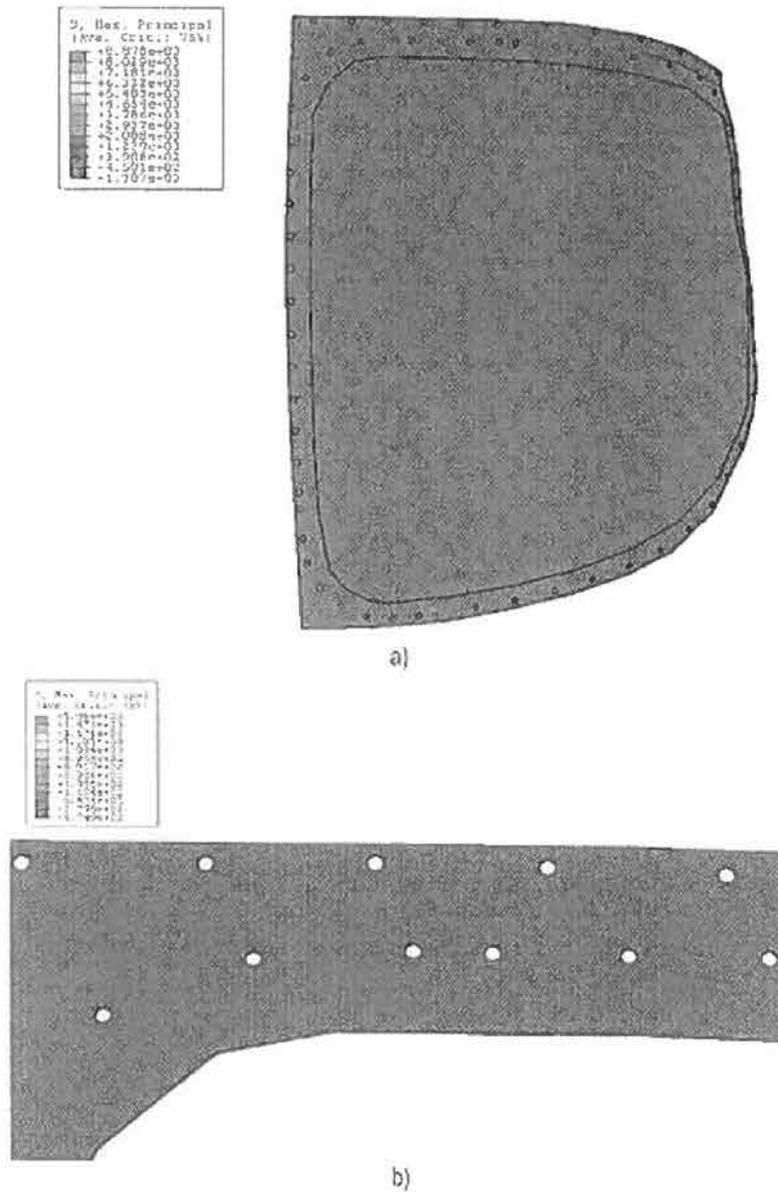


Figura 4.39 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída.

- a) Conjunto vidro acrílico, chapa e perfis de alumínio e parafusos.
- b) Pormenor da deformada do conjunto sem o vidro acrílico.



Aeronave CESSNA

71

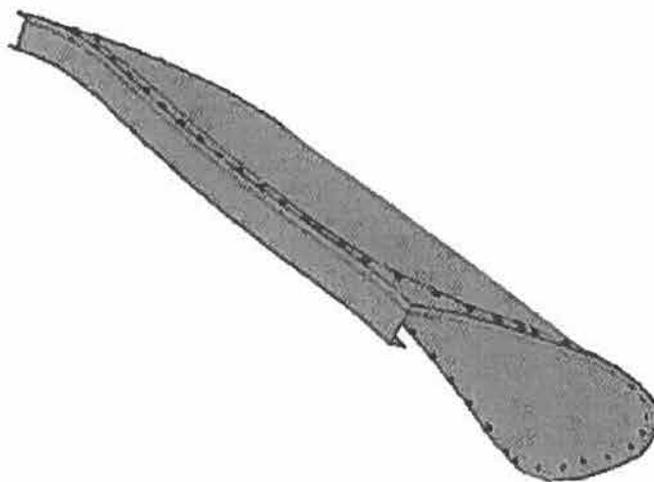


Figura 4.41 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão exterior uniformemente distribuída.

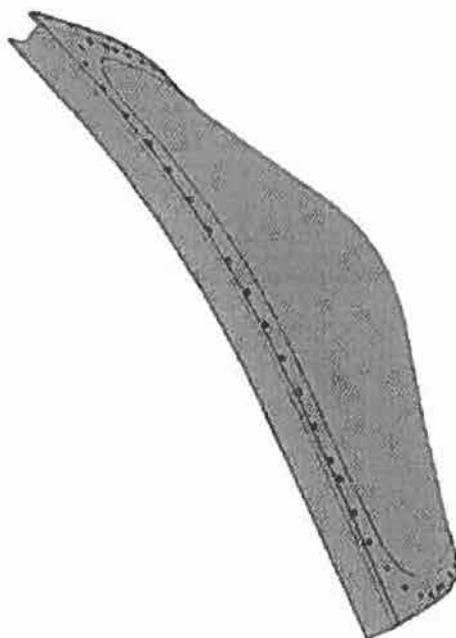


Figura 4.42 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída na zona central do pára-brisas do cockpit.

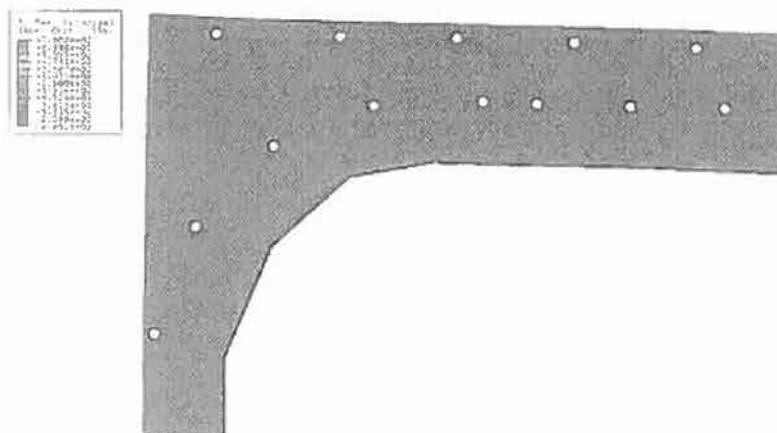


Figura 4.43 – Distribuição de tensões na chapa de alumínio oblida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída na zona central do pára-brisas do cockpit.

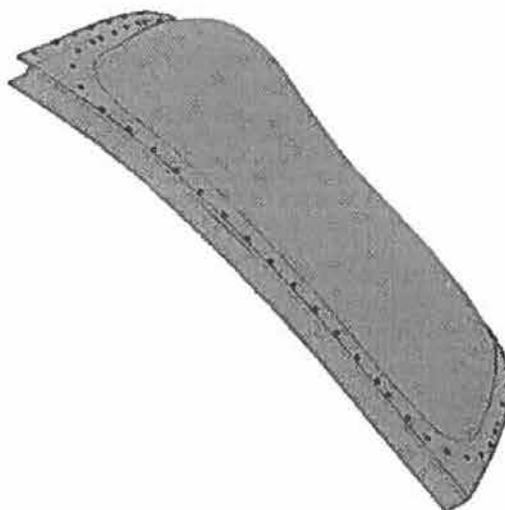


Figura 4.44 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicada uma pressão interior uniformemente distribuída na zona superior do pára-brisas do cockpit.

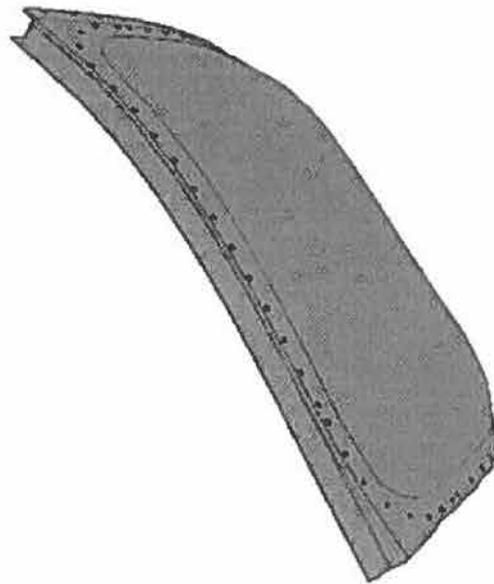


Figura 4.45 – Deformada obtida na análise numérica do cockpit quando aplicadas cargas concentradas na extremidade inferior do pára-brisas do cockpit.

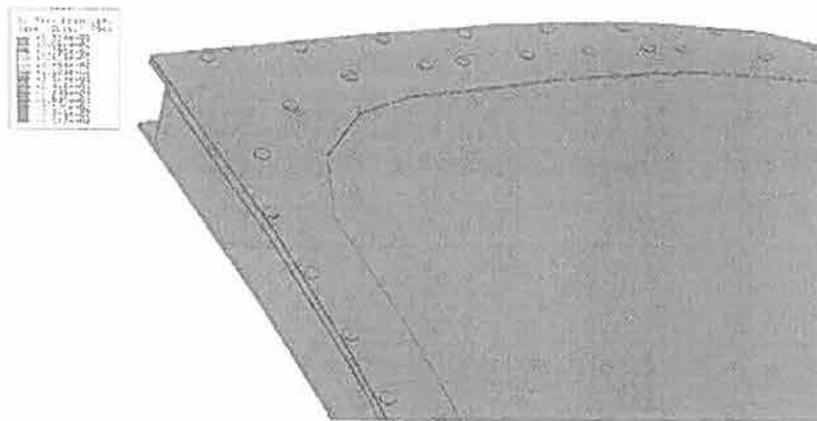


Figura 4.46 – Distribuição de tensões obtida na análise numérica do cockpit quando aplicadas cargas concentradas na extremidade inferior do pára-brisas do cockpit.

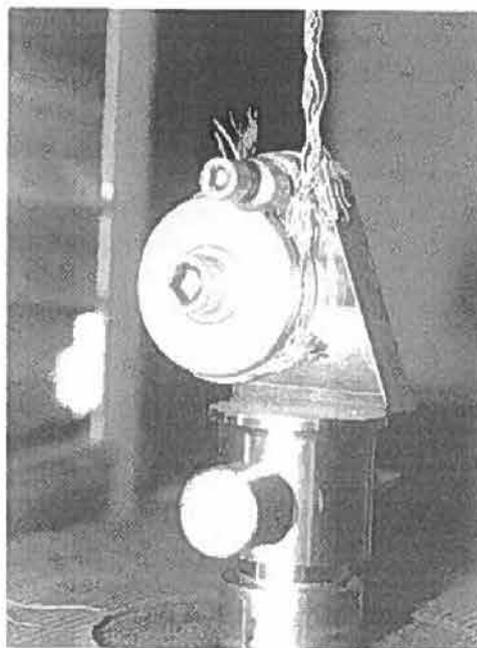


Figura 5.1 – Perspectiva das amarras, com dimensões principais, usadas para os ensaios de tracção e alongamento nos cabos de controlo da aeronave, em aço ao carbono, zincado e não coberto (tipo I, Composição A) Normas MIL – DTL – 83420L e ASRME8.



Figura 5.2 – Fotografia do sistema amarras com cabo pronto a ensaiar para um ensaio de tracção e alongamento com pré-carga aplicada.

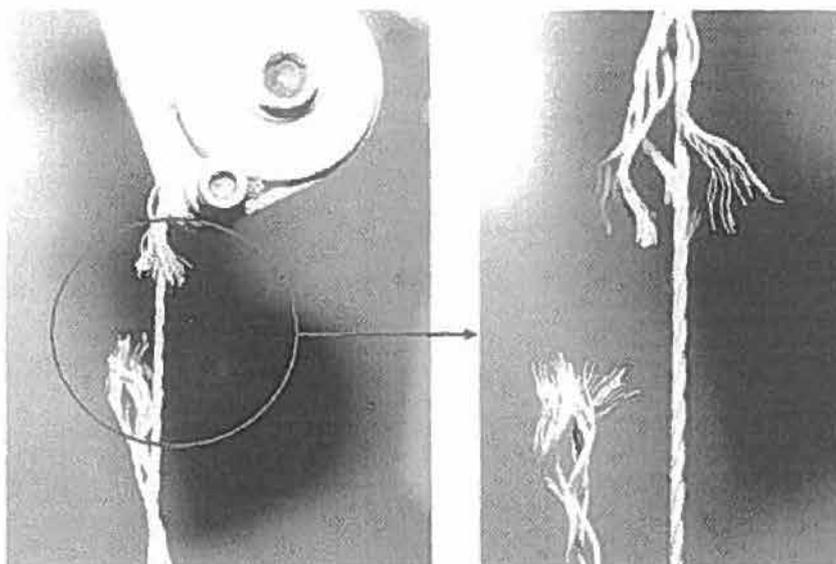
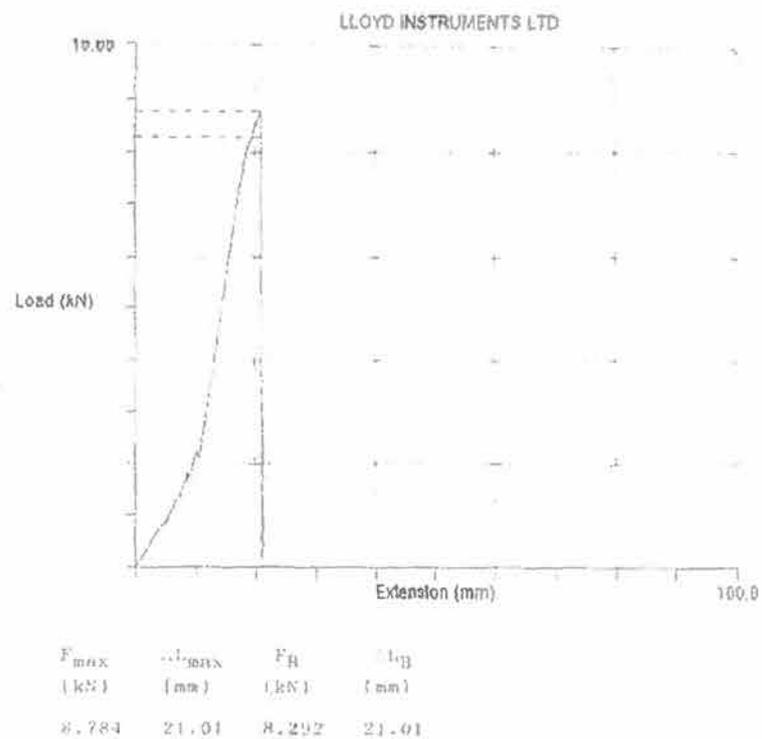


Figura 5.3 – Conjunto de fotografias macro de cabos fracturados mostrando o modo de rotura por esfoliação e separação dos fios.



```

Comments:.....Cabo de aço
Operator:.....
Sample:.....
Auto-Return:.....OFF
Auto-Zero:.....OFF
Cycle:.....OFF
Mode:.....Tension
Extension:.....Internal
Load Offset:.....20.000 kN
Extension Offset:.....0.000 mm
Test Speed:.....3.000 mm/min
Width:.....15.000 mm
Depth:.....1.000 mm
Gauge Length:.....210.0 mm
Data saved as File: C:\SAMAZENC-4.DAT
  
```

Figura 5.4 – Exemplo de um registo gráfico para determinar carga de rotura e alongamento de um dos cabos.

Aeronave CESSNA

77



Figura 5.5 – Exemplos (2) de pedaços de cabos de comando obtidos em ensaios de explosivos.

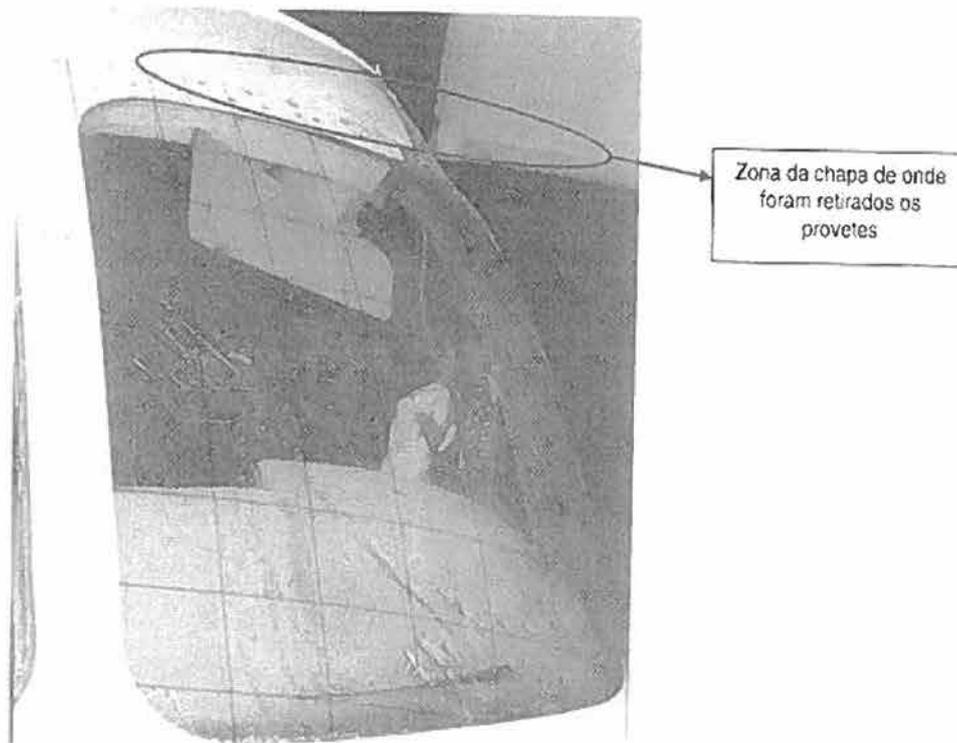


Figura 5.6 – Zona da chapa do cockpit aonde foram retirados sete provetes tipo disco para ensaio de corte no rebite. Liga de alumínio 2024T3ALCLAD.

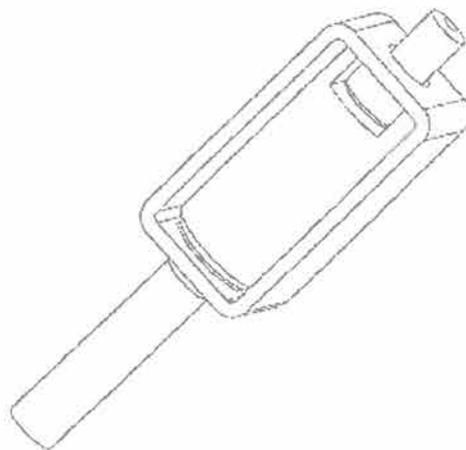


Figura 5.7 – Perspectiva da amarra projectada e construída para os ensaios de corte dos discos dos furos dos parafusos.

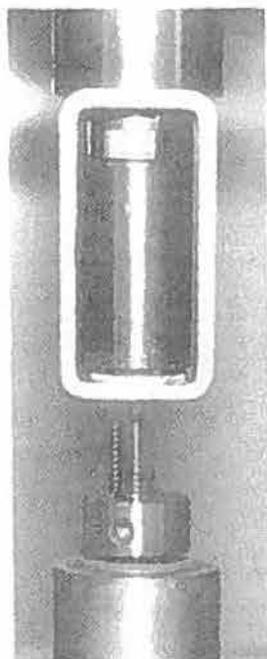
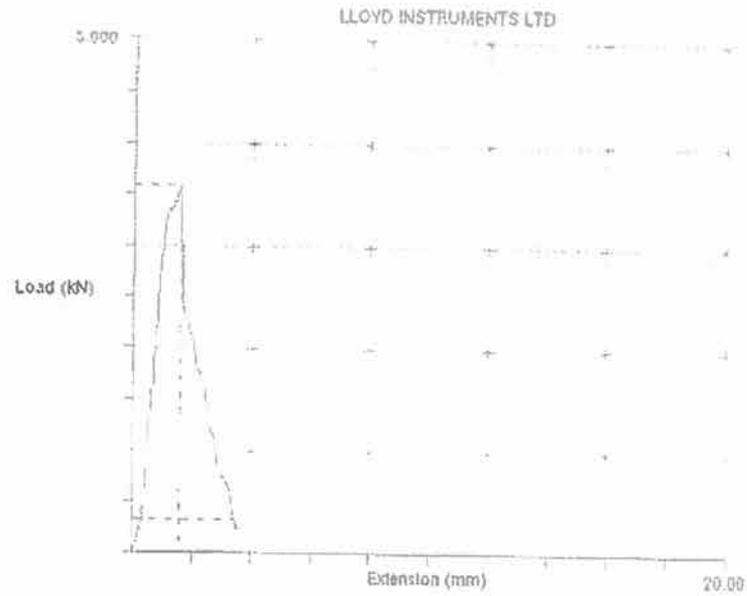


Figura 5.8 – Fotografia do ensaio de corte dos discos a ser realizado na máquina electromecânica LLOYD.



F_{max} (kN)	l_{max} (mm)	F_B (kN)	l_B (mm)
3.576	1.391	0.3242	1.172

Comments:.....alugamento do parafuso
 Operator:.....
 Sample:.....
 Auto. 10 Turn:.....OFF
 Auto. Zero:.....OFF
 Cycle:.....OFF
 Modes:.....Tension
 Extension:.....Internal
 Load Cell Factor:.....0.000 kN
 Extension of Post:.....0.000 mm
 Test Speed:.....1.000 mm/min
 Width:.....1.000 mm
 Depth:.....1.000 mm
 Sample Length:.....0.000 mm

Figura 5.9 – Registo típico do ensaio de corte, (diagrama F, deslocamento) até à rotura do parafuso de aço disco (chapa) de liga de alumínio.

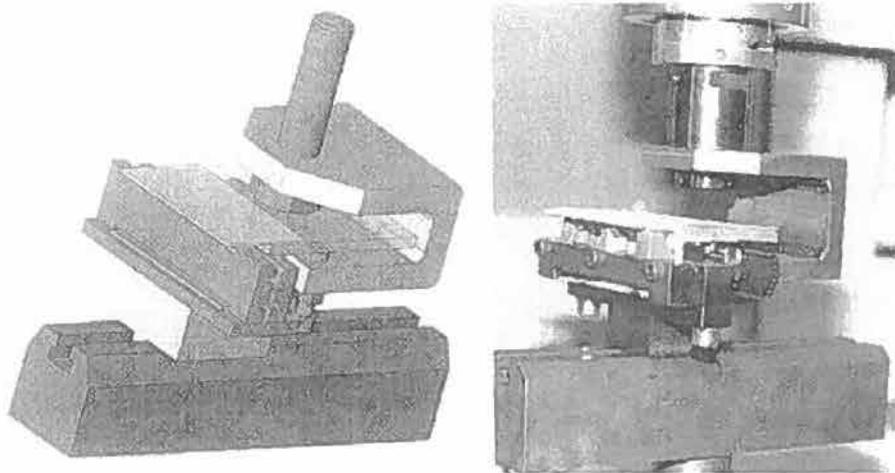


Figura 5.10 – Desenho (perspectiva) das amarras projectadas e construídas para ensaio dos provetes de vidro acrílico à flexão do pára-brisas do cockpit.

Ensaio de flexão do vidro-acrílico

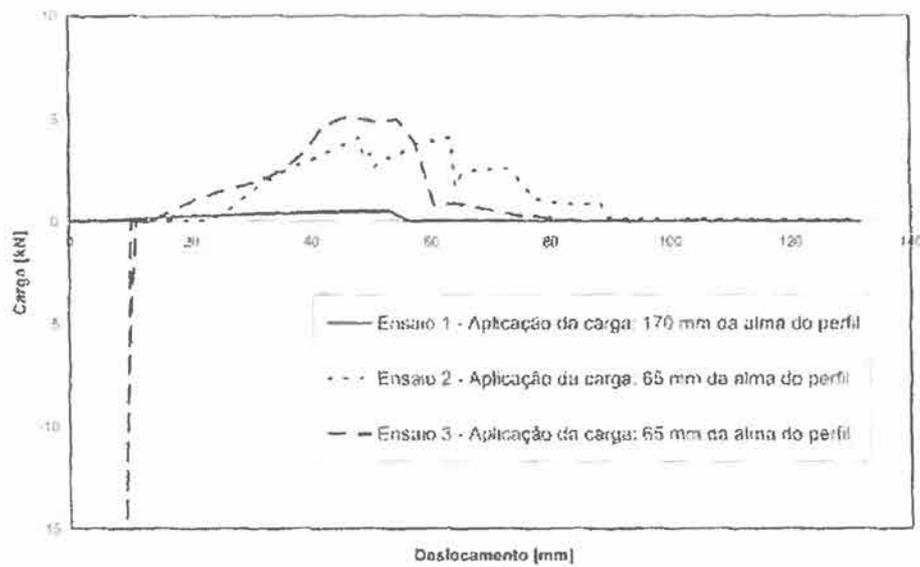


Figura 5.11 – Diagrama dos registos da carga de flexão deslocamento vertical dos provetes de vidro acrílico do pára-brisas do cockpit.

Aeronave CESSNA

81

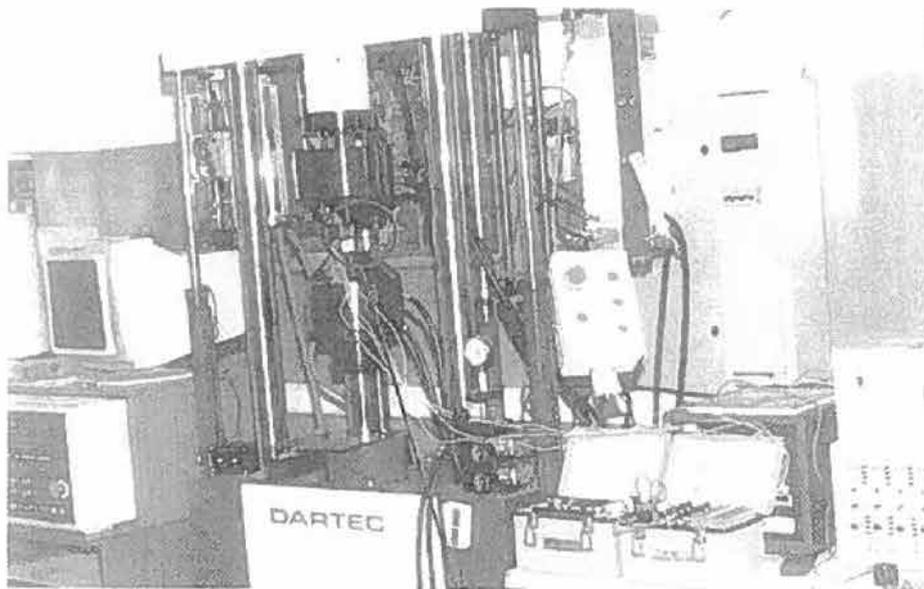


Figura 5.12 – Fotografia do ensaio no vidro acrílico para determinar as constantes elásticas E e ν de tracção.

Este relatório é composto por 82 páginas e por um anexo composto de 210 espectros, que constituem os dados originais.

Lisboa, 20 de Outubro de 2004

Os autores

Prof. Carlos Moura Branco (coordenador do estudo)

[REDACTED]
Prof. Catedrático do IST/DEM

Prof. Edgar Caramelo Gomes

[REDACTED]
Prof. Auxiliar do IST/DEM

Prof. Armando Sousa e Brito

[REDACTED]
Prof. Auxiliar do IST/DEM

Prof^a Virginia Nabais Infante

[REDACTED]
Prof^a Auxiliar do IST/DEM

Dr^a Maria de Fátima Costa Montemor

[REDACTED]
Investigadora Auxiliar do IST

ANEXO 12

AVALIAÇÃO DAS POSSÍVEIS CAUSAS DE OCORRÊNCIA
DE UMA PERFURAÇÃO DA CHAPA DE UM AVIÃO *CESSNA*
QUE SE DESPENHOU EM CAMARATE EM DEZEMBRO DE 1980



**DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA METALÚRGICA E
DE MATERIAIS**

**Avaliação das possíveis causas de
ocorrência de uma perfuração da
chapa de um avião Cessna que se
despenhou em Camarate em
Dezembro de 1980**

José Cavalheiro

Manuel Vieira

Janeiro de 2004

Índice

Recepção e recolha de elementos	1
Objectivo do estudo	1
Material e métodos	1
Parte I - Observação metalográfica em microscopia óptica e electrónica	6
Efeitos microestruturais	13
Parte II - Observação e interpretação a nível macroscópico	14
Ensaio de dobragem	16
Resultados	16
Discussão dos resultados	22
Conclusões	32
Anexo I	



Avaliação das possíveis causas de ocorrência de uma perfuração da chapa de um avião Cessna que se despenhou em Camarate em Dezembro de 1980

Recepção e recolha de elementos – O presente relatório aborda os resultados e conclusões da observação de um conjunto de destroços dum avião Cessna enviada pela Comissão de Peritos (CP) nomeada pela Assembleia da República. Os destroços vinham acondicionados numa caixa de madeira fechada e foram acompanhados desde Lisboa por um elemento da CP, o Eng.º Acácio Lima, e por dois elementos da GNR. Foi feito um auto de recepção dos destroços do aparelho, que ficaram fechados numa arrecadação.

A abertura da caixa foi realizada na presença do Eng.º Acácio Lima, dos professores Manuel Vieira e José Cavalheiro, do Departamento de Eng.ª Metalúrgica e de Materiais da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, do professor Henrique Miranda, do Departamento de Eng.ª de Minas e do Sr. Ramiro Soares funcionário da mesma Faculdade. Tomando as necessárias precauções para evitar qualquer contaminação do material, foi feita uma observação geral das peças e selecção das áreas a estudar.

Foram feitas fotografias e, em seguida, retiram-se amostras de chapa para observação em microscopia óptica e electrónica de varrimento (incluindo análise química) e ensaios de dobragem. As amostras foram colocadas em frascos, tendo sido retirados duplicados das mesmas que ficaram em depósito. A caixa foi novamente fechada com parafusos, continuando guardada no mesmo local.

Depois de concluído o estudo da estrutura e composição química das amostras, a caixa foi de novo aberta pelo Sr. Ramiro Soares na presença do Prof. José Cavalheiro que fez mais algumas fotografias dos destroços.

Objectivo do presente estudo e informação preliminar

A CP após observação dos destroços em Lisboa verificou a existência de uma perfuração na chapa da base da cabina que exibía uma configuração aparentemente diferente de muitas outras perfurações visíveis na chapa do aparelho Cessna, que se despenhou no bairro das Fontainhas, em Camarate, em Dezembro de 1980.

Ao solicitar ao Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais o estudo dos destroços pretendia a referida CP informações sobre eventuais marcas físicas detectáveis pela observação da estrutura metálica. Pretendia ainda a CP encontrar uma explicação para a forma da referida perfuração.

Tendo em conta o objectivo do estudo procedeu-se à preparação de amostras para observação em microscopia da estrutura de ligas de alumínio que eventualmente revelassem vestígios de explosão. Simultaneamente procedeu-se a um estudo comparativo da fractura da chapa procurando reconstituir as circunstâncias em que a mesma teria ocorrido.

Foi tido em conta para interpretação do material observado, que o avião se despenhou, tendo embatido em vários obstáculos antes de se imobilizar entre duas vivendas do referido bairro em Camarate, tendo-se verificado um incêndio no aparelho. Considerou-se que a velocidade de queda e choque final do avião não poderia ter sido elevada (da ordem dos 200km/h), visto que a maioria dos passageiros não exibiu qualquer fractura.

O presente relatório teve ainda em conta, de forma acessória outros relatórios disponíveis em <http://www.camarate.8m.com>, em particular o relatório nº 2.

O relatório compõe-se de duas partes, uma referente à análise metalográfica (parte I) e outra relativa à observação e interpretação dos vestígios macroscópicos dos destroços (parte II).

O relatório foi elaborado após observação de um grande número de fotografias de outras partes do aparelho sinistrado, fornecidas pela CP.

Material e Métodos

No desenho representado na figura 1 pode observar-se a parte inferior da aeronave e nela se encontra assinalado um orifício a que chamaremos zona A. A zona A corresponde à perfuração que motivou o pedido de estudo feito pela CP.

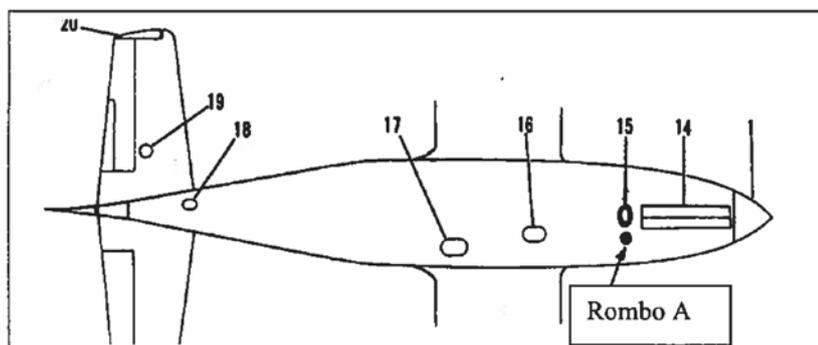


Fig. 1- Vista inferior do avião e zona assinalada da perfuração A

Na figura 2, uma vista lateral do avião, podemos verificar que o orifício A se encontra na parte exterior da fuselagem, correspondendo à janela de inspeção de cabos (situado por baixo da região onde se apoiam os pés do piloto). Entre o painel da zona externa A e o interior da cabina existe um espaço vazio, visto que o pavimento da cabina é constituído por um painel de chapa paralela ao painel externo da zona A. Nesse espaço passavam os cabos de comando accionados pelos pedais de pilotagem.

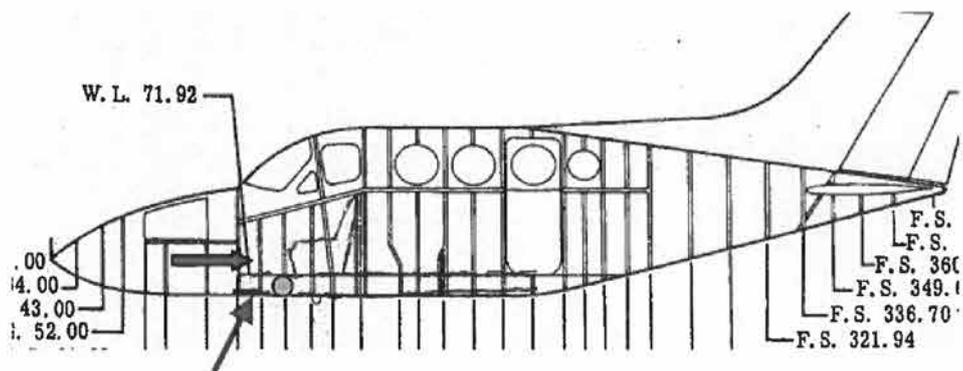


Fig. 2- Vista lateral do aparelho. Assinalada a zona do orifício A (seta). Notar o espaço vazio entre a fuselagem e o pavimento interior (assinalado com um círculo). A zona envolvente do orifício A (seta), está separada do interior da cabine por um painel colocado na frente dos pedais (seta larga)

Os destroços observados fazem parte dos painéis dianteiros do avião Cessna referenciados nas fotos 1a, 1b, 1c e 1d e apresentam três perfurações referenciadas como A, B e C.



Foto 1a- Aspecto geral exterior dos destroços estudados, ainda no hangar. Notar as perfurações A B e C e o suporte de antena At.



Foto 1b – Aspecto exterior das perfurações A e B, e do suporte da antena At. Notar a superfície plana do painel na proximidade do orifício A (seta).

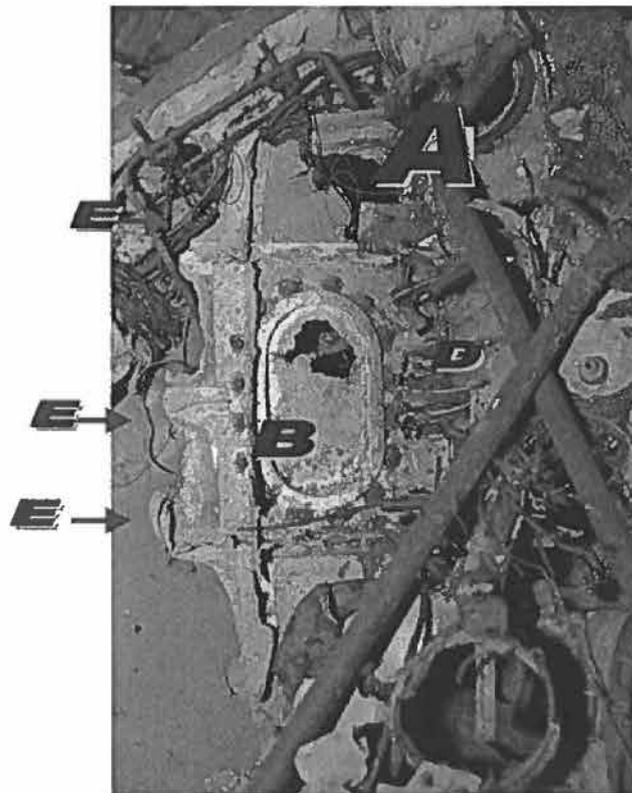


Foto 1c- Vista geral interior dos destroços estudados. Visíveis numerosas zonas de ruptura periférica da chapa (E), e as perfurações A e B situadas no meio de painéis da parte inferior da cabine e da frente do avião. Em D vemos os suportes dos cabos de aço



Foto 1d - Pormenor do orifício A. Notar a distribuição radial das zonas com bordo fortemente deformado, zonas A1 e A2, com rebatimento em sentidos opostos. A superfície do painel é plana (assinalada pelo segmento de recta).

Verifica-se que todo o conjunto de materiais metálicos apresentam um elevado estado de degradação, notando-se fenómenos de corrosão generalizada e destruição das chapas de alumínio resultantes da exposição a elevadas temperaturas.

Foram retiradas por corte, usando uma tesoura, amostras de chapa seccionadas no rebordo dos orifícios A e B, e efectuado o corte (serra manual) do suporte de antena At, nos locais assinalados com a mesma referência nas fotografias anteriores. Estas amostras foram sujeitas a um exame metalográfico cujos resultados se encontram referidos na parte I deste relatório. A análise química superficial foi efectuada nas amostras depois de lavagem com acetona e aplicação de ultras sons.

Procedeu-se simultaneamente ao exame e interpretação da observação macroscópica dos destroços e do conjunto de fotografias fornecido pela CP; os resultados do exame macroscópico encontram-se na parte II do presente relatório.

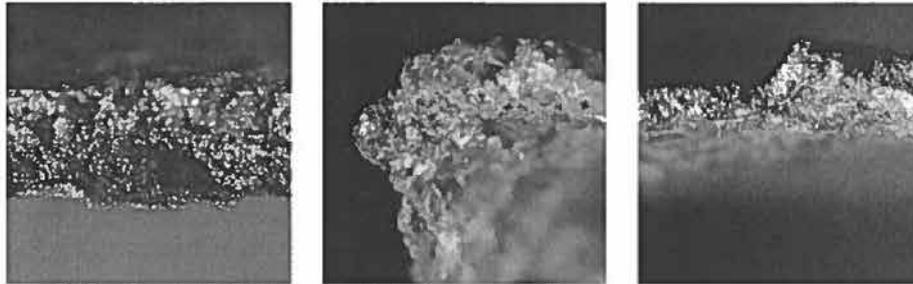


Parte I

Observação metalográfica em microscopia óptica e electrónica de varrimento

Parte I- Exame metalográfico

As primeiras observações foram realizadas na superfície das amostras. No entanto, estas apresentavam-se cobertas de óxidos e outros resíduos (eventualmente de pinturas) como se apresenta, a título de exemplo, nas Fotografia 2 e 3 para o caso das amostras A e At, respectivamente. Ao longo de toda a análise microestrutural das três amostras não foram detectadas diferenças significativas entre as duas chapas, amostras A e B, pelo que se optou por apresentar, na maior parte das situações, os resultados da amostra A.

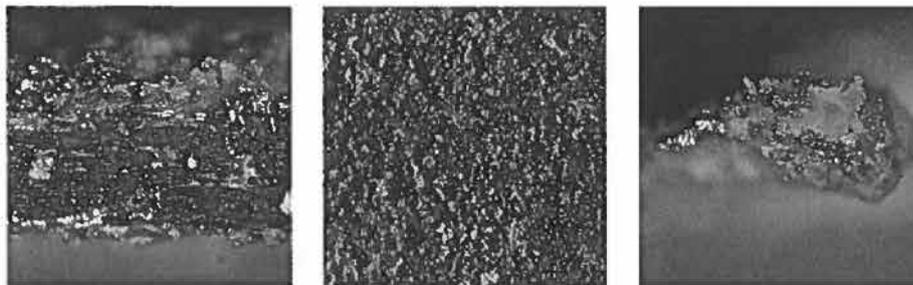


Fotografia 2 – Estado inicial da superfície da amostra A

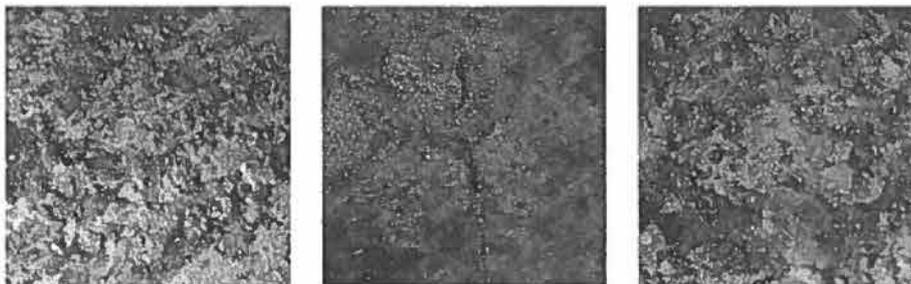


Fotografia 3 – Estado inicial da superfície da amostra At

As amostras foram depois mergulhadas em acetona e colocadas durante uma hora em ultra-sons para se procurar obter uma superfície que permitisse uma melhor observação. Os resultados foram, como esperado, pouco satisfatórios e a melhoria pouco notória, como se pode ver nas Fotografias 4 e 5.



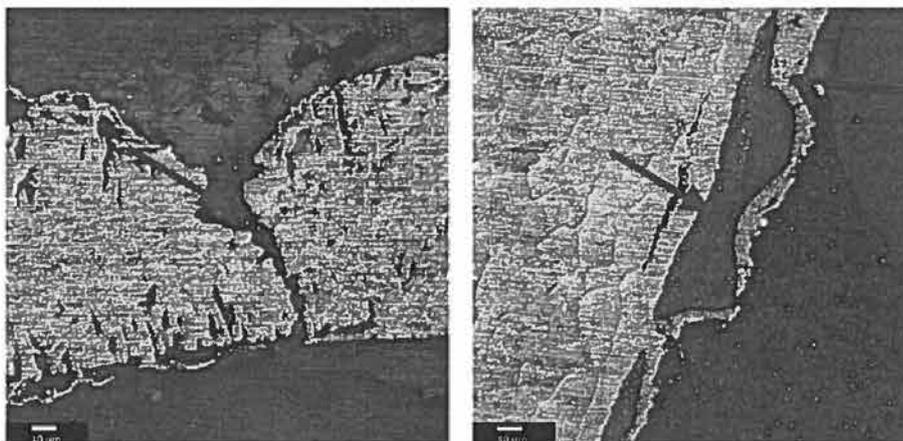
Fotografia 4 – Estado da superfície da amostra A após lavagem



Fotografia 5 – Estado da superfície da amostra At após lavagem

As amostras foram em seguida montadas em resina para se realizar o polimento e ataque químico que permitisse a observação da microestrutura.

Após polimento verificou-se que a camada oxidada penetrava significativamente no interior das amostras (Fotografias 6 e 7), sendo esta oxidação mais evidente nas chapas.

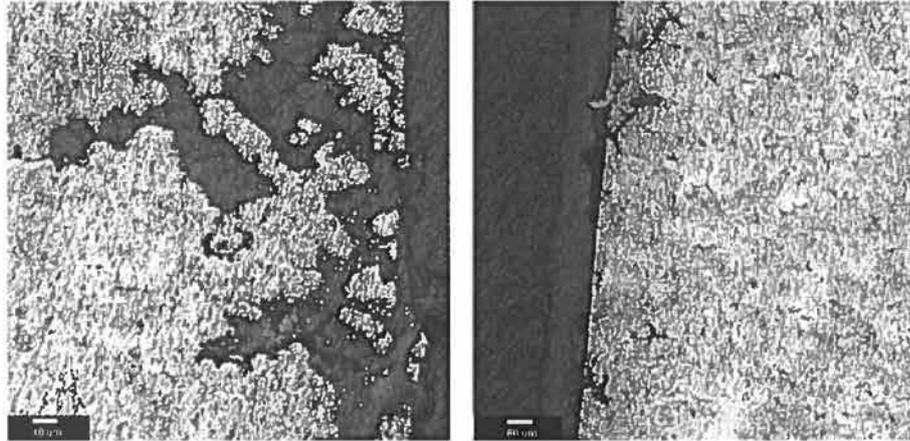


Fotografia 6 – Oxidação na amostra A. Em situações pontuais a oxidação estende-se a toda a secção transversal da amostra.

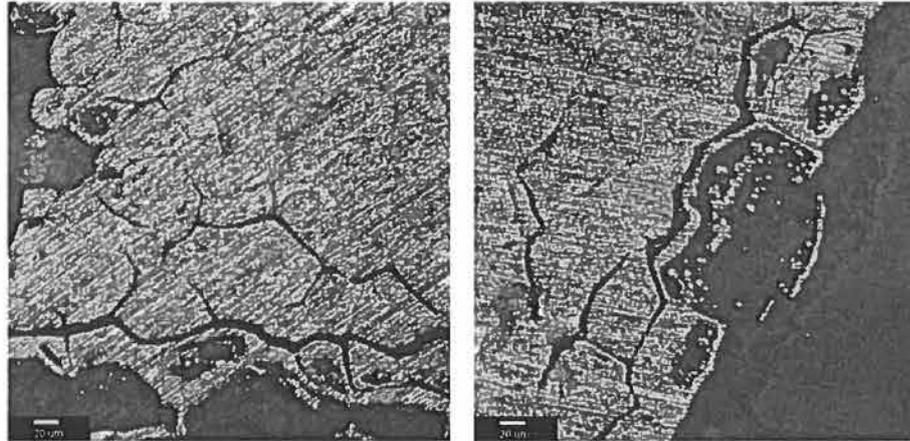
Foi também observado que nas duas chapas (amostras A e B) as fronteiras de grão são visíveis sem qualquer ataque químico o que indicia uma segregação intensa na região da fronteira (Fotografia 8). Nestas duas amostras aparecem também alguns buracos redondos com morfologia semelhante à de micro-rechupes (Fotografia 9).

A amostra At¹ não apresenta sinais tão evidentes de oxidação, como já referido, nem da deterioração resultante da exposição a temperaturas elevadas.

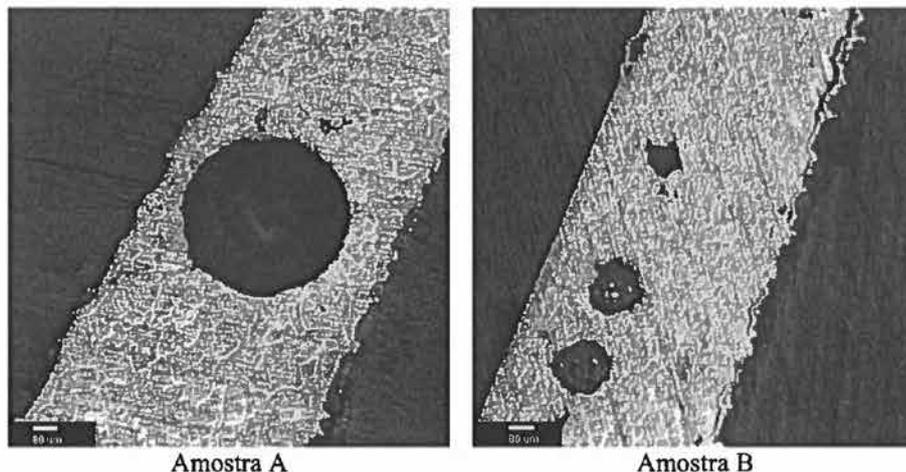
¹ A amostra At é o suporte da antena, feito por fundição, e com uma geometria e secção bem distintas das duas chapas.



Fotografia 7 – Oxidação da superfície da amostra At.



Fotografia 8 – Evidência do anormal contorno das fronteiras de grão nas chapas (amostras sem ataque químico).



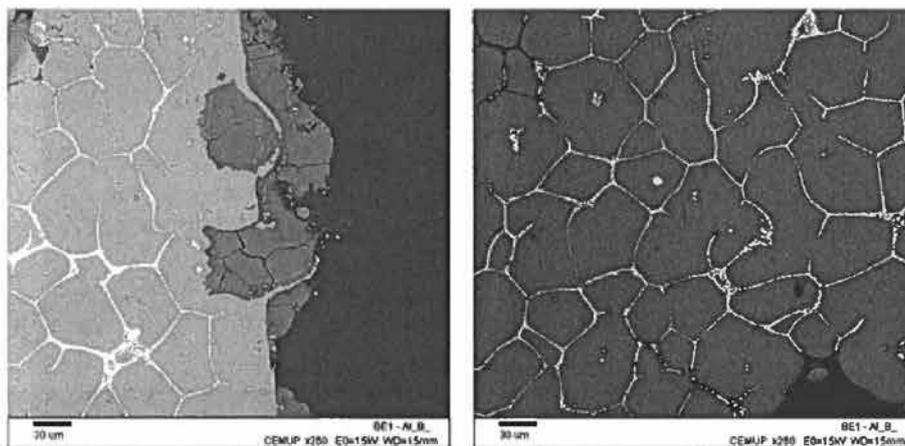
Amostra A

Amostra B

Fotografia 9 – Buracos com aspecto arredondado observados na secção transversal das duas chapas.

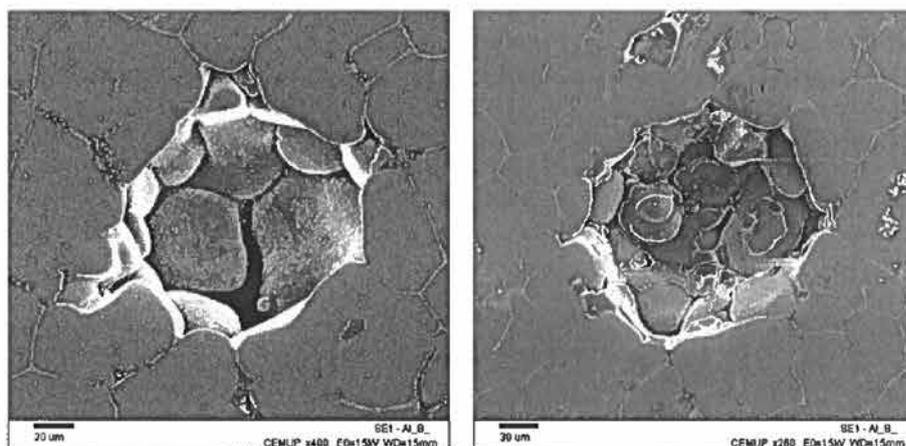
Para confirmar os resultados das observações por microscopia óptica e para permitir a análise química de certas zonas das amostras, foi realizada uma observação em microscopia electrónica de varrimento.

A observação das amostras A e B, Fotografia 10, revelou uma alteração significativa da microestrutura inicial com segregação do cobre e magnésio nas fronteiras de grão (como resultado da exposição a altas temperaturas). A análise química das amostras revelou que o cobre e o magnésio estão concentrados só nas regiões da fronteira de grão e a matriz é praticamente alumínio. A região da fronteira de grão é também mais larga do que o normal em materiais metálicos (a fronteira de grão representa cerca de 7% da amostra).



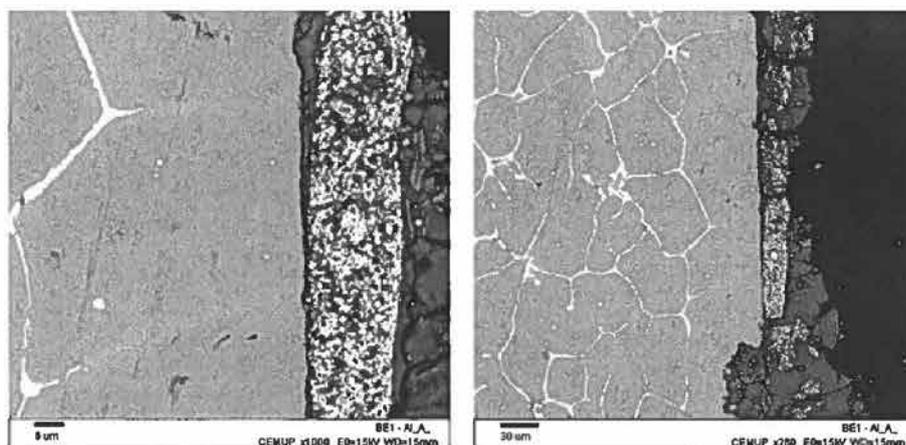
Fotografia 10 – Fronteiras de grão observadas na chapa B.

Os problemas de fusão localizada, de que se notam já evidências na imagem da chapa B apresentada na Fotografia 10, são frequentes nas duas chapas e podem dar origem a micro-rechupes como os apresentados na Fotografia 11, onde é visível a descoesão das fronteiras de grão.



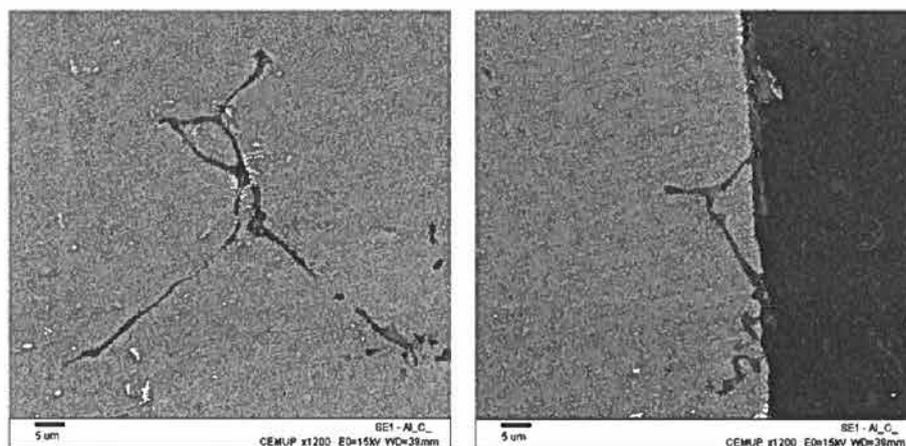
Fotografia 11 – Exemplo de micro-rechupes observados na amostra B e descoesão das fronteiras de grão.

As observações permitiram-nos também confirmar a oxidação da camada periférica. De notar, que são ainda visíveis “filmes” na superfície das chapas (Fotografia 12). Estes “filmes” devem ser o que resta de pinturas e/ou revestimentos das chapas. A análise química destes “filmes” revelou-se pouco homogénea: na chapa A foi detectado cromo e zinco nesta região; na amostra B também foi detectado, em certas zonas, titânio, estrôncio e cobre (este “filme” é mais fino e menos contínuo do que o da amostra A).



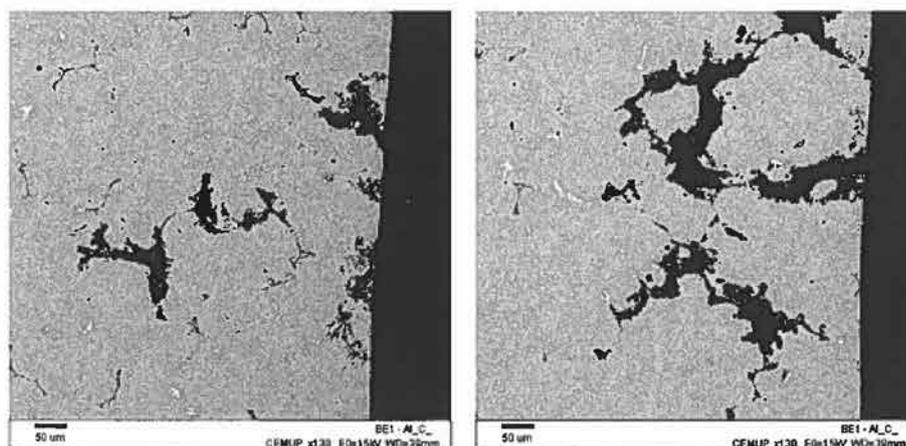
Fotografia 12 – Exemplo do “filme” observado na superfície das chapas.

No que respeita ao suporte de antena, amostra At, a microestrutura não sofreu alterações tão significativas como a das chapas. A Fotografia 13 representa a maior evidência de heterogeneidade detectada na amostra. Estas regiões são mais ricas em magnésio e silício, parecem concentrar-se em regiões de fronteira de grão, e encontram-se em toda a secção da amostra.



Fotografia 13 – Zonas ricas em magnésio e silício detectadas na amostra At (referenciada como Al_C nas legendas das fotografias).

A superfície desta amostra também apresenta sinais evidentes de corrosão, como está documentado na Fotografia 14, com as fronteiras de grão a funcionarem como locais preferenciais para a propagação desta corrosão.



Fotografia 14 – Corrosão da amostra At (referenciada como Al_C nas legendas das fotografias). As zonas mais brancas observadas na imagem são zonas ricas em ferro e manganês.

Efeitos microestruturais

A singularidade do orifício A, que motivou o interesse manifestado pela CP, coincide com outras singularidades afectando a mesma zona do aparelho, nomeadamente o aparecimento de pequenos fragmentos provavelmente de aço ou ferro nos pés do piloto. Como se pode verificar pela observação da figura 2, o orifício A situa-se muito próximo do local onde estariam os pés do piloto.

A acção do calor alterou fortemente não só a superfície da chapa de liga como a sua própria estrutura. Nestas circunstanciais eventuais vestígios microscópicos de uma explosão ficariam sempre mascarados pela ulterior transformação do metal e pela modificação térmica da sua superfície, em que fenómenos como os resultantes da acção de gases a alta velocidade ficariam irremediavelmente mascarados por fenómenos de oxidação térmica, deposição de restos carbonizados de tinta e ulteriores processos de corrosão atmosférica, agravados com o decorrer dos anos.

A nível estrutural qualquer efeito físico que assinalasse eventualmente uma deformação de alta velocidade ou a fusão muito localizada dos metais seriam sempre apagados pelos fenómenos ulteriores de fusão e/ou recristalização das zonas afectadas pelo calor.

Assim quando se diz que não há ao nível microscópico vestígios físicos de explosão, deve dizer-se que não foram encontrados nem poderiam ser encontrados, mesmo que tivessem existido, vestígios físicos ao nível da microestrutura, se a liga de alumínio eventualmente sujeita aos efeitos duma hipotética explosão fosse sujeita posteriormente a aquecimento a temperaturas superiores a 500 °C.

No nosso estudo todas as amostras estudadas ao nível microscópico sofreram uma enorme modificação que não só destruiu a estrutura original de laminagem, como alterou a distribuição dos constituintes da liga, que deixaram de se encontrar uniformemente distribuídos, para se concentrarem agora nas novas fronteiras de grão formadas durante o incêndio.

Restava-nos apenas a hipótese de procurar a nível macroscópico algo que apesar dos efeitos do calor pudesse ainda apresentar indícios esclarecedores de alguma ocorrência que se possa considerar anómala nos vestígios resultantes do choque, partindo das circunstancias oficialmente admitidas.

Esses vestígios macroscópicos foram procurados na perfuração A da chapa exterior do aparelho, situada por baixo da zona de pilotagem, numa tentativa de encontrar qualquer explicação plausível para a sua configuração. A interpretação dos elementos recolhidos encontra-se descrita na parte II deste relatório.



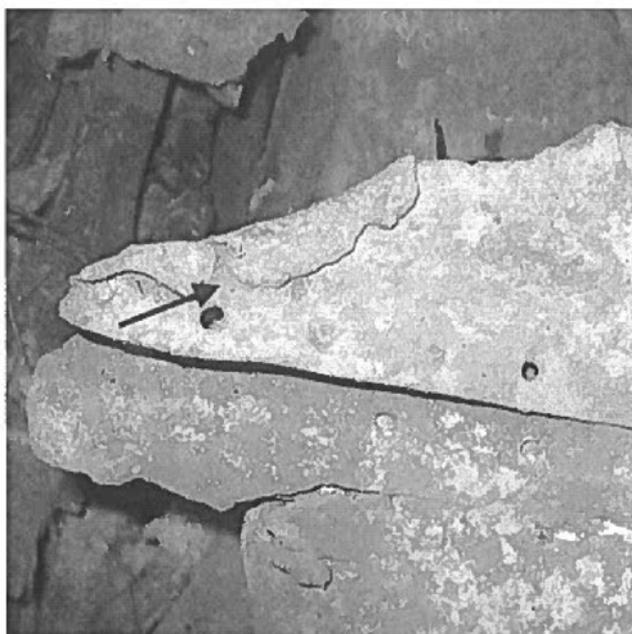
Parte II

Observação e interpretação a nível macroscópico

Parte II- Observação e interpretação macroscópica

Nos destroços podemos identificar extensas áreas de fractura da chapa, que podemos dividir em três tipos:

Tipo 1- Zonas que actualmente constituem o limite de pedaços separados do aparelho, em que a ruptura terá ocorrido devido ao incêndio (zonas E na Fotografia 1c). Nesse caso a perda de resistência da chapa provocada pelo aquecimento terá sido concomitante com os movimentos de fractura resultantes da força da gravidade. Nestas zonas a chapa está fortemente danificada e nota-se em certos pontos a dobragem da chapa, com ângulos geralmente inferiores a 60°, mas em alguns casos com rebatimento completo do rebordo, como na fotografia seguinte (fotografia 15), sendo a zona empenada adjacente de pequenas dimensões.



Fotografia 15- Reborde periférico de chapa sujeito à acção conjunta de deformação mecânica e do calor: a movimentação dos destroços durante o colapso devido ao incêndio provocou a completa dobragem a quente da chapa, já com reduzida resistência mecânica.

Tipo 2- Zonas que fracturaram depois de deformadas, antes do incêndio. Aqui o empeno da chapa atinge geralmente maior extensão do que no caso anterior (vd. Fotografias 22a, 22b e 22c).

Tipo 3 – Perfurações que ocorreram no meio da chapa, isto é, em que o painel ainda se mantém a rodear orifício de formas irregulares (Fotografias 1a, 1b, 1c, 1d). Assumindo que neste caso só houve choques com obstáculos, presumivelmente não terá havido aplicação de forças significativas nas chapas não abauladas, que entraram em colapso apenas devido ao seu próprio peso.

Foi efectuada uma comparação entre três zonas do tipo 3: a zona perfurada situada na zona assinalada na figura 2 (Zona A), com as zonas B e C, todas pertencentes ao mesmo destroço e fortemente atingidas pelo calor. A zona C encontra-se na parte lateral dianteira (vd. Fotografia 1a e Fotografia 16).



Fotografia 16- Aspecto do orifício C no painel frontal do lado direito. Trata-se dum orifício do tipo 3.

Ensaios de dobragem

Foram efectuados ensaios de dobragem de pedaços de chapa de espessura idêntica à da zona A, recolhidos nos destroços observados, e de parte dum fragmento do rebordo A. A dobragem foi efectuada utilizando 2 alicates de forma a tentar reproduzir uma situação idêntica à observada na zona A: rebatimento completo com pequeno raio de dobragem

RESULTADOS

Resultados da observação macroscópica

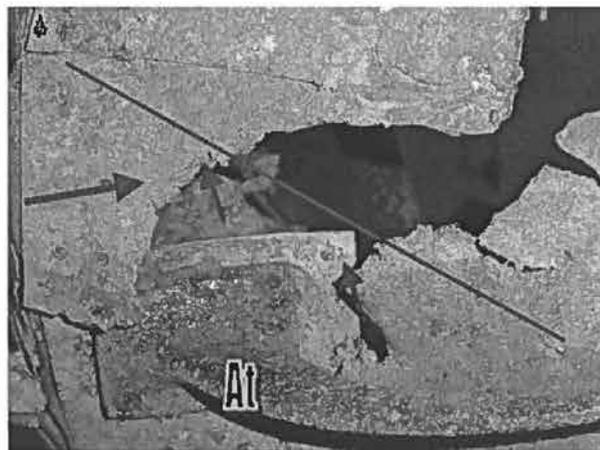
A observação da zona A permite identificar um orifício ovalado com cerca de 10x4,5cm num painel de chapa, com rebordos denteados fortemente dobrados de simetria radial (zonas A1 e A2 na Fotografia 1d).

Verificou-se que o painel na zona envolvente do orifício A se encontra sem deformação significativa na região vizinha, conforme se pôde observar na Fotografia 1d, e igualmente nas Fotografias 17a e 17b. A chapa mantém ainda a forma plana original do painel.



Fotografia 17a- Fotografia do orifício A. A chapa onde se deu a ruptura mantém uma superfície bastante plana (—) apesar da fractura se situar na proximidade do suporte da antena At.

Na Fotografia 17b pode observar-se a zona do orifício A observada pelo lado exterior. Pode observar-se nesta fotografia a existência de um suporte de antena em forma de arco, preso no mesmo painel.



Fotografia 17b- Orifício A observado pelo lado externo. Notar o rebordo dobrado da chapa (setas), o suporte da antena At e a superfície plana do painel (segmento de recta).

O suporte da antena ficava saliente em relação à face inferior da cabina e deve ter sido sujeito a algum esforço, que levou à ruptura de parte da sua base.

O rebordo do orifício A apresenta várias zonas dobradas, em que a chapa foi completamente rebatida sobre a superfície do painel, apresentando um bordo serrilhado, que poderá ser observado com maior ampliação nas Fotografias adiante apresentadas (22a, 22b e 22c).

De forma diferente se encontram outras perfurações do tipo 3, que passaremos a examinar em detalhe. Com efeito, a situação mais frequente encontrada é a fractura da chapa sem encurvamento significativo, isto é, a fractura não é acompanhada de dobragem tal como se pode observar na Fotografia 18, num orifício observado na zona B, próxima da zona A.



Fotografia 18- Perfuração B, do tipo 3, no meio de painel de chapa assinalado na Fotografia 1a. O bordo da chapa apresenta-se sem dobragem após ruptura.

Esta situação verifica-se também na Fotografia 19 que representa um pormenor do já referido orifício C, do mesmo tipo, situado no destroço observado na parte lateral direita.

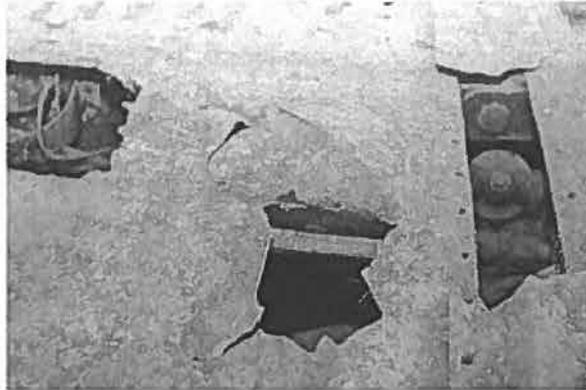


Fotografia 19 - Orifício C: Pormenor da ruptura da chapa no meio do painel; não se verifica dobragem do bordo.

A ruptura do tipo 3, isto é, a existência de orifícios no meio da chapa com recorte não deformado parece ainda ocorrer com frequência em muitos outros pontos da aeronave, conforme se pode observar nas Fotografias 20 e 21.



Fotografia 20- Exemplos de orifícios do tipo 3, provocados pelo calor, no meio da chapa.



Fotografia 21- Pormenor da Fotografia 20. As rupturas no meio da chapa de outras zonas do avião apresentam aparentemente bordos não deformados.

Pelo contrário, a ruptura da chapa no seu estado normal, (tipo 2), isto é, provocada por tensões ou por choque antes do incêndio é sempre acompanhada de extensa deformação nas áreas vizinhas, como se pode observar nas Fotografias 22 a, 22b e 22c, em zonas aparentemente não afectadas pelo calor (Fotografias fornecidas pela Comissão de Peritos).



Fotografia 22a- A chapa no seu estado normal só entra em ruptura depois de se deformar significativamente.



Fotografia 22b - Deformação e ruptura por choque da chapa no seu estado normal: notar o empeno na zona envolvente das regiões fracturadas.



Fotografia 22c- Há sempre um empeno significativo da chapa liga de alumínio antes de esta atingir o ponto de ruptura por choque

Embora não tivéssemos oportunidade de verificar (o que seria conveniente, se nos permitirem o acesso aos destroços), pela observação das fotografias e por informações recolhidas junto de elementos da CP, parece poder considerar-se que as numerosas perfurações apresentam rebordos idênticos a B e C, sem a dobragem verificada em A.

Nas zonas de fractura periférica das chapas afectadas pelo calor (tipo 1) verifica-se que na região de ruptura há alguma deformação do rebordo, situação que poderá ter resultado do manuseamento e transporte dos destroços, ou do movimento de colapso do avião durante o incêndio. Contudo, a dobragem da chapa é normalmente inferior a 60° e mesmo nas zonas mais deformadas apresenta-se quase sempre de forma distinta da observada no orifício da zona A, isto é, não se encontra totalmente rebatida sobre a região vizinha, exibindo um raio de curvatura muito maior e um ângulo de dobragem inferior a 180° .



Resultados dos ensaios de dobragem

Na dobragem por nós efectuada de vários fragmentos da chapa recolhida no destroço em estudo, verificou-se sistematicamente que a chapa fracturava para dobragens inferiores a 60° (ver anexo 1). A fractura é frágil e ocorre de forma abrupta em toda a zona deformada.

DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Foram encontradas explicações que adiante serão discutidas, para a ocorrência de rupturas do tipo 1, do tipo 2 e do tipo 3, com excepção dos fenómenos ocorridos em A.

Rupturas do tipo 1- Zonas que actualmente constituem o limite de pedaços separados do aparelho, em que a ruptura terá ocorrido durante o incêndio.

As zonas que não são delimitadas por chapa, isto é, os limites dos fragmentos separados dos destroços, poderão ter sofrido acções diversas de tracção, torção ou corte que produziram deformações no rebordo da chapa, que entretanto estava a sofrer grandes transformações provocada pelo intenso aquecimento, que chegou a originar a fusão de parte da liga de alumínio.

Nestas circunstâncias teremos superfícies de metal, ainda com a forma original, rodeada progressivamente por uma fina fronteira no estado líquido. Por acção de qualquer força exterior, a parte da chapa com temperatura mais elevada entra em colapso, originando inúmeras rupturas que levaram à completa desagregação da aeronave e dobragem dos bordos quando sujeitos ao contacto com qualquer obstáculo, como se pode observar na Fotografia 15.

As fracturas do tipo 1 são extensas e frequentes em todos os destroços observado e nos visíveis nas fotografias fornecidas pela CP; não justificam aqui nenhum reparo especial.

Rupturas do tipo 2- Zonas fissuradas antes do incêndio.

O comportamento da chapa de liga aeronáutica sujeita ao choque ou a esforços superiores à sua resistência é semelhante ao que encontramos em qualquer sinistro automóvel: grande deformação numa chapa dúctil antes desta atingir a ruptura. É esta a situação que encontramos nas partes dos destroços deformados antes do incêndio e que aqui não merecem nenhuma análise detalhada

Rupturas do tipo 3 - Perfurações que ocorreram no meio da chapa, isto é, em que o painel ainda se mantém a rodear orifício de formas irregulares. Em principio deveriam explicar as perfurações A, B e C anteriormente referidas.

Contudo a perfuração da zona A apresenta-se com uma configuração diferente das restantes. Começamos portanto por centrar a nossa atenção neste ponto.

Tendo em conta o posicionamento do orifício da zona A na parte inferior da cabina do avião e no meio dum painel de chapa poderiam admitir-se várias hipóteses para explicar a ruptura do material:

H1 – Ruptura resultante do movimento de queda do avião durante a sua aproximação ao ponto de imobilização, antes do incêndio, por choque com qualquer obstáculo, isto é, ainda durante a progressão do avião.

H2 – Ruptura por queda vertical já depois de interrompida a trajectória de voo, antes do incêndio.

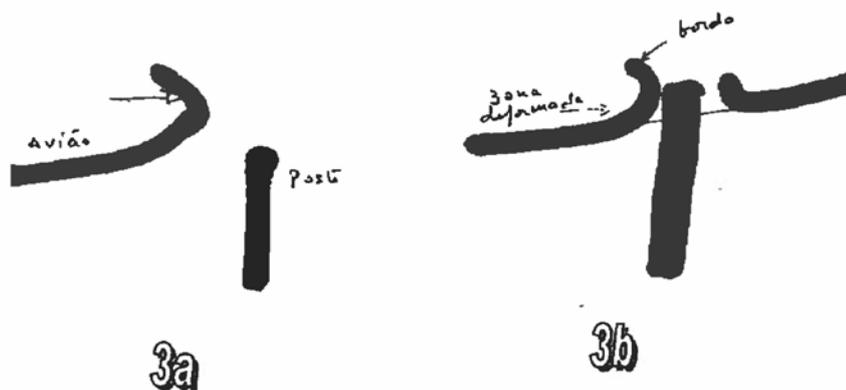
H3 – Idêntica a H2 mas provocada por choque durante o incêndio.

H4 – Ruptura provocada depois do incêndio devido ao manuseamento e transporte dos destroços.

Analisemos então cada uma das hipóteses em face dos elementos materiais anteriormente referidos.

H1 – Ruptura por choque antes da queda

Supondo que o avião antes de cair teria chocado com alguns obstáculos, como por exemplo um poste eléctrico ou um ferro existente num telhado, teríamos a deslocação da chapa em relação ao obstáculo fixo, representada nas figuras 3a e 3b.



Figuras 3 a -b Se a ruptura fosse provocada por choque, durante a queda do aparelho, contra um obstáculo, a chapa na zona envolvente da ruptura estaria empenada e haveria um rasgo orientado presumivelmente no sentido da retaguarda.



O resultado seria uma deformação generalizada de todo o painel que ficaria abaulado até ocorrer a ruptura da chapa que seria rebatida para trás. Esta situação não deve ter ocorrido, pois como se mostrou anteriormente, não há deformação do painel que contém o orifício.

Conforme se pode observar nas Fotografias 1b e 1d, 17a e 17b, verifica-se que a zona envolvente do orifício se apresenta sem deformação evidente, isto é, é possível considerar um plano na área envolvente do orifício. Para além deste aspecto as zonas rebatidas do rebordo da chapa apresentam sentidos opostos de rebatimento (vd. Fotografias 1d, zonas A1 e A2).

Face ao exposto infere-se que o orifício A não deve ter sido provocado durante a parte final do voo do avião.

A hipótese H1 deve ser rejeitada.

H2 – Ruptura por queda vertical antes do incêndio

Pode admitir-se que já quase imobilizado, isto é, finda a sua trajectória descendente ou horizontal, o avião possa ter sofrido uma deslocação perpendicular ao solo, antes de se imobilizar completamente.

Note-se desde logo que esta hipótese é improvável, visto que o avião, segundo fomos informados por membros da CP, terá permanecido em posição invertida, isto é, a parte exterior do painel da zona A terá ficado voltada para cima². Nesse caso a parte inferior da cabina não estaria voltada para o solo não sendo afectada directamente pela queda e colapso final da estrutura.

De qualquer forma se tivesse existido um movimento perpendicular ao solo com a aeronave quase imobilizada, antes do incêndio, a chapa estaria ainda na sua condição de resistência normal. Nesse caso, mais uma vez a ruptura provocada pelo choque com o hipotético obstáculo seria iniciada por uma deformação do painel na zona envolvente, e terminaria com a ruptura da chapa que possivelmente apresentaria um rebordo com recortes perpendiculares ao plano do painel A (figura 4 a).

A situação seria idêntica à da penetração, como acontece num impacto a velocidade relativamente reduzida (digamos que inferior a 200Km/h), quando um punção percute uma chapa (semelhante ao efeito de uma embutidura sem aperta-chapas).

Essa zona sofreria depois uma recuperação elástica após a acção do objecto penetrante, ficando com um ângulo de dobragem menor do que o inicial, conforme se representa na figura 4b.

Por acção posterior do calor, e já na situação invertida entre as casas representada em 4b, o rebordo não se rebateria sobre a chapa, mas pelo contrário teria tendência a afastar-se desta, deformando-se na vertical. Mesmo que o rebatimento tivesse ocorrido com o aparelho numa

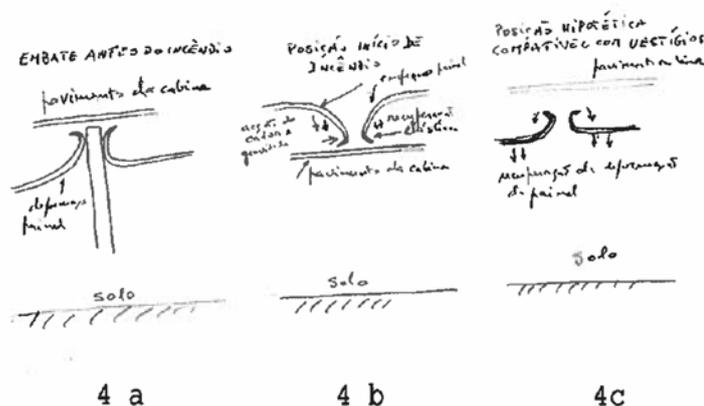
² Posição do avião a confirmar pela Comissão de Peritos.

posição diferente da totalmente invertida, a orientação do rebatimento deveria ser a mesma e não em sentidos opostos como se observa na fotografia 1d.

Se admitíssemos uma hipótese ainda mais complexa, isto é, se durante a fase final de desagregação do aparelho por acção do calor o aparelho tivesse rodado sobre si próprio 180° em relação à posição inicial entre as casas, então devido ao amolecimento provocado pelo calor o empeno do painel poderia ser eventualmente anulado pela força da gravidade e o rebordos dos orifício poderiam rebater-se sobre a chapa, agora em sentidos contrários (figura 4c). Teríamos então uma explicação para a configuração do orifício A: ausência de empeno do painel e rebordo da zona de ruptura rebatidos sobre a chapa adjacente.

Esta situação só ocorreria se durante o incêndio o avião tivesse ficado com a cabina voltada para cima; porém esta hipótese, a única que explicaria os vestígios encontrados do rebordo do orifício A, não deve ser aceite por várias razões:

- a rotação de 180° do aparelho sobre o seu eixo longitudinal seria muito difícil dada a pequena distância ao solo e ainda pelo efeito resultante do peso da asa que não fora arrancada, cuja deslocação num arco de 180° parece improvável;
- nenhuma das descrições conhecidas sobre a posição final do aparelho refere um posicionamento normal da cabina, mas pelo contrário assinala a posição invertida da mesma.
- se a acção do calor tivesse ocorrido com o avião na posição “normal”, deveriam ser encontradas gotas de metal sobre a superfície interior do painel A, o que não se verificou (fotografia 1d).



POSIÇÃO FINAL INVERTIDA POSIÇÃO FINAL INVERTIDA POSIÇÃO FINAL “NORMAL”

Figuras 4a - Se o avião antes de inverter a sua posição tivesse embatido perpendicularmente a um obstáculo haveria deformação da chapa que recuperaria depois elasticamente, ficando finalmente com o bordo deformado voltado para baixo;

4b - durante o incêndio o colapso do rebordo seria contrário ao observado nos destroços, com o metal a afastar-se da chapa e o empeno do painel seria mantido ou acentuado;

4c - só se depois de estar em posição invertida o aparelho voltasse à posição “normal” se poria a hipótese de recuperação do empeno do painel e rebatimento do rebordo em sentidos contrários.



De igual forma devem ser consideradas como improváveis quaisquer situações intermédias entre as hipóteses H1 e H2, isto é, situações em que o eventual objecto penetrante fosse embatido com um ângulo diferente do representado na figura 4 a.

Note-se ainda que para que a hipótese H2 fosse viável o objecto fixo (ferro, tubo de suporte de antena...) teria de situar-se na vivenda onde o avião se imobilizou. Parece que não existiria na referida habitação ou na rua qualquer poste ou ferro na fachada onde o aparelho se imobilizou (hipótese que poderá ser verificada pela CP)

De qualquer forma os relatos conhecidos sobre a posição final da aeronave são incompatíveis, como se demonstrou com esta hipótese.

A hipótese H2 deve pois ser rejeitada.

H3 – Ruptura provocada durante o incêndio por deslocação do avião

Para tal ocorrer seria necessário que na fachada da casa ou na rua existisse um objecto saliente (ferro, tubo, poste...). Como se disse anteriormente essa hipótese não parece ter-se verificado.

Mesmo que tivesse existido um tal obstáculo qual seria o tipo de ruptura sofrido pelo metal sobreaquecido?

Da observação metalográfica, pode concluir-se que a temperatura provocada pelo incêndio foi suficiente para provocar a fusão incipiente da chapa da liga de alumínio originando a concentração anormal dos seus constituinte nas fronteiras de grão.

Nestas circunstâncias teremos superfícies de metal, ainda com a forma original, rodeada progressivamente por uma fina fronteira no estado líquido. Essa fronteira líquida corresponde aos limites dos grãos cristalinos do metal (fronteira de grão), sendo visível claramente na fotografia 8. Essa modificação irreversível, resultante do aquecimento, vai não só tornar a chapa mais frágil, como se verificou nos ensaios de dobragem, como explica a corrosão preferencial assinalada identificada na fotografia 6.

Por acção de qualquer força exterior, ou apenas como resultado do seu próprio peso, a parte da chapa com temperatura mais elevada entra em colapso, originando inúmeras rupturas que levaram à completa desagregação da aeronave. Este fenómeno que se verifica a uma escala macroscópica pode também ser evidenciado à escala microscópica (vd. fotografias 9 e 11).

Algum metal líquido cai sobre os corpos das vítimas sendo observável nas radiografias após inumação dos mesmos (vd. relatório 2, em <http://www.camarate.8m.com>). São estes os fenómenos que justificam os orifícios que encontramos distribuídos pelos destroços, nomeadamente nos representados nas Fotografias 20 e 21.

O mesmo fenómeno contribui de forma decisiva para a separação dos pedaços do aparelho. Os limites da ruptura resultantes do processo de aquecimento e liquação (fusão parcial da

liga), encontram-se portanto abundantemente distribuídos não só por todos os limites do destroço observado como também em muitas outras regiões do aparelho sinistrado.

Assim, devido à perda de resistência resultante da fusão localizada a chapa entra em colapso originando orifícios como os observados na zona B (Fotografia 18) e zona C (Fotografia 19).

Tais zonas de ruptura apresentam bordos arredondados e encontram-se em painéis não deformados. Geralmente os orifícios que se encontram no meio da chapa (tipo 3), apresentam um contorno mais ou menos irregular mas sem vestígios de dobragem da chapa; tanto em B como em C terá sido por acção do seu próprio peso que a chapa entrou em colapso. Ora na perfuração A há dobragem da chapa. As causas não podem portanto ser as mesmas que motivaram as perfurações B e C.

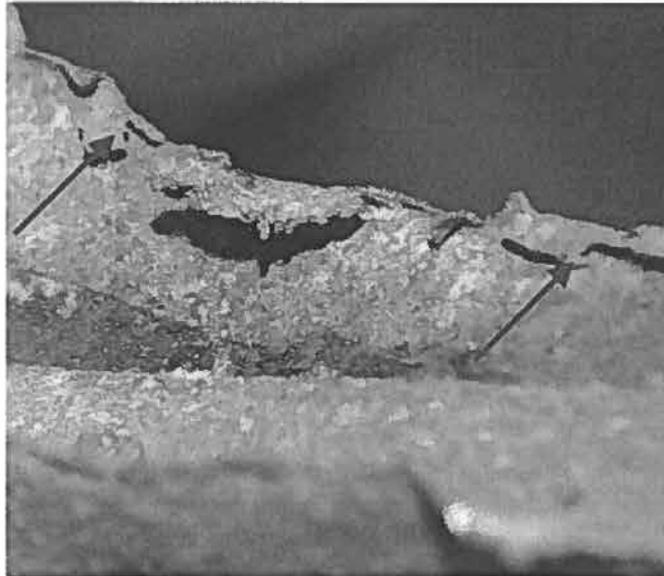
Suponhamos que no caso do orifício A por acção concomitante do calor e da pressão exercida por qualquer objecto exterior ao aparelho pudesse ter ocorrido o colapso da chapa, antes da mesma estar completamente rodeada pela fronteira do líquido.

Teríamos assim, hipoteticamente uma situação diferente das observadas nos orifícios B e C, isto é, para além do calor e da força da gravidade, agora ocorreria concomitantemente a acção dum força externa. Nesse caso poderia ocorrer eventualmente alguma deformação do rebordo, contrariamente à situação verificada nas zonas B e C.

Para que o objecto estivesse a exercer uma força ele teria de estar pousado sobre a superfície exterior do avião. Esta situação seria difícil de ocorrer se o avião não estivesse invertido na horizontal pois neste caso o objecto resvalaria para o chão.

Apesar disso admitamos que tal objecto externo estivesse a exercer uma força sobre a superfície da chapa provocando o seu colapso com alguma deformação. Nesse caso, os recortes da chapa deformada ficariam depois apenas sujeitos ao seu próprio peso, isto é, sujeitos a uma força muito diminuta, se admitirmos que o rebordo de deformação formado a quente nunca poderia ter uma dimensão superior ao dos rebordos de chapa deformada a frio, visto que a chapa enfraquecida não permitiria uma grande deformação.

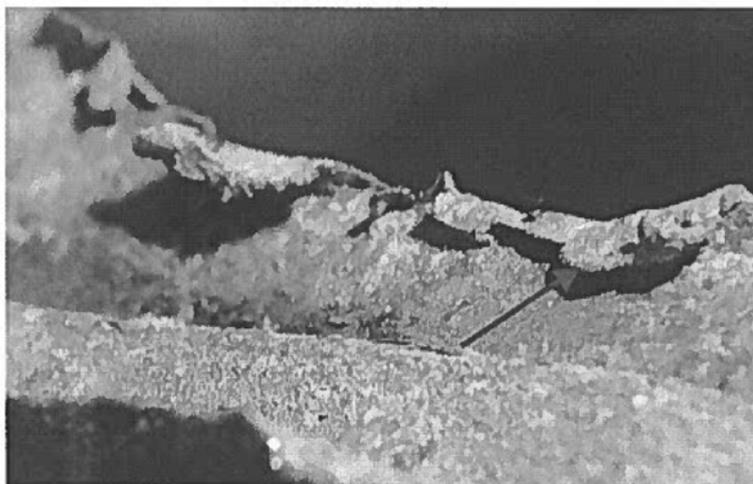
A posterior acção da gravidade nestas circunstâncias não explicaria o aparecimento dum rebordo tão revirado com abatimento sobre o plano do painel como podemos agora observar com maior ampliação nas fotografias 22a, 22b e 22c.



Fotografia 22a -Vista do lado interior do bordo da perfuração A. Notar o reduzido raio de curvatura da chapa dobrada.



Fotografia 22b- Perfuração A. Pormenor da dobragem da chapa.



Fotografia 22c - Pormenor interior do orifício A: chapa, com indícios de fusão, fortemente dobrada sobre o painel circundante.

Para que o rebatimento da chapa seja completo é necessário que se exerça uma força aproximadamente paralela à superfície do painel, o que não poderia resultar da simples acção do peso exercido pelo hipotético objecto.

Poderíamos ainda admitir que esta força resultou do deslocamento dos cabos de aço durante o colapso da aeronave pela acção do incêndio. Ao separarem-se a zona da cabina da cauda é de supor que os cabos de aço resistentes às temperaturas atingidas (um pouco superiores a 510°C – vd. relatório 3, citado em <http://www.camarate.8m.com>), tenham sido movimentados pela acção do peso do próprio aparelho.

Nesse caso teríamos uma possível explicação para o aparecimento da força paralela ao plano do painel, que justificaria o completo rebatimento do bordo serrilhado da chapa: peso de objecto externo durante o incêndio, mais acção do calor, mais acção de força paralela ao plano da chapa provocada pela movimentação dos cabos de aço.

Esta hipótese pressupõe já uma deslocação prévia dos cabos, que na sua posição normal deveriam passar sobre a tampa oval onde se observa o rombo B (fotografia 1c), em que estão visíveis os pontos de fixação dos cabos de aço, na estrutura dos pedais (D). Um cabo solto, devido à fractura da cauda do avião, poderia estar em contacto com a zona A.

Todavia, nessas circunstâncias, seria de esperar que a deformação num ângulo mais fechado do rebordo da chapa ocorresse de forma localizada e sempre no mesmo sentido.

Ora, conforme podemos observar na Fotografia 1d a deformação do rebordo em torno do orifício é radial, situação incompatível com o hipotético arrastamento dos cabos que obviamente só podem originar uma movimentação dos seus extremos por acção duma força de tracção. Uma força de tracção terá neste caso de ter o sentido da cauda da aeronave, não



em sentido oposto como se verifica na Fotografia 1d., em que se observa a grande deformação da chapa em duas zonas opostas do orifício em A1 e A2. **O rebatimento do serrilhado em A1 não seria oposto ao verificado em A2, como se tivesse sido o resultado duma força radiante e centrífuga situada algures no meio do espaço actualmente vazio.**

Deve ainda sublinhar-se, recorrendo a observação da figura 2, que o espaço interior do painel na zona A, uma zona que se situava abaixo do pavimento da cabine, era um espaço fechado bastante protegido internamente. A hipótese de qualquer outra acção mecânica, que não a dos cabos, vinda do interior é portanto muito pouco provável.

Do exposto podemos inferir que a hipótese de contacto com qualquer objecto pesado sobre a superfície do avião, durante o incêndio mesmo associado a um ulterior movimento dos cabos de comando, não parece plausível para explicar a morfologia do orifício A.

A hipótese H3 deve ser abandonada.

H4 – Ruptura e/ou deformação da chapa na zona A depois do incêndio

Durante a remoção dos destroços e seu transporte ulterior poderia ter havido uma acção mecânica violenta sobre a zona A, originando só então a perfuração, ou provocando o rebatimento do serrilhado dum orifício anteriormente provocado durante o incêndio, situação que modificaria parcialmente a hipótese H3, anteriormente rejeitada. Vejamos em detalhe cada uma destas alternativas:

H.4.1 – Perfuração do painel A depois do incêndio

A ocorrer esta hipótese a chapa estava já de tal modo fragilizada pela acção do calor que originaria uma ruptura frágil, com rebordos de arestas vivas sem apresentar deformação com um raio tão reduzido como o observado. A chapa partiria e apenas ficaria levemente encurvada no seu rebordo (menos de 60° de curvatura), conforme o demonstraram os ensaios de dobragem que efectuamos.

Conforme se pode observar na Fotografia 22c o rebordo apresenta-se arredondado indicando um processo de fusão, totalmente diferente do fâcies resultante duma fractura frágil que ocorreria por acção mecânica depois do incêndio. O orifício A não deve ter sido originado depois do incêndio.

A hipótese 4.1 deve portanto ser rejeitada.

H 4.2 – Deformação posterior do rebordo do orifício previamente formado durante o incêndio

A introdução por exemplo duma alavanca no hipotético orifício para permitir remover os destroços poderia originar o encurvamento do bordo.



A deformação seria possível de um lado do orifício, por exemplo na zona A1, mas para atingir o lado oposto A2, rebatendo a chapa agora em sentido contrário, a alavanca teria de ser deslocada a 180° e exercido novo esforço. Teria portanto de haver uma repetida aplicação da ferramenta em sentido oposto e num ângulo muito inverosímil: quase paralelo à superfície da chapa.

O contacto com a ferramenta poderia apenas permitir explicar a forte deformação de um ou outro ponto do rebordo da chapa do orifício anteriormente produzido (na nossa hipótese), durante o período de aquecimento, se a chapa depois do incêndio apresentasse suficiente ductilidade. Isto só seria possível se a chapa não estivesse totalmente fragilizada, como de facto se verificou experimentalmente nos nossos ensaio de dobragem.

O encurvamento do rebordo tal como observamos nas Fotografias anteriores não pode mais uma vez ser explicado por deformação introduzida após o incêndio.

A hipótese H4.2 deve também ser rejeitada.

Os orifícios B e C do tipo 3, e ainda os que são visíveis nas Fotografias 19 e 20, foram originados essencialmente pela fusão parcial da chapa, entrando em colapso possivelmente devido apenas ao seu próprio peso. Esta explicação, como vimos não se aplica à perfuração A.

A singularidade da deformação particular nesta zona do orifício A poderá ser comprovada de forma mais exhaustiva por comparação com as numerosas perfurações do tipo 3 existentes nos outros destroços.

Do exposto verifica-se que a ocorrência deste rebordo radial em que a chapa se apresenta fortemente rebatida sobre a superfície adjacente não pode ser explicada de forma plausível admitindo várias hipóteses: deformação antes, durante ou após o incêndio, causada por choque, pela força da gravidade ou devida ao colapso do aparelho durante o incêndio .



CONCLUSÕES

- 1 – Verificou-se que a zona de ruptura referenciada como A com forma aproximadamente elíptica de um painel de chapa de liga aeronáutica situado por debaixo dos pés do piloto apresenta rebordos recortados fortemente deformados sobre a chapa circundante. Existem em A duas zonas com rebatimento em sentidos opostos.
- 2 – O painel da chapa que rodeia o referido orifício apresenta-se praticamente plano, sem indícios de deformação significativa.
- 3 – Toda a chapa de liga de alumínio da zona referida foi fortemente afectada pelo calor. Apresenta-se coberta de produtos de oxidação e restos de tinta. Toda a chapa se encontra altamente fragilizada não admitindo dobragens com ângulos superiores a 60°, entrando de imediato em ruptura.
- 4 – Partindo-se da tese oficial, isto é, despenhamento do avião por falta de potência, foram exaustivamente examinadas várias hipóteses tentando relacionar a produção do orifício de perfuração A com o hipotético choque com qualquer obstáculo antes do incêndio, durante e após o mesmo, ou resultante da operação de remoção e transporte dos destroços, bem como associando estes efeitos entre si.

Nenhuma das hipóteses admitidas, mesmo as mais improváveis, é compatível com a localização, distribuição e forma da deformação do rebordo da chapa da perfuração A.

- 5 – A singularidade da morfologia observada no rebordo do orifício A poderia de forma mais exaustiva ser comparada com numerosos orifícios de dimensão idêntica existentes em destroços, que não pudemos examinar.
- 6 – De qualquer forma, a explicação do mecanismo de ruptura do orifício A não parece compatível com os danos causados pelo fogo, pela acção mecânica exercida a baixa velocidade por qualquer objecto situado no exterior ou no interior do aparelho, nem pela acção conjunta do calor/força da gravidade/choque com qualquer objecto, antes durante ou após o incêndio sofrido depois da queda.

Em nosso entender outras causas, deverão ser procuradas para explicar a singularidade da deformação observada na perfuração A, diferentes das implicitamente resultantes da tese oficial, isto é, de uma acção mecânica simples, ou da acção termo-mecânica associada à queda seguida de incêndio do avião Cessna, que se despenhou em Camarate em Dezembro de 1980.

Porto e FEUP, 20 de Janeiro de 2004

Prof. José Cavalheiro

Prof. Manuel Vieira

ANEXO 13

RELATÓRIO DA DESCRIÇÃO DO ENSAIO RADIOGRÁFICO, E SEUS
RESULTADOS, AO PNEU DA RODA DO TREM DE PROA
DO *CESSNA 421A*, YV-314-P

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

1. Introdução

O objectivo desta análise é efectuar a despistagem de assinaturas físicas (corpos estranhos) no pneu e no interior do mesmo eventualmente projectados por um engenho explosivo próximo, nomeadamente partículas metálicas relevantes (Aços ou liga densa).

2. Disposições tomadas pelo autor para garantia da sensibilidade do processo

2.1 Empresa envolvida na execução do ensaio

Com pessoal qualificado de alto nível – Engº Silvério (Nível III COFREND) e operadores integrados em Laboratório (Aerohélice) Acreditado por INAC.

2.2 Equipamento

O exame envolveu equipamento de Radiografia portátil Marca Yxlon Andrex- Smart – 200 KV máximo, nº de série 85064.

2.3 Películas

De alta sensibilidade (Grão fino) marca Fuji 1x50 Epack

2.4 Parâmetros de execução / Sensibilidade do processo. (Ver também relatório ND 090363-2003)

Usando um sistema de revelação e observação no local, foram ajustados os parâmetros de execução para duas situações distintas :

- Radiografia do rasto do pneu
- Radiografia da área lateral do pneu

A sensibilidade foi aferida através de três partículas de dimensão aproximada de 1,0 mm nas três dimensões (esferas ou quase esferas) uma em aço (Ferro) , outra em Liga de alumínio 2024 , e outra de pedra sílica (areia).

Foi simultaneamente avaliada o grau de sensibilidade na exposição à parte lateral usando duas amostras de pneu novo (de igual estrutura em termos construtivos), e IQI normalizados de Fe (13Fe EN) e Al (13 Al EN), nas mesmas condições de exposição.

3. Localização das películas

3.1 Radiografias à parte lateral – Exposição EXP 1-D e EXP 1-E

O pneu foi orientado na 1ª exposição de tal modo que o indicador (O) de esferas coincidiu com a refª gravada no mesmo do nº de série (8122AK075).

Na segunda exposição Refª EXP 2 –D e EXP 2-E, o pneu foi rodado 90 ° no sentido contrário aos ponteiros do relógio quando nos colocamos de forma a ver o braço (eixo) para a direita (Ver *fotos anexas 1 e 2*)

3.2 Radiografias do rasto

O rasto foi radiografado da mesma forma , neste caso com 4 exposições correspondentes a rotações sucessivas de 90 ° no mesmo sentido (contrário aos ponteiros do relógio), correspondendo a Rasto 0 , 1, 2 e 3.

O indicador O foi igualmente colocado junto ao nº de série do pneu , na 1ª exposição (Rasto 0) .

4. Resultados obtidos

4.1 Em termos de sensibilidade

Películas relativas à exposição lateral.

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

São claramente visíveis as "esferas" dos três materiais usados como ref^o e com densidades claramente distintas e avaliadas.

Películas relativas à exposição do rasto

Visível claramente a esfera de aço, o alumínio e a areia são ainda visíveis com alguma dificuldade.

Pneu com padrão 13 FeEN e 13A1EN

Visível fio de Fe de diâmetro 0,1 mm

Visível com dificuldade o fio de Alumínio dimensão 0,2 mm

Conclusão relativa à sensibilidade

- Partículas de aço ou material de igual ou superior absorção (densidade mais elevada) podem ser detectados por esta técnica até dimensão mínima de 0,1mm na espessura / largura / comprimento.
- Partículas de composição e/ ou densidade similar à liga de alumínio ou sílica (areias) podem ser detectadas até dimensão mínima de 1,0 mm na exposição do rasto e 0,2 mm nas exposições à parte lateral do pneu.

Ver *Fotos anexas 3, 4, 5 e 6.*

4.2 Interpretação das radiografias obtidas

As densidades obtidas para observação e contraste de imagens, são satisfatórias, para o fim em vista, permitindo uma definição e observação das próprias telas constituintes do pneu e claramente as partículas como areias, incrustações e outras existentes no pneu.

Exposições laterais :

- **Relevantes :** na parte lateral do pneu Exposição ref^o Exp 2 – E
Uma partícula metálica – caracterizada como sendo de aço (ver anexo A para caracterização de densidade versus tipo de material), com dimensão 1,0 mm x 1,0 mm x 1,0 mm (espessura provável)
Localização de acordo *foto 7* a 32 mm da periferia do pneu e 65 mm do eixo da deformação ("mama " no pneu)
- **Irrelevantes :** Partículas de areia ou liga de alumínio de diversos tamanhos.

Exposições ao rasto :

- **Relevantes :** Radiografia ref^o Rasto 1
Uma partícula caracteriza como sendo aço, localizada a 9 mm da primeira nervura – ver *foto 8*, do lado Bombordo, com dimensão 1.0 mm x 0,5 mm x 2 a 3 mm (dimensão na direcção da projecção)

Rasto 2 - Uma partícula caracteriza como sendo aço, localizada a 8 mm de nervura e ~50 mm topo do pneu– ver *foto 9*, do lado Estibordo, com dimensão 1,5 x 0,2mm x ~ 1,0 mm (dimensão na direcção da projecção)
- **Irrelevantes :** Partículas de areia ou liga de alumínio de diversos tamanhos.

5 . Discussão dos resultados

Quanto à natureza das partículas :

A avaliação e critérios usados foi baseado na medição tanto quanto possível rigorosa com os meios que dispus, da densidade óptica comparativa entre materiais conhecidos e obtidos em simultâneo nas exposições. Ver *Anexos A, B e C* a este relatório.

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

Quanto ao tamanho :

Embora qualquer radiografia tirada provoque distorções de imagem o valor desta distorção pode ser avaliada através das condições geométricas da exposição e de uma forma directa a avaliação da distorção radiográfica das partículas ou fios usados como Indicadores de Qualidade de Imagem dão-nos objectivamente e em limite mais desfavorável (devido à colocação dos mesmos IQI's) a distorção máxima em cada exposição, sendo no caso do rasto a exposição mais desfavorável, mas mesmo assim com fiabilidade considerada para o fim em vista como satisfatória.

Pelo indicado o tamanho avaliado das partículas no plano da película tem uma precisão segura de +10% ; - 0%, na dimensão Z (espessura) a avaliação é efectuada através da comparação das densidades entre partículas do IQI e partículas visíveis a precisão poderá ser menor e da ordem dos 15 a 20 % do valor indicado.

Quanto à localização :

Sabendo que esta técnica radiográfica (projecção) não permite com uma só exposição determinar a profundidade das partículas, por um lado e porque a mesma partícula não é visível em duas exposições , não podemos concluir rigorosamente a localização em profundidade no pneu.

5. Conclusões

O número (apenas 3), a forma dispersa (e isolada) das partículas relevantes detectadas (de aço), bem como a sua forma, é na nossa opinião perfeitamente compatível, com o rolar normal do pneu e contaminação do mesmo de não só as areias , como partículas metálicas do tipo esquiloras de aço e obviamente partículas de liga de alumínio resultantes da fusão e projecção sobre o pneu, bem como manipulação ao longo do tempo desta parte do avião.

No entanto foram retiradas duas das três partículas referidas, constatando-se estarem a cerca de 1 a 2mm de profundidade em relação ao rasto do pneu, sendo constituídas de facto por material ferro - magnético , não sendo consideradas relevantes para esta peritagem, ou seja poderá associar-se estas partículas a sujidades metálicas existentes nas pistas.

Conclui-se, portanto, que não existem portanto indícios fortes de estilhaços metálicos no pneu avaliado, eventualmente provenientes de engenho explosivo colocado próximo do mesmo pneu com características provocadoras de estilhaços.

ANEXOS AO RELATÓRIO :

Anexo A – Relatório Aerohélice ND 090363 / 2003

Anexo B – Método usado para calibração densitométrica

Anexo C – Caracterização do material das partículas observadas.

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

FOTOS ANEXAS



FOTO 1 – Pneu objecto de análise.



FOTO 2 Colocação das películas (experiências iniciais)

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P



FOTO 3 - IQI Pneu de Refª novo



FOTO 4 IQI de fios normalizados



FOTO 5 -IQI esferas projecção lateral



FOTO 6 – Radiografia Rasto – Esfera aço (IQI)

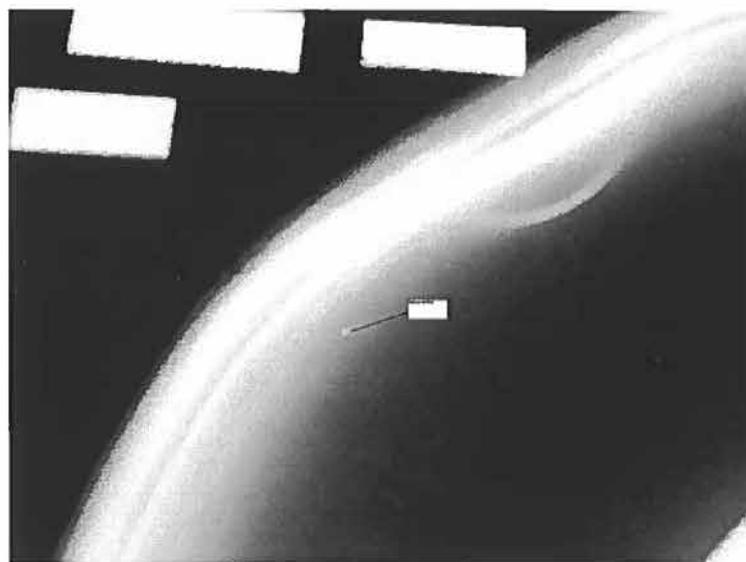


FOTO 7 – Particula detectada rad Exp 2 – E

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

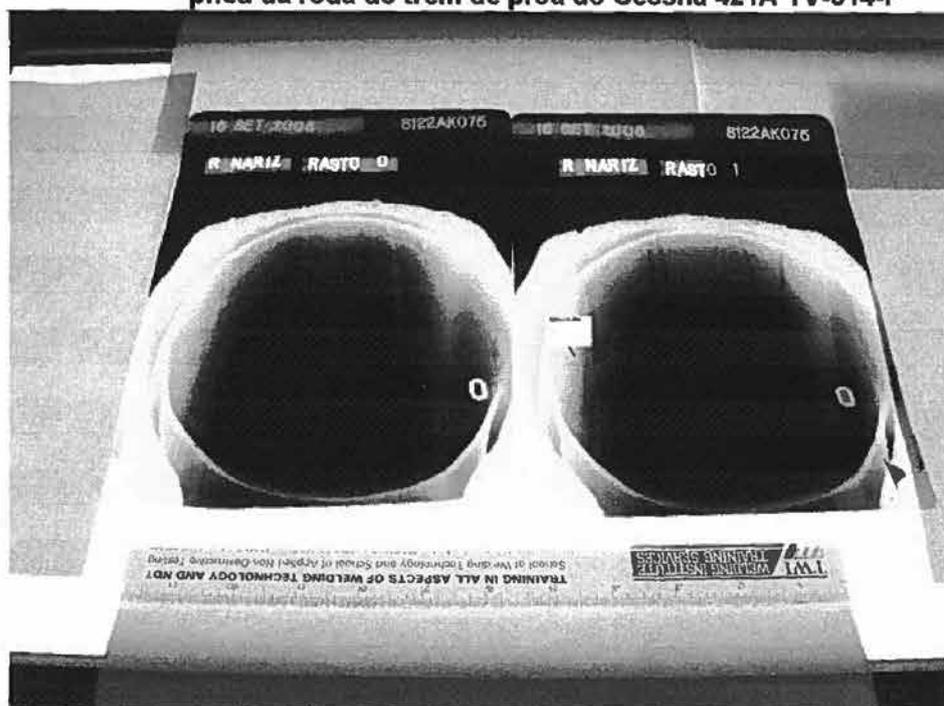


FOTO 8 – Radiografia rasto 0 e 1 este com partícula metálica (lado esquerdo)

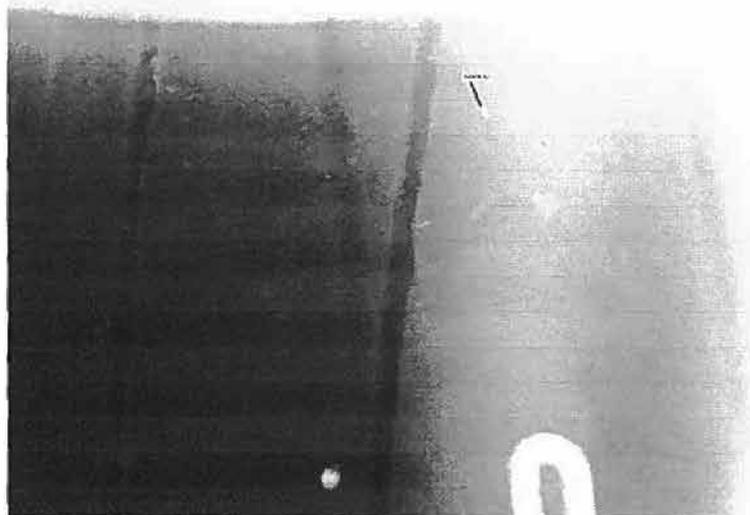


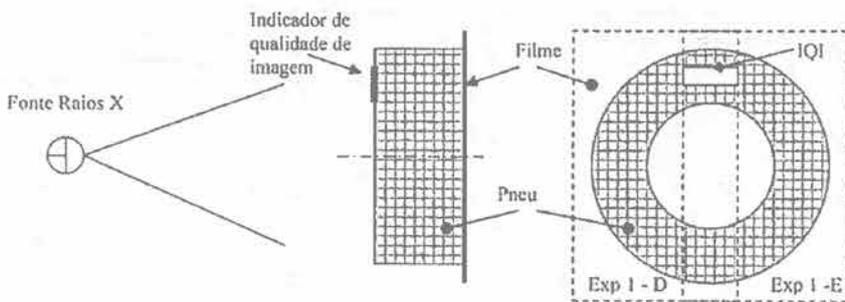
FOTO 9 Radiografia Rasto 2 – partícula metálica lado superior à direita.

Lisboa , 20 de Novembro 2004

António Acácio Couto Jorge Lima

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

ANEXO A

 <p align="center">JAA REPAIR STATION INAC (P) - 003</p>		<p>E.N.D. FICHA DE INSPECÇÃO RADIOGRÁFICA</p>	<p>RELATÓRIO N° ND-090363/2003</p>
		<p>DE ACORDO COM A ESPECIFICAÇÃO: AH - Q - 019</p>	<p>Data 22 Setembro 2003</p>
<p>Designação do componente</p>		<p>Aplicação</p>	<p>N° de contrato</p>
<p>Roda do trem de proa</p>		<p>Cessna 421 A Matrícula YV - 314 P</p>	<p>.....</p>
<p>P / N ou MODELO</p>	<p>S / N</p>	<p>Quantidade</p>	<p>Cliente</p>
<p>8122AK075</p>	<p>.....</p>	<p>1</p>	<p>.....</p>
<p>Tempo Total</p>	<p>Desenho</p>	<p>Grau de Inspeção</p>	<p>Material - Liga</p>
<p>.....</p>	<p>.....</p>	<p>100% <input type="checkbox"/> AMOSTRA <input type="checkbox"/></p>	<p>.....</p>
<p>Área a inspeccionar: Conforme esboço</p>			
<p>Documento técnico aplicável:</p>			
<p>EQUIPAMENTO UTILIZADO</p>			
<p>Equipamento de raios - X: Andrex Smart</p>		<p>Revelação: Manual com banhos Fuji, novos</p>	
<p>TÉCNICA DE ENSAIO</p>			
<p>Esboço:</p>			
<p>1 - Vista A (Conforme representado)</p>			
			
<p>2 - Vista B (Conforme representado)</p>			

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

3 – Indicadores de Qualidade de imagem – IQI

Para estimar a sensibilidade do ensaio radiográfico, foi usado como indicador de qualidade de imagem constituído por:

- Uma esfera em material ferroso com cerca de 1 mm de diâmetro
- Uma partícula de liga de alumínio com cerca de 1 mm de espessura
- Um grão de areia com cerca de 1 mm de diâmetro

Utilizaram-se adicionalmente, num padrão formado por duas amostras de pneu referenciadas como A e B, IQI's de fios em alumínio (13 AL EN) e em aço (13 Fe EN) e o IQI com as partículas atrás mencionadas

Ref.	Kilovolts (KV)	Miliamp. (mA)	Tempo de exposição (min)	Filmes			Distância Foco/filme (cm)	Densidade
				Tipo	Dimensão (cm)	Quantidade		
Exp 1 - D	60	0,5	13,5	IX50 EPack	35 x 43	1	100	
Exp 1 - E	60	0,5	13,5	IX50 EPack	35 x 43	1	100	
0	80	4,5	1	IX 50 EPack	18 x 24	1	100	
1	80	4,5	1	IX 50 EPack	18 x 24	1	100	
2	80	4,5	1	IX 50 EPack	18 x 24	1	100	
3	80	4,5	1	IX 50 EPack	18 x 24	1	100	

Resultados da Inspeção:

RADIOGRAFADO POR:		NÍVEL:	<u>U</u>
APROVADO POR:		NÍVEL:	

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P
ANEXO B a RELATÓRIO – (Referência: MEMORANDO Nº 3)

Lisboa , 22 de Outubro 2003

Método para calibração de densitómetros e verificação da sua fiabilidade

1. Introdução

Tendo em vista obter o máximo de fiabilidade nas medições de densidade , não só para observação das radiografias ao pneu como para outras radiografias a observar, o autor munuiu-se dos seguinte equipamento e acessórios :

Densitómetro Marca X Rite Modelo 301 X nº série 03477 com ponto de leitura de diâmetro 0.8 mm

Densitómetro Marca X Rite Modelo 331 nº de série 043866 , com ponto de leitura de diâmetro 1,2 mm

Padrão Kodak "step wedge " ref 3132 de 30/9/97 com densidades conhecidas e calibradas rastreáveis a padrão primário.

Padrão IE –NDT " step wedge " ref 221617 de 04/03/2003 com densidades conhecidas e calibradas rastreáveis a padrão primário.

2. Método usado

Medição sucessiva com os dois equipamentos e os dois padrões e verificação dos desvios encontrados relativos aos padrões usados.

O valor das densidades (aos centésimos) são os que foram estabilizados e correspondem a uma repetição de leituras no mínimo de 3 vezes.

3. Resultados obtidos

São apresentados na tabela abaixo

Escala do Step wedge KODAK – Valores em centésimos

Equipamento

X Rite Mod :

Refª		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
3	Lido	15	36	58	100	137	161	188	211	244	271	299	318	347	357	380	400	423
3	Refª	18	39	69	106	142	168	196	217	250	279	306	325	356	366	386	407	429
1	Desvio	3	3	11	6	5	7	12	6	6	8	7	7	11	11	6	7	6
3	Lido	18	38	60	102	138	165	196	217	248	274	301	319	347	355	374	390	416
0	Refª	18	39	69	106	142	168	196	217	250	279	306	325	356	366	386	407	429
1	Desvio	0	1	9	4	4	3	0	0	2	5	5	7	11	11	12	17	13

Desvios a vermelho – são para menos.

Escala do Step wedge IE NDT – Valores em centésimos

Equipamento

X Rite Mod :

Refª		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
3	Lido	15	38	67	97	144	164	197	220	241	280	314	352	390	460
3	Refª	14	37	67	97	142	164	197	221	244	283	320	359	400	446
1	Desvio	1	1	0	0	2	0	0	1	3	3	6	7	10	24
3	Lido	16	40	70	99	145	165	196	220	243	280	316	350	381	411
0	Refª	14	37	67	97	142	164	197	221	244	283	320	359	400	446
1	Desvio	2	3	3	2	3	1	1	1	1	3	4	9	9	35

4.

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

5. Conclusões :

Os resultados obtidos mostram que para o padrão Kodak não apresenta homogeneidade suficiente para ser usado , pela dispersão de resultados obtidos com os dois equipamentos (desgaste provável devido à idade), pelo que não será usado para calibração densitométrica.

Com o padrão IE NDT todos os resultados são consistentes nos dois equipamentos, excepto para elevadas densidades > 3,9 onde as leituras não serão fiáveis.

Usarei portanto indistintamente um ou outro equipamento Mod 301 CX ou 331 em função do acesso e da área a medir.

ANEXO 13 – Relatório da descrição do ensaio radiográfico, e seus resultados, ao pneu da roda do trem de proa do Cessna 421A YV-314-P

ANEXO C

Caracterização das partículas reveladas nas radiografias ao pneu

6. Introdução

Com base na fiabilidade garantida da medição das densidades, foram comparadas todas as situações relevantes, por comparação com as densidades das partículas conhecidas colocadas em IQI deduzindo-se com aproximação satisfatória, na opinião do autor a natureza e tamanho das mesmas.

7. Resultados obtidos da densidade nas diversas zonas e pontos

a. Películas Exp 1-E; Exp 1-D; Exp 2-E; Exp 2-D

Zona lateral do Pneu (dupla parede) : de 1,80 a 2,20

Zona do rasto (grande espessura) : de 0,70 a 0,90

IQI de partículas : Esfera de aço 1mm : 0,78 média 4 valores Min 0,76 , Max. 0,85)

“Esfera” Alu ~1mm : 1,13 média 4 valores Min 1,10 , Max. 1,15)

“ Esfera “ areia ~1mm : 1,20 média 4 valores Min 1,19 , Max. 1,22)

Densidade de partículas múltiplas espalhadas pela radiografias . de 1,20 a 1,50

Consideramos todas elas com diversas dimensões como areias ou partículas de liga de alumínio fundido à superfície do pneu.

Partícula 1 na Radiografia Exp 2-E :

Tamanho 1,0mm x 1,0mm x 1,0 mm (provável) : densidade entre 0,70 e 0,72

Consideramos material aço.

b. Películas ref^o Rasto 0, 1, 2 e 3

Densidade da esfera de aço : entre 1,40 e 1,80

Densidade da “esfera” liga de Al : entre 2,77 e 2,80

Densidade da “esfera” de areia : entre 2,50 e 2,60

Nota : as partículas de Liga de Al e de areias são de difícil distinção atendendo à proximidade da opacidade radiográfica.

A densidade radiográfica varia nestas películas de 0,67 na periferia a 3,15 no centro.

Densidade dos corpos relevantes encontrados :

Partícula 2 Rasto 1 :

Esfera IQI de aço : 1,80 a 2,00

Partícula : 1,20 a 1,25 (< que a esfera) , significa que a dimensão no sentido dos RX é substancialmente maior que 1 mm.

Material da partícula aço ou similar dimensão 1,0 mm x 0,5 mm x 2 a 3 mm (estimado)

Partícula 3 Rasto 2

Densidade da esfera de aço : 1,40

Densidade na partícula : 1,40

Material : aço de dimensão 1,5 mm x 0,2 mm x 1mm (estimado)

8. Conclusões :

O autor é de opinião que as partículas estão caracterizadas com rigor satisfatório , pelo método usado.
22 Outubro 2003

ANEXO 15

CÁLCULO DA VELOCIDADE DOS GASES ATRAVÉS DE UM
EVENTUAL ROMBO NA CABINA DA AERONAVE *CESSNA 421A*
COM A MATRÍCULA YV-314-P

ANEXO 15

Nota Técnica

**Cálculo da Velocidade dos Gases através de um
Eventual Rombo na Cabina da Aeronave Cessna
421A com a Matrícula YV-314-P**

por

Antonio C. M. Sousa

Aveiro, Portugal

Novembro, 2004

Sumário

Esta nota técnica é relacionada com o facto de terem sido encontrados no solo “debris”, alguns deles parcialmente carbonizados, como por exemplo páginas de um “Manual de Voo”, julgados pertencerem à aeronave de marca Cessna 421A com a matrícula YV-314-P. A distribuição destes materiais segue com boa aproximação a projecção no solo da trajectória estimada desta aeronave antes do impacto que sofreu. É postulado que esta concordância entre esta distribuição e a projecção no solo da possível trajectória de voo da aeronave só é possível se o “debris” tiver sido ejectado a alta velocidade da cabina da aeronave. Nesta nota técnica apresenta-se um cálculo simplificado para verificar o valor desta velocidade, e as hipóteses que lhe estão subjacentes.

Dentro do cenário que foi criado, os resultados indicam que a velocidade de saída dos gases é da da ordem dos 290 km/s, e o “debris” foi possivelmente ejectado da cabina a uma velocidade próxima deste valor.

Objectivo

A análise do rasto, que supostamente foi deixado pela aeronave de marca Cessna 421A com a matrícula YV-314-P, indica que aquele está em óptima concordância com a trajectória da aeronave. Este facto só é possível se o “debris” que constitui o rasto foi ejectado a elevada velocidade da cabina do Cessna. Deste modo o primeiro objectivo desta nota técnica é verificar o valor desta velocidade, fazendo hipóteses que deverão ser consistentes com a possibilidade da ocorrência de uma deflagração no interior da cabina.

A metodologia do cálculo da velocidade é baseado nas equações apresentadas no Anexo I.

Hipótese da Metodologia

Na metodologia de cálculo são feitas várias hipóteses, que são revistas de forma sumária como se segue.

As hipóteses são:

1. O ar e os eventuais gases de combustão têm o comportamento característico de um gás ideal;
2. A mistura composta pelo ar e pelos gases de combustão tem propriedades semelhantes às do ar;

3. No caso de uma deflagração no interior da cabine, a elevação de temperatura deu-se através de um processo a volume constante (processo isocórico);
4. A velocidade do ar dentro da cabine pode ser considerada desprezável;
5. O eventual rombo na superfície inferior da fuselagem sob a cabine desenvolveu-se de forma quase instantânea (milésimas de segundo em vez de décimas de segundo); e
6. O escoamento através do rombo é politrópico.

Condições de Cálculo e Resultados

As condições escolhidas para o cálculo podem ser sumarizadas como se segue:

1. A constante da mistura (R) é suposta ser igual a $286.9 \text{ J}/(\text{kg K})$;
2. O processo isocórico é descrito pela Eq. 1 no Anexo I;
3. Na ausência de velocidade, a pressão no interior da cabine pode ser considerada igual à pressão de estagnação;
4. Para o processo politrópico ($p.v^n = \text{const.}$, onde p é a pressão absoluta, v o volume específico, e n constante politrópica com $1 \leq n \leq k$, ao valor de k corresponde o processo isentrópico) é suposto que $n = k$, de facto a escolha de um valor diferente, por exemplo, 1.1 , influencia em menos de 4% o resultado final.
5. O número de Mach para o processo politrópico ($n = k$) é calculado utilizando a Eq. 2 para $k = 1.4$;
6. A velocidade é determinada pela Eq. 3.
7. A temperatura inicial no interior da cabine é de 10°C , pois o aquecedor a bordo ainda não estava activado; temperatura no momento em que o escoamento através do rombo ocorre é suposta ser 200°C (um especialista da **SPEL**, Referência N° 21000-1498/90 de 90.11.29, Assembleia da República, Comissões, Entrada N° 190, Data 90/12/04, conjectura que na eventualidade de uma **deflagração** a temperatura na cabine estaria entre os 200°C e os 300°C , aqui de uma forma conservadora toma-se o limite inferior do presumível intervalo de temperaturas).

Neste cenário o valor da velocidade calculada é de:

$$299 \text{ m/s}$$

Este valor, considerando os baixos ventos que se faziam sentir ao início da noite de 4 de Dezembro de 1980 e a relativamente baixa velocidade da aeronave, pode explicar a boa consistência entre o rasto e a trajectória de voo estimada para a aeronave.

ANEXO I

Equações para o cálculo da velocidade dos gases através de um eventual rombo na cabina do Cessna

Processo isocórico

$$\frac{p_i}{p_0} = \frac{T_i}{T_0} \quad (1)$$

where:

p_i = pressão inicial dentro da cabina, 1 atm;

p_0 = pressão final dentro da cabina, atm;

T_i = temperatura inial dentro da cabina, (273+10) K;

T_0 = temperature final dentro da cabina, (273+200) K.

Cálculo do número de Mach

$$Ma = \left\{ \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1+k}{k}} - 1 \right] \cdot \frac{2}{k-1} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

where:

Ma = número de Mach, adimensional;

p = pressão estática no rombo, 1 atm.

Cálculo da velocidade

$$V = Ma \cdot (R \cdot T \cdot k)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

where:

k = constante politrópica, 1.4, adimensional;

R = constante da mistura, 286.9 J/(kg K);

T = temperatura do ambiente, $(273+8)$ K;
 V = velocidade dos gases através do rombo, m/s.

Resultados numéricos

p_0 (pressão de estagnação) = 1,671atm

Ma (número de Mach) = 0,889

V (velocidade dos gases) = **299 m/s**

ANEXO 16

FOTOGRAFIAS DE REFERÊNCIA N.º 1

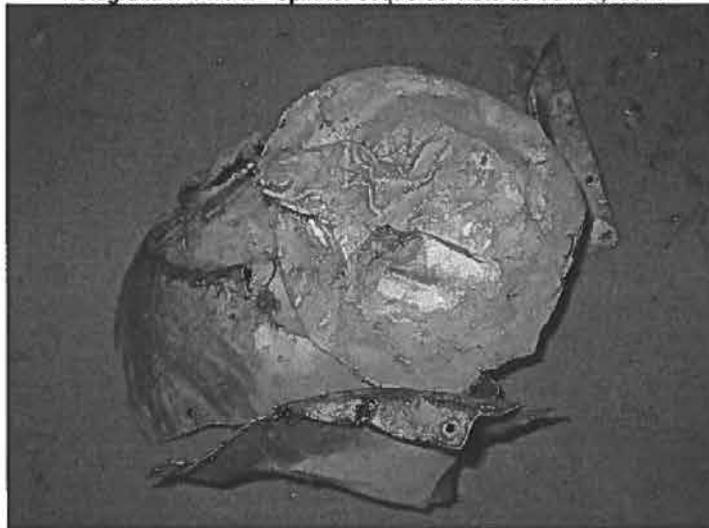
ANEXO 16 – FOTOGRAFIAS DE REFERÊNCIA Nº 1



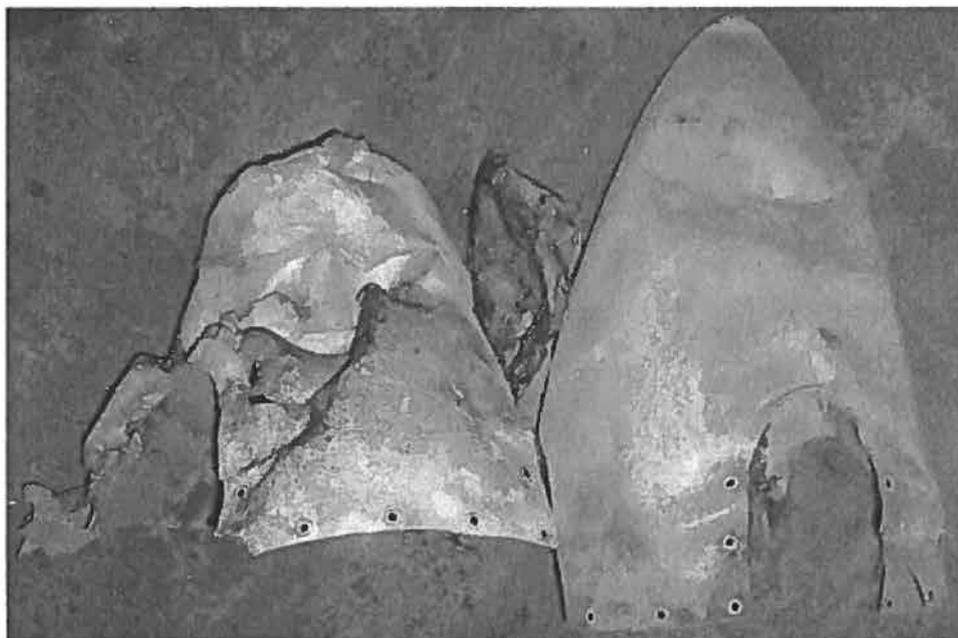
Fotografia nº A16-1 - Spinner esquerdo visto de dentro, evidenciando sinais de rotação do anel interior em relação ao anel exterior do encaixe do cubo da hélice.



Fotografia nº A16-2 - Spinner esquerdo visto de dentro, idem



Fotografia nº A16-3a - Spinner esquerdo visto de fora, ainda com restos de pó alaranjado, que podem ser de tijolo ou de telha



Fotografia nº A16-3b - Fotografia comparativa do "spinner" da hélice direita (cujo contorno está, nesta perspectiva, quase intacto) com o da hélice esquerda. É importante notar o seguinte: o esforço de esmagamento frontal sofrido pelo "spinner" esquerdo (resultante do impacto com a chaminé e melhor visível na fotografia nº 3a), e a abertura da base do "spinner" esquerdo, por ter sido empurrado de encontro ao motor.



Fotografia nº A16-4 - Estabilizador horizontal, visto de baixo.



Fotografia nº A16-4a – Parte superior do estabilizador vertical, cortado sensivelmente a meio.



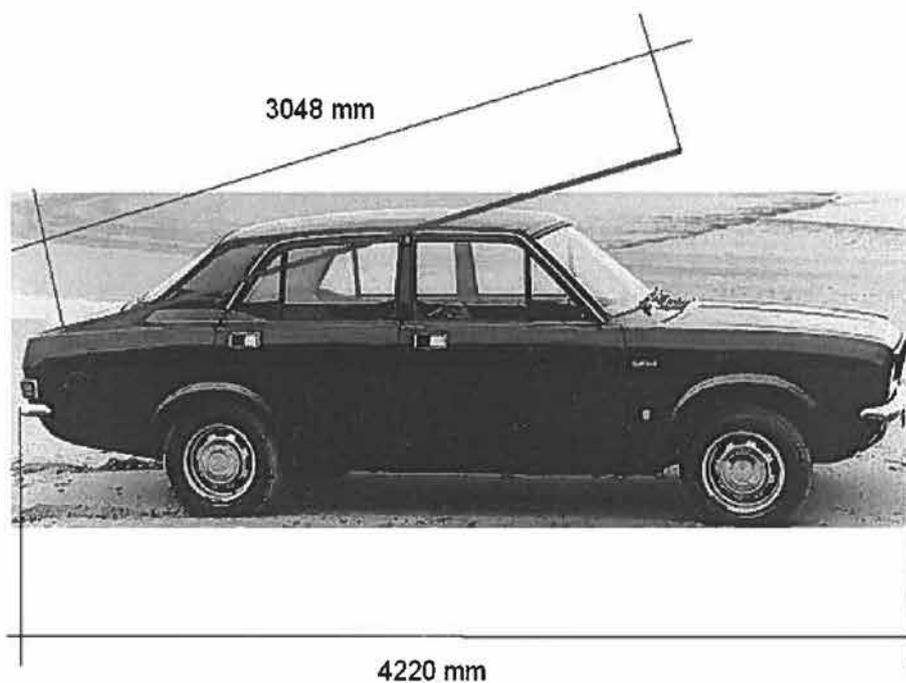
Fotografia nº A16-5 - Secção da asa esquerda no topo da Vivenda Paulos, extradorso voltado para a Vivenda Maria de Fátima e ponta do reservatório principal apontada para cima. Repare-se que a asa se encontra no local exacto onde esteve a chaminé da vivenda e atente-se na pouca quantidade aparente de telhas dentro do edifício. Compare-se com as fotografias 9a e 9b, onde é visível a projecção de fragmentos de telhas e de alvenaria, para trás e para a esquerda. Resulta ainda evidente que a asa não pode ter cortado o vigamento de madeira do lado esquerdo da fotografia, nem derrubado a parede sobranceira à Vivenda Maria de Fátima, de cujo telhado, parcialmente destruído pela projecção de destroços da Vivenda Paulos, foi tomada esta fotografia. Conclui-se daqui que a destruição visível foi causada pelo motor esquerdo, respectiva "nacelle" e pelo o nariz do avião.



Fotografia nº A16-6a - Morris Marina Saloon destruído pela queda do YV-314P. No tejadilho e tampa do porta-bagagens, a marca do reservatório principal direito, bordo de fuga voltado para a frente do automóvel, bordo de ataque voltado para a traseira. De notar os esforços de compressão evidenciados pela zona do farolim esquerdo, incluindo os danos da ilharga esquerda e na tampa da mala nessa mesma zona. Estes danos deverão ter sido causados pelo rolamento do avião em direcção ao solo, no sentido da Vivenda Maria de Fátima posterior ao primeiro impacto sobre o automóvel.

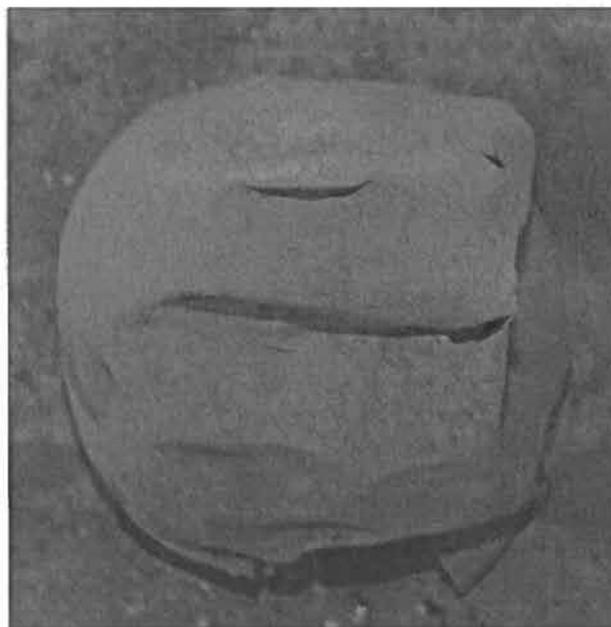


Fotografia nº A16-6b - Outra fotografia do Morris Marina Saloon destruído pela queda do YV-314P. Tal como na fotografia anterior, continuam evidentes as marcas do reservatório principal direito no tejadilho e na tampa do porta-bagagens.

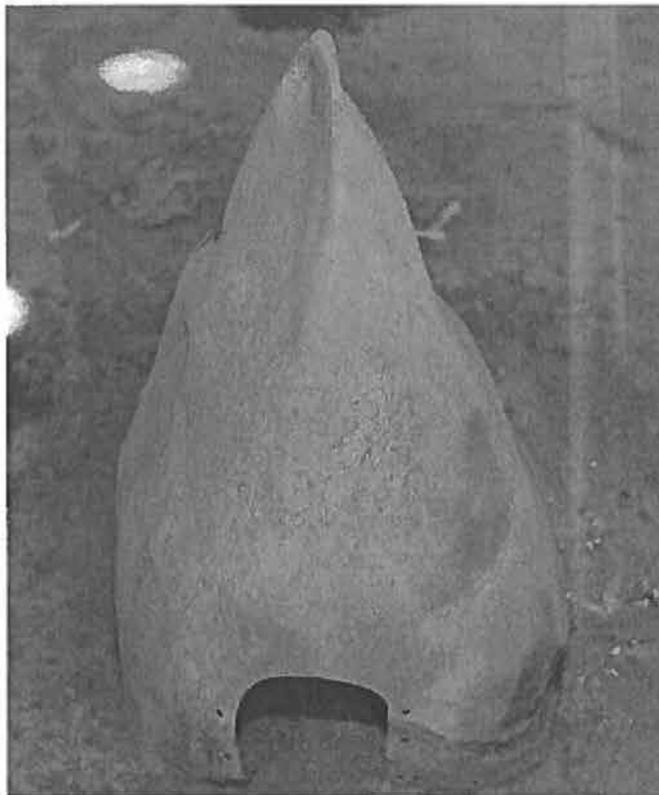


Fotografia nº A16-6c (Fonte: <http://www.austin-rover.co.uk>) - Fotografia de um Morris Marina Saloon. O comprimento deste veículo é de 4220 mm, de acordo com <http://www.laffey.co.uk/morris/marina1800tc.php> e o do reservatório principal direito 10' (3048 mm), de acordo com o "Cessna Model 421A Owner's Manual"

Fotografia nº A16-7 (eliminada)



Fotografia nº A16-8a - "Spinner" direito, visto de frente, evidenciando esmagamento lateral mas não embates frontais



Fotografia nº A16-8b - "Spinner" direito, visto de lado, evidenciando esmagamento lateral mas não embates frontais



Fotografia nº A16-9a - Destroços do telhado projectados para trás, visíveis por baixo da palavra Cessna e para a esquerda, visíveis por baixo do "flap" e por cima do alpendre. Também visível o barroto partido de madeira, por cima da janela do lado direito, pertencente a um antigo pombal.



Fotografia nº A16-9b - Outra vista das traseiras da Vivenda Paulos, demonstrando a projecção de destroços para trás e para a esquerda, em relação à trajetória do avião.



Fotografia nº A16-9c - Ainda outra vista das traseiras da Vivenda Paulos, demonstrando a projecção de destroços para trás e para a esquerda, em relação à trajectória do avião.



Fotografia nº A16-9d - Ainda outra vista das traseiras da Vivenda Paulos, demonstrando a projecção de destroços para trás e para a esquerda, em relação à trajectória do avião.



Fotografia nº A16-10a - Fotografia do grupo moto-propulsor esquerdo, onde se evidenciam os fragmentos de telhas e um de madeira do vigamento do telhado da Vivenda Paulos, no pavimento em torno do motor. Desta fotografia resulta que o estabilizador horizontal, cuja extremidade esquerda é visível no canto superior direito, apoiada sobre o silenciador de escape, tombou no local depois do grupo moto-propulsor.



Fotografia nº A16-10b - Ainda outra fotografia do grupo moto-propulsor esquerdo, onde é bem visível o fragmento de madeira do vigamento do telhado da Vivenda Paulos, bem como os fragmentos de telhas.



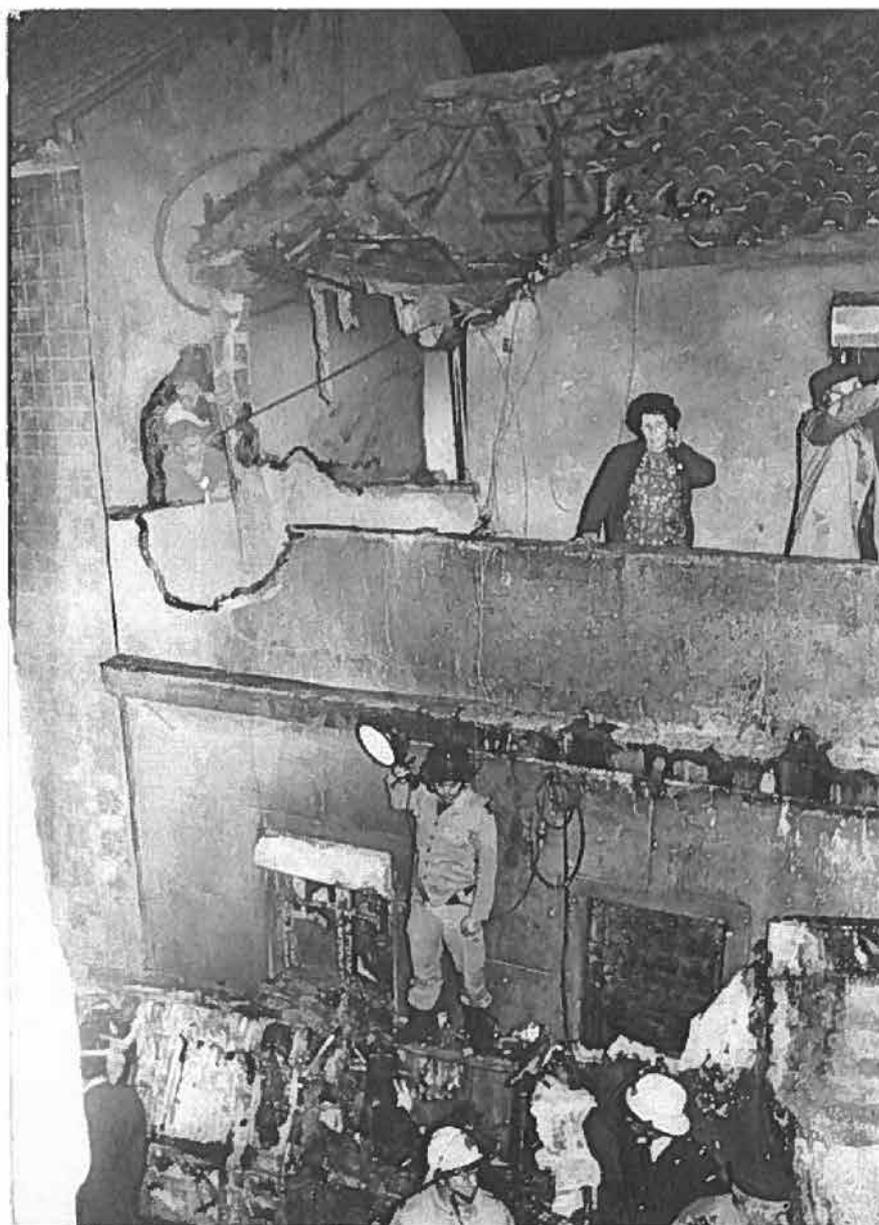
Fotografia nº A16-10c - Ainda outra fotografia do grupo moto-propulsor esquerdo, e do estabilizador horizontal, realçando a posição de apoio deste sobre o motor esquerdo.



Fotografia nº A16-11a - Varanda da Vivenda Zeca, vista da rua, destruída pelo impacto da secção traseira do YV-314P.



Fotografia nº A16-11b - Varanda da Vivenda Zeca vista de dentro. Note-se o fragmento da aeronave o qual, pela fotografia, não é possível identificar, embora seja habitualmente referido que se trata de parte da nacelle do motor direito.



Fotografia nº A16-11c - Varanda da Vivenda Zeca vista de uma das casas da frente. Note-se que o fragmento da aeronave visível na fotografia anterior não é aqui. É também de relevar que esta fotografia foi obviamente retocada, em particular nos contornos da linha de fractura da varanda, da janela e da fractura na parede da Vivenda Fátinha, sendo visível através desta, dois ocupantes da dita Vivenda.



Fotografia n° A16-12a - Pára-fogo da "nacelle" esquerda, evidenciando um esforço de compressão do motor que recua pelo impacto com a chaminé da Vivenda Paulos, deformando o pára-fogo, dando-lhe uma forma côncava. Ao centro do pára-fogo, do lado esquerdo do suporte da turbina do turbo-compressor, é visível uma deformação profunda, resultado da compressão da mesma turbina de encontro ao pára-fogo.



Fotografia n° A16-12b - Zona superior da junção do revestimento da "nacelle" esquerda com o pára-fogo, evidenciando a instabilização por compressão desta área, visível apenas na parte superior direita do revestimento, indiciando uma flexão para cima e para a direita das duas longarinas do berço do motor, com a parte traseira do motor a interferir com o pára-fogo.



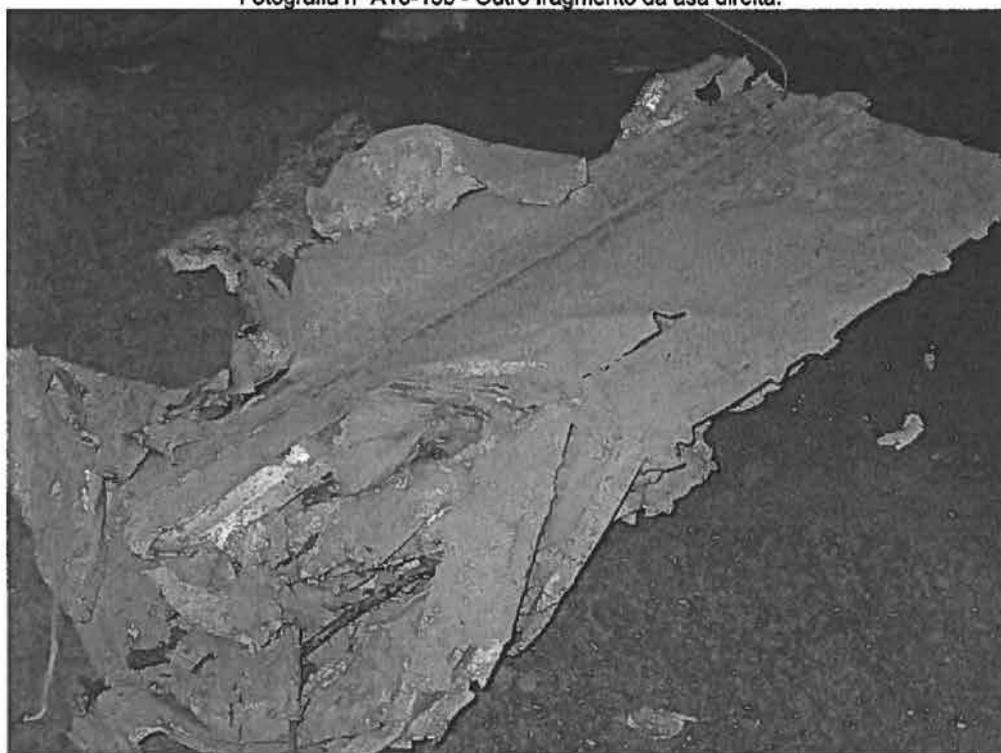
Fotografia nº A16-12c – Nacelle direita, vista de cima, ilustrando a zona que se encaixou na varanda da Vivenda Zeca (deformação em arco no topo superior direito da fotografia), causando os danos em meia-lua visíveis na varanda, ref. Fotografias nº A16-11a a A16-11c.



Fotografia nº A16-13a - Fragmento da asa direita, esmagado em "harmónio". Os dois furos circulares pertencem a uma nervura da estrutura interna da asa.



Fotografia n° A16-13b - Outro fragmento da asa direita.



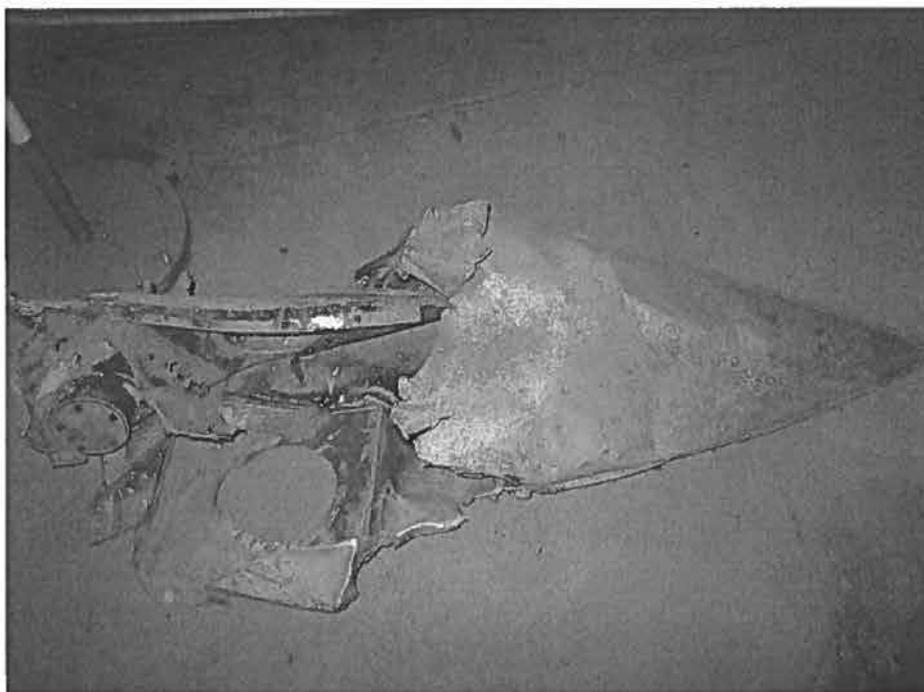
Fotografia n° A16-13c - Fragmento da asa direita, com o intradorso do "flap" visível.



Fotografia nº A16-14a - Fragmentos recuperados do reservatório principal direito. A parte anterior, esmagada pela massa do avião em queda da Vivenda Zeca, contra a tampa do porta-bagagens, óculo traseiro e tejadilho posterior do Morris Marina Saloon e a parte posterior do reservatório que excedia o comprimento do tejadilho do referido automóvel (ver fotografia nº 6c), pelo que, não foi esmagada e sim cortada pela asa direita.



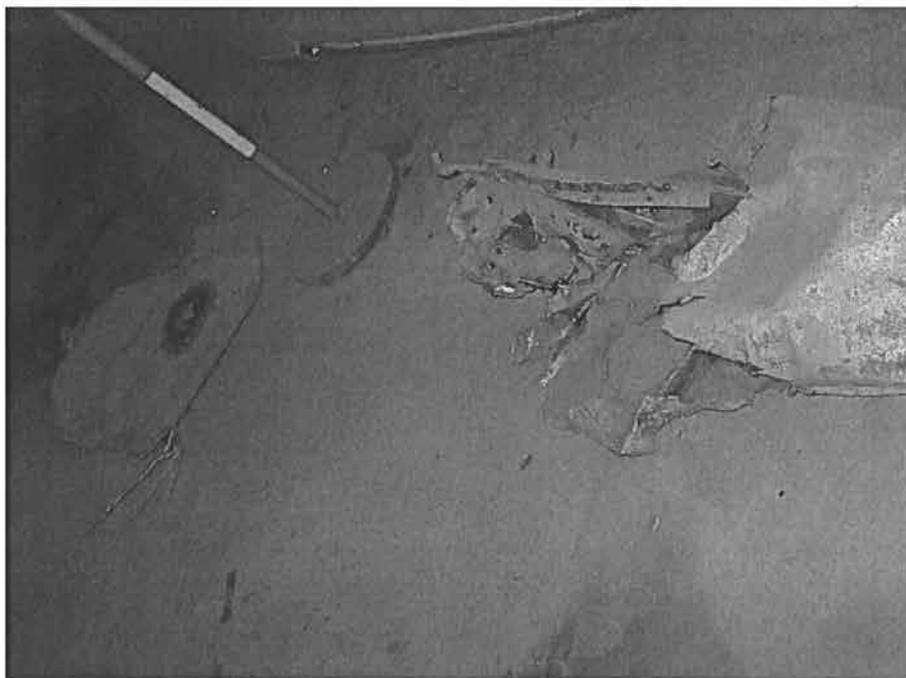
Fotografia nº A16-14b - Fragmento anterior do reservatório principal direito, voltado para cima.



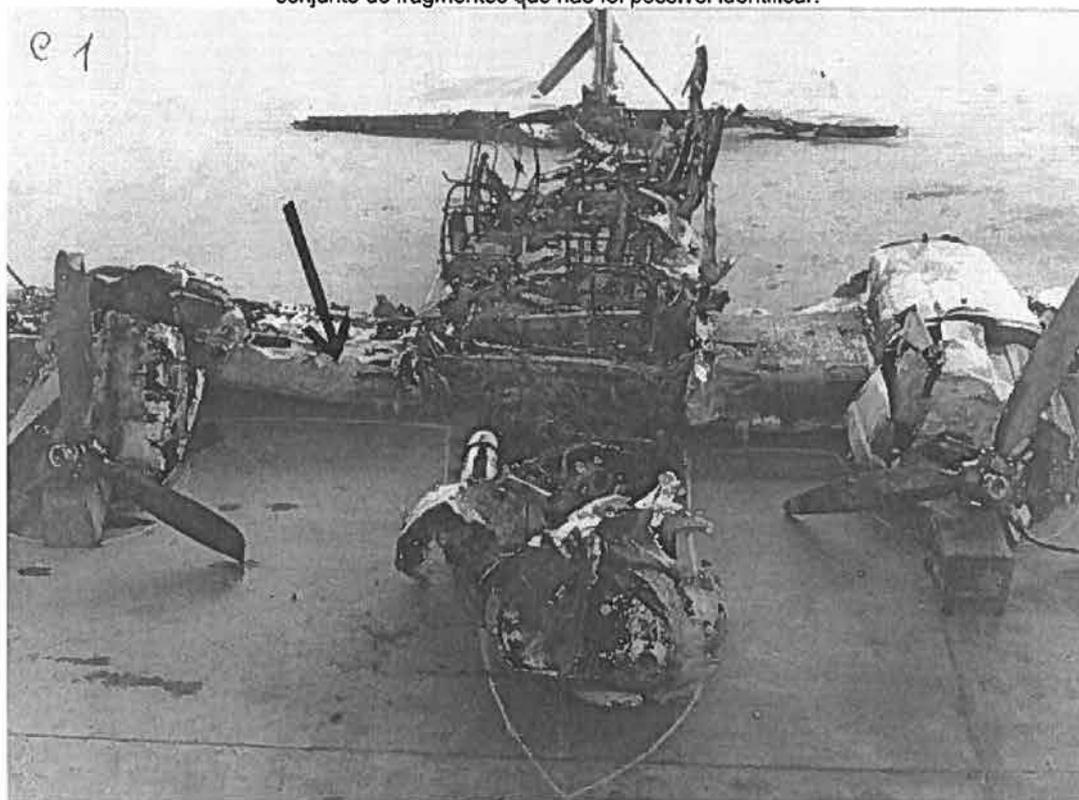
Fotografia nº A16-14c - Fragmento posterior do reservatório principal direito, voltado para cima.



Fotografia nº A16-14d - Fragmento posterior do reservatório principal direito, visto do lado de fora, face superior voltada para o topo da fotografia, evidenciando o esmagamento de encontro à parte anterior do tejadilho do Morris Marina Saloon (ver fotografia 6c).



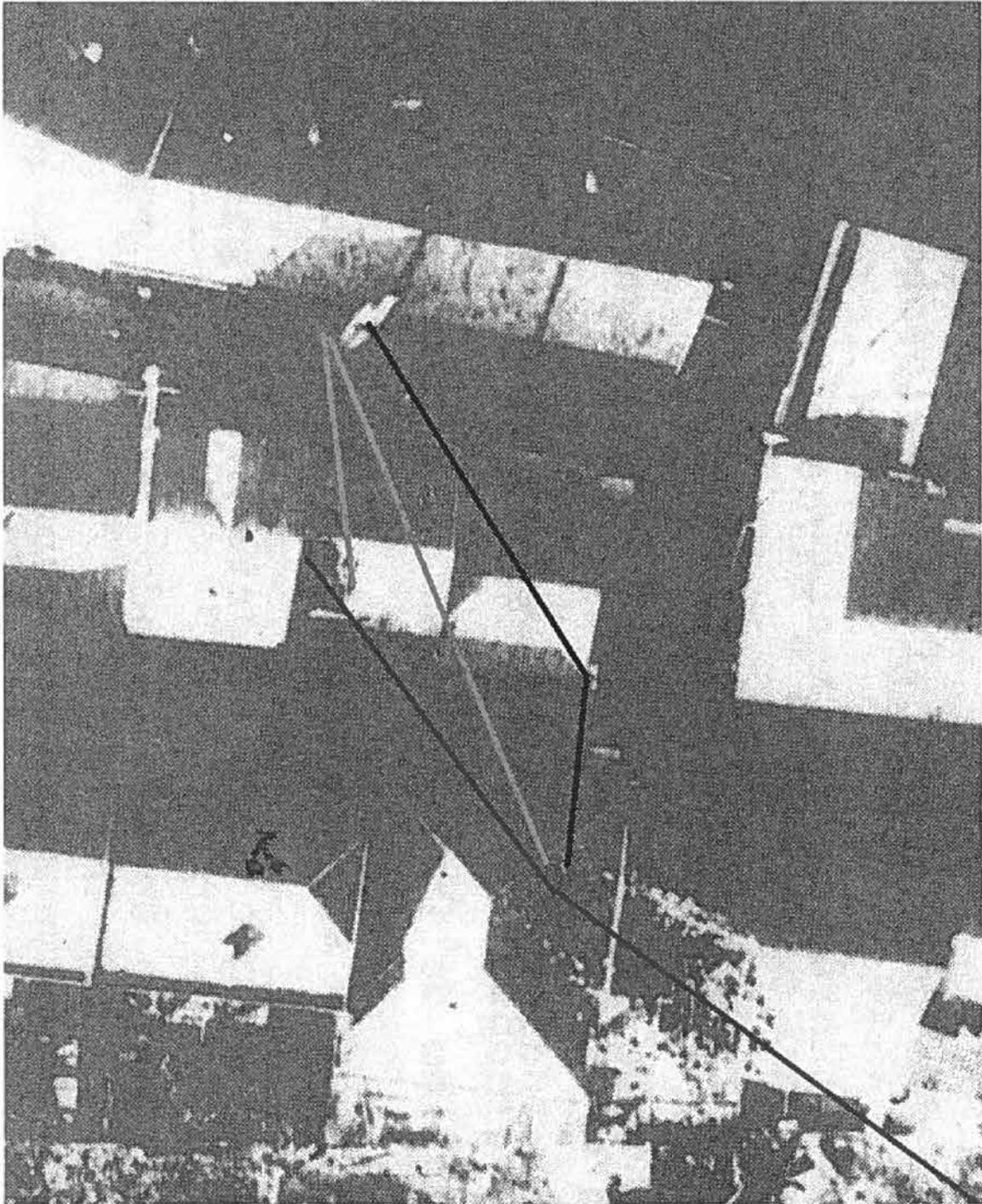
Fotografia nº A16-14e - Fragmentos recuperados do reservatório principal direito, disposto de forma a evidenciar a secção que não foi recuperada ou que faz parte do conjunto de fragmentos que não foi possível identificar.



Fotografia nº A16-15 - Vista geral dos destroços, reconstituídos pela DGAC, após a queda do YV-314P. De relevar o aspecto brilhante do metal do que restou do nariz do avião e o seu aspecto de deformação por compressão, os vestígios de tinta ainda visíveis e o facto do pneu do trem de aterragem de proa (não visível nesta fotografia) não ter sido consumido. A conjugação destes dados aponta para que a parte frontal da aeronave, da antepara de pressão anterior para a frente, não tenha estado sujeita ao incêndio de uma forma tão intensa quanto a parte da cabina, da referida antepara para trás.



Fotografia nº A16-16 – O ponto marcado com uma circunferência do lado esquerdo da fotografia assinala a varanda da Vivenda Zeca, onde a parte de trás da "nacelle" direita terá ficado assente, a circunferência do lado direito assinala o beiral que o nariz do avião terá tocado, quebrando telhas e danificado o algeiroz.



Fotografia nº A16-17 – Fotografia aérea do local do acidente. São visíveis os danos nas Vivendas Paulos, Fátima e Zeca. É ainda visível o estabilizador horizontal na Vila Ferramenta. A vermelho a trajectória do avião, a azul a trajectória do estabilizador horizontal, a verde duas trajectórias de ejeção possíveis para o motor esquerdo.



Fotografia A16-18 – Fotografia do extradorso da asa direita, entre a WS 446.49 e a WS 75.24, entre a fuselagem e a “nacelle” do motor direito. Sensivelmente a meio da fotografia, são visíveis diversa gotas de material fundente solidificado.



Fotografia A16-19 – Longarina posterior da asa, localizada sob o pavimento da cabina



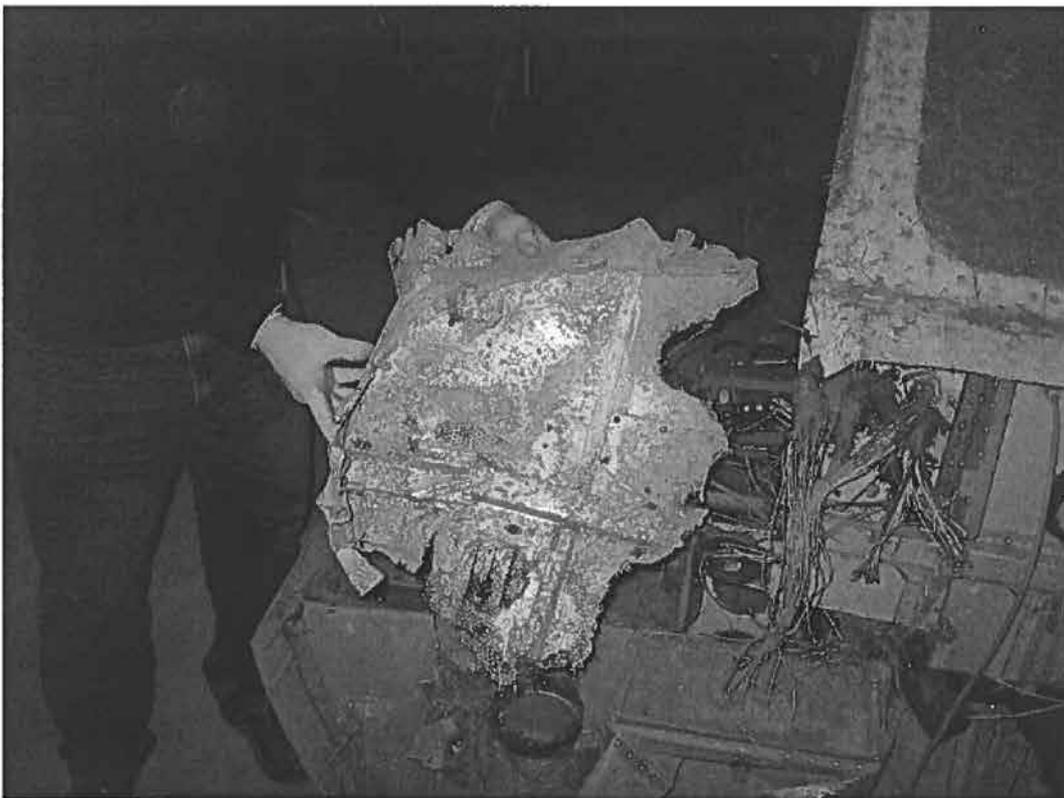
Fotografia A16-20 – Gota solidificada de fusão da longarina posterior da asa, localizada sob o pavimento da cabina. Esta e outras gotas de fusão nesta mesma longarina, permitem-nos estabelecer a posição final da asa, antes da extinção do incêndio. Esta era quase vertical, bordo de ataque para baixo.



Fotografia A16-21 – Face interior da parte superior da moldura da porta da cabina. Na parte central da fotografia são evidentes as gotas de fusão que nos permitem estabelecer a posição final desta secção da fuselagem, antes da extinção do incêndio. Esta era invertida, pavimento para cima.



Fotografia A16-22 – Face interior da parte superior da moldura da porta da cabina e área adjacente.



Fotografia A16-23 – Fragmento da antepara de pressão da FS 100.00 do YV-314P, comparando com a seção de uma fuselagem de outra aeronave Cessna 421B, presente no hangar onde os destroços se encontram.



Fotografia A16-24 – Fotografia aumentada do fragmento da FS 100.00 ilustrado na Fotografia anterior, evidenciando uma gota de fusão nos permite estabelecer a posição final desta seção da fuselagem, antes da extinção do incêndio. Esta era invertida, pavimento para cima.

ANEXO 17

FOTOGRAFIAS DA SIMULAÇÃO DA SEQUÊNCIA DE EMBATES

ANEXO 17 – FOTOGRAFIAS DA SIMULAÇÃO DA SEQUÊNCIA DE EMBATES

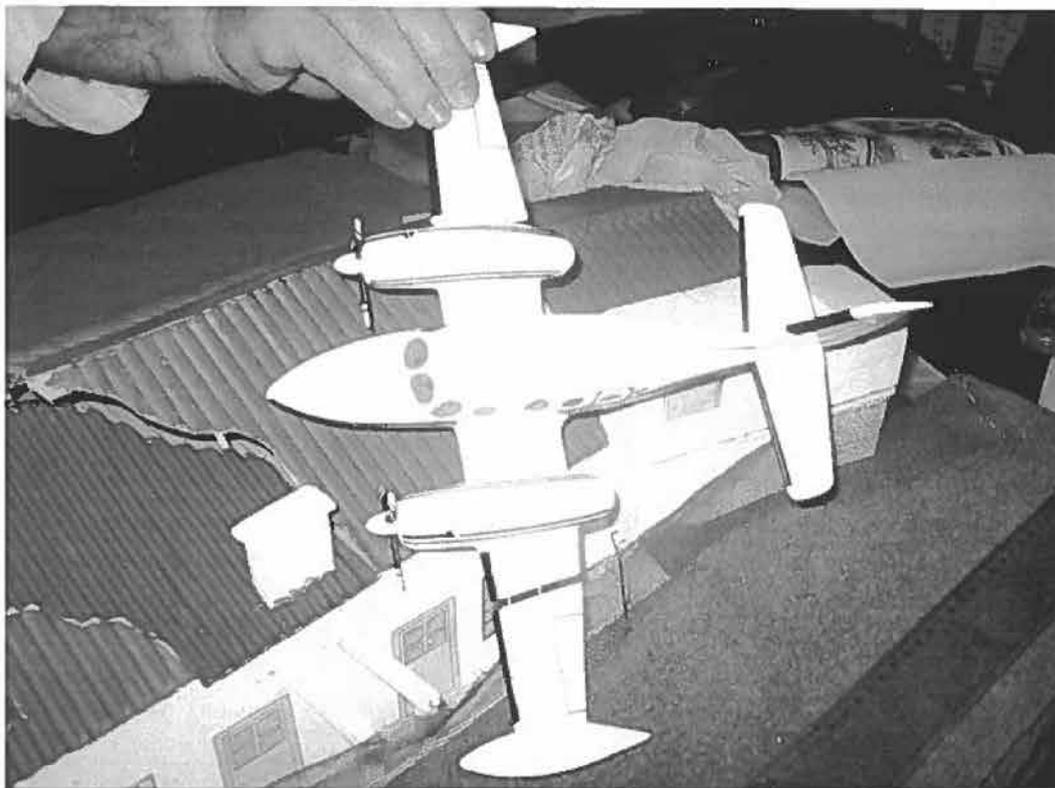


Figura A17-1



Figura A17-2

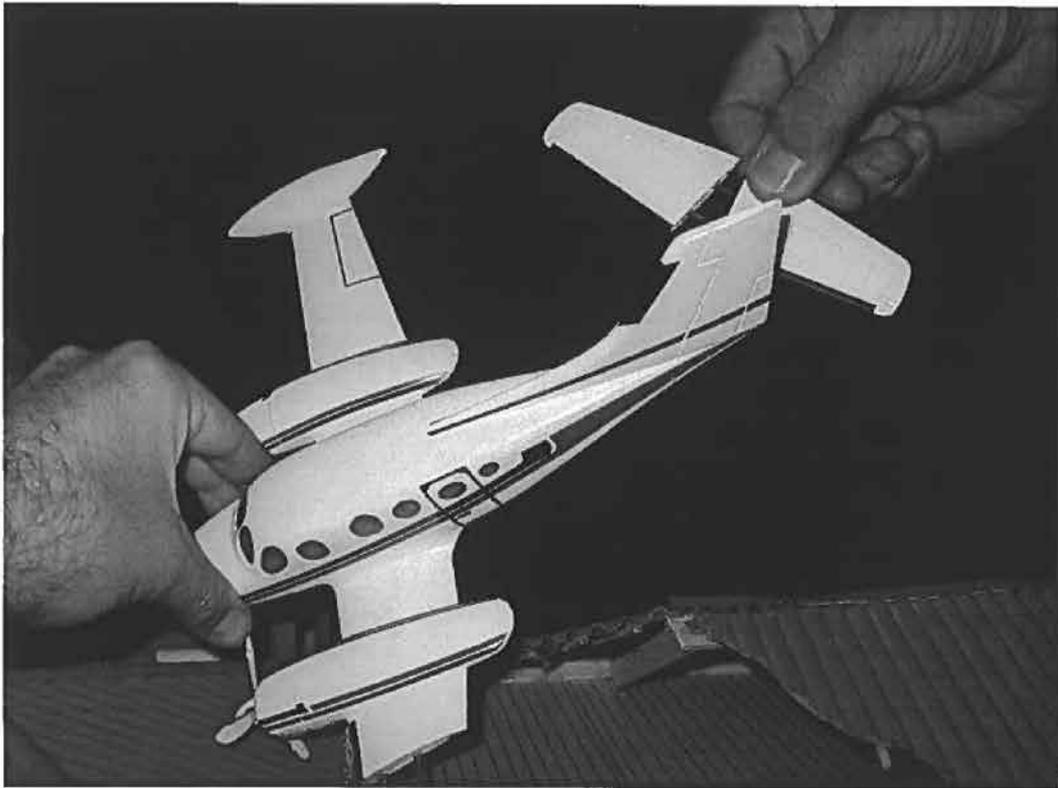


Figura A17-3

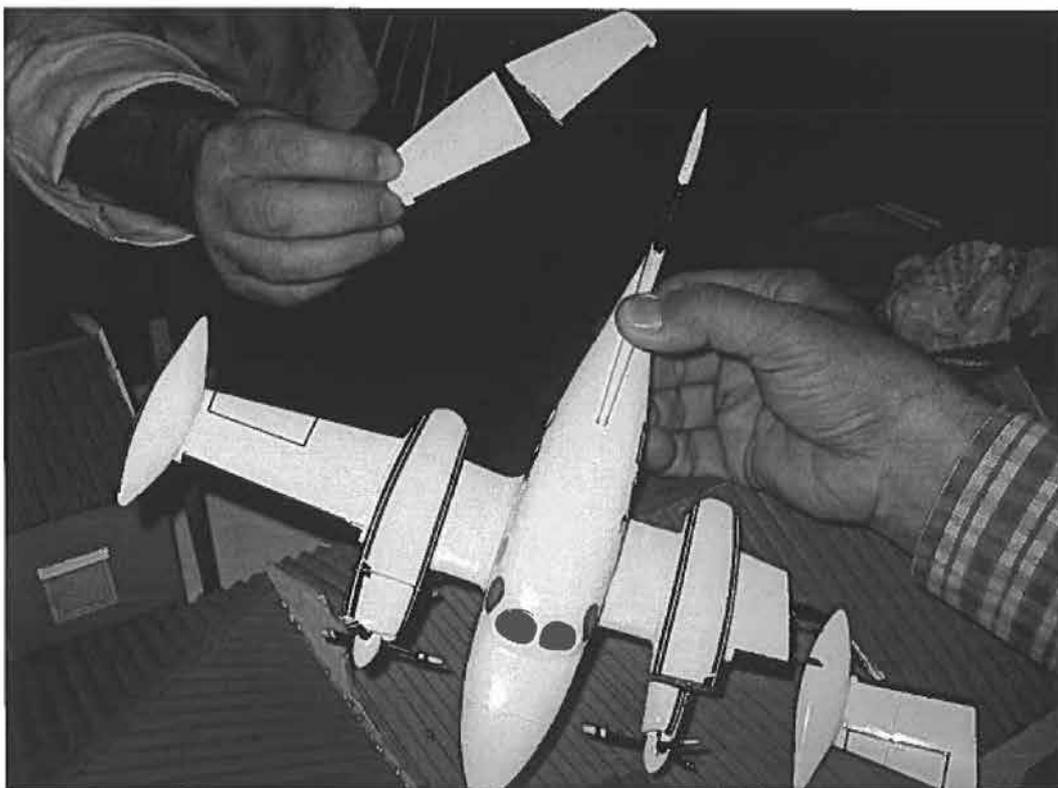


Figura A17-4

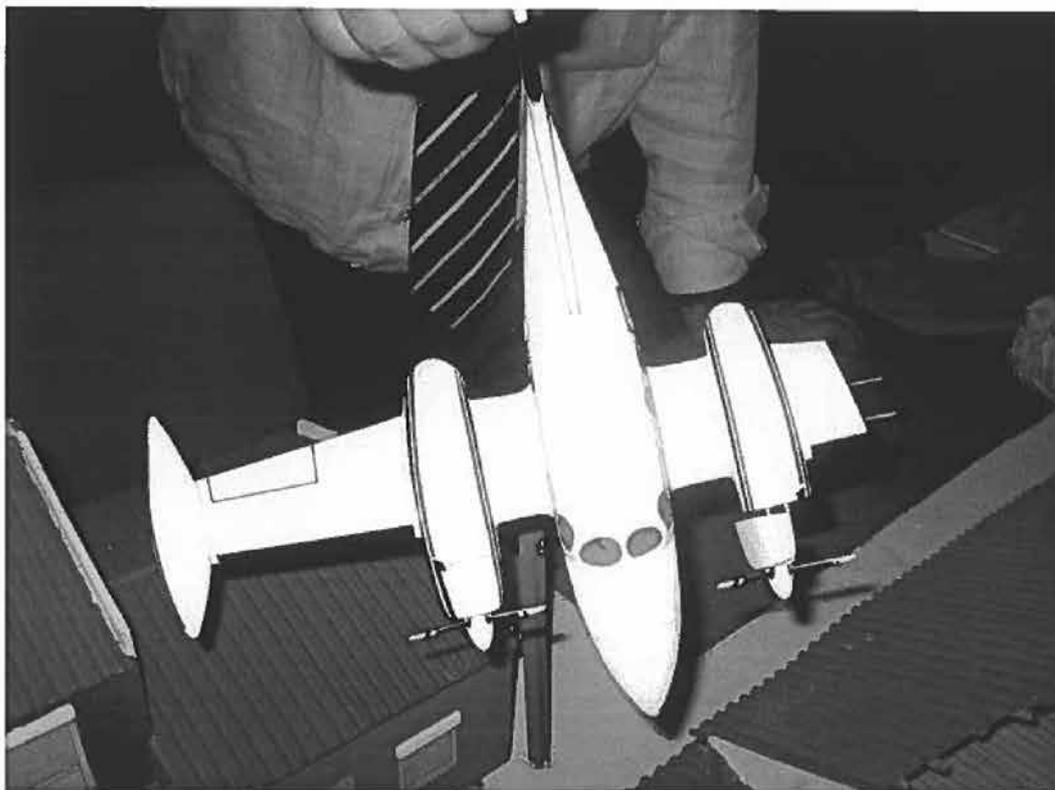


Figura A17-5



Figura A17-6

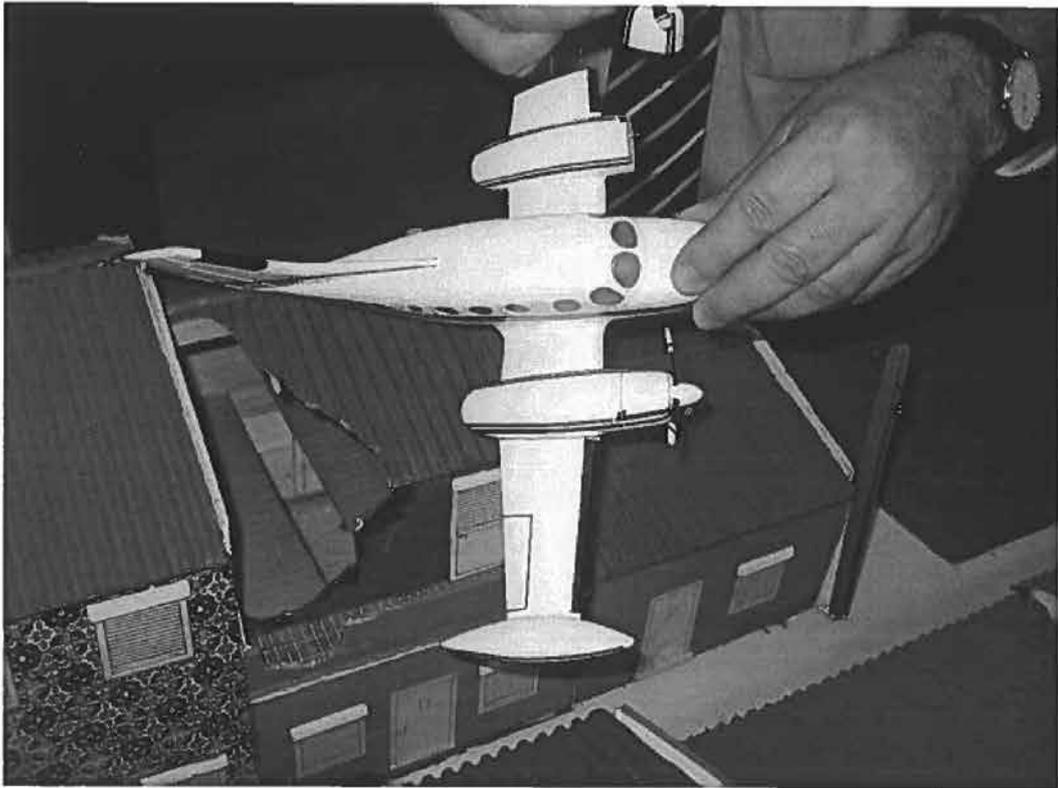


Figura A17-7

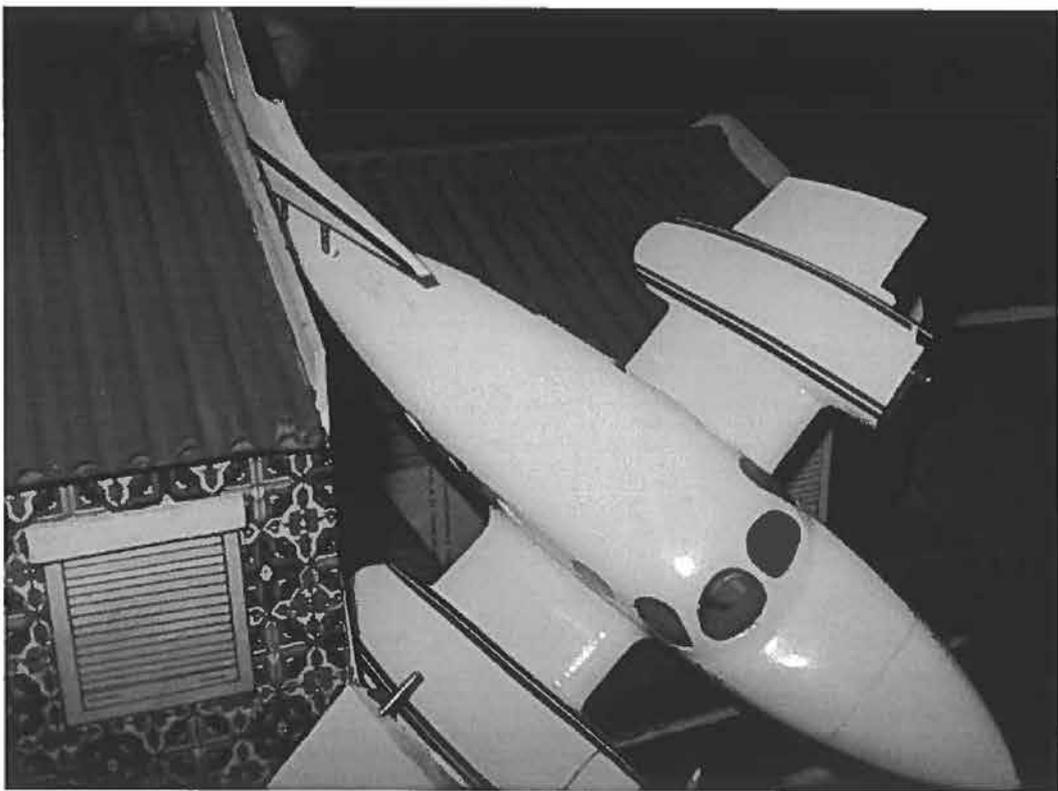


Figura A17-8



Figura A17-9 – O porta-chaves representa o Morris Marina Saloon que se encontrava neste local



Figura A17-10 – O porta-chaves representa o Morris Marina Saloon que se encontrava neste local



Figura A17-11 – O porta-chaves representa o Morris Marina Saloon que se encontrava neste local

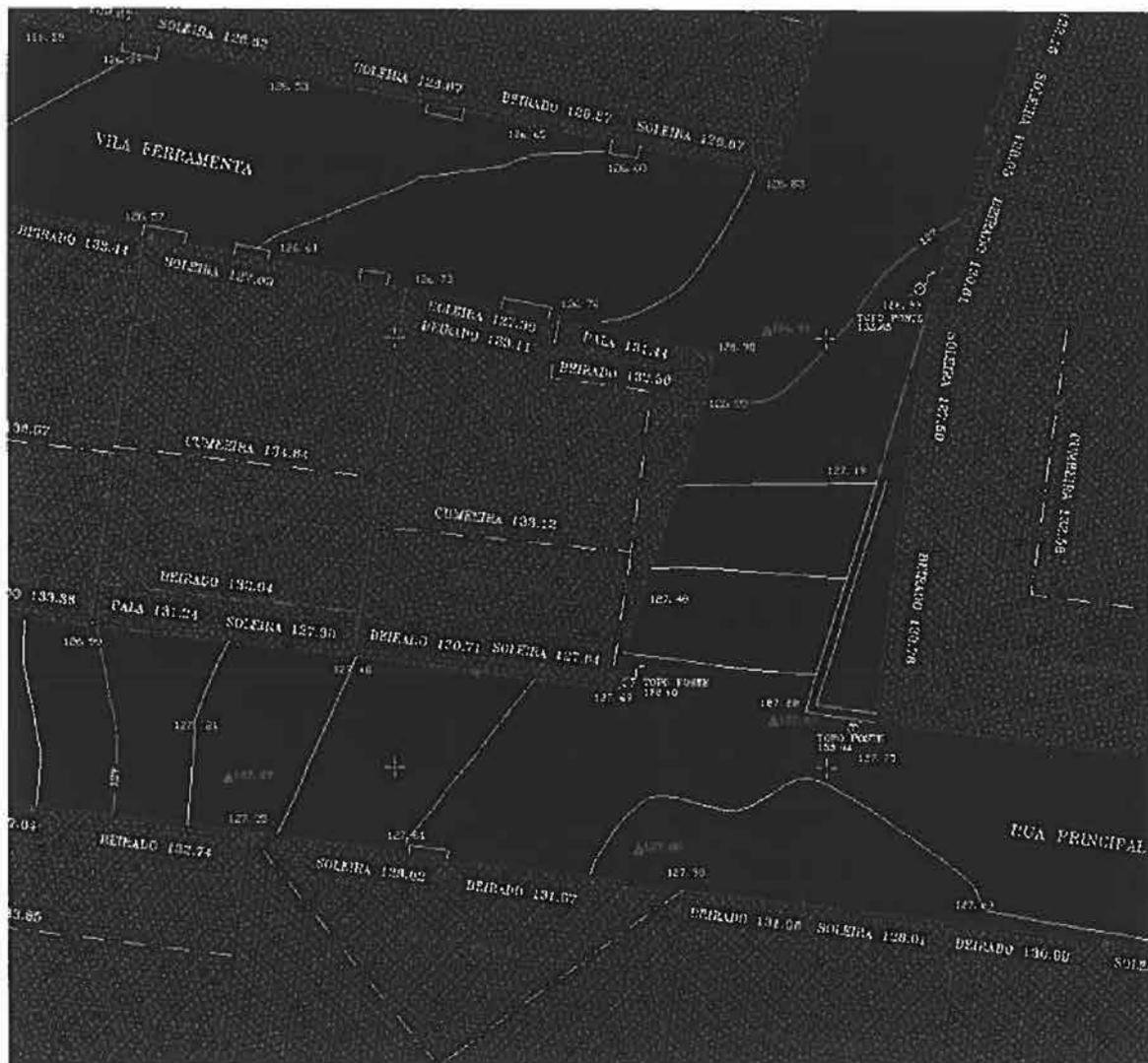


Figura A17-12 – Inserir levantamento topográfico em AutoCAD com nomes das vivendas

ANEXO 18

DEPOIMENTOS RELEVANTES À SEQUÊNCIA DE EMBATES E AO INCÊNDIO

ANEXO 18 – DEPOIMENTOS RELEVANTES À SEQUÊNCIA DE EMBATES E AO INCÊNDIO

Depoimento nº A18-1, Caixa 3, 6º Volume, Folha 1081: depoimento de [REDACTED]

"Tal avião estava ao alto, encostado a [uma] das casas em frente, do outro lado da rua (oposto ao lado onde se situa a sua casa) e com o "nariz" para baixo."

Idem, Folha 1082:

"Também quer esclarecer que quando chegou à porta ainda viu o avião tombar para a rua, continuando a arder. Não ouviu gritos....."

Depoimento nº A18-2, Caixa 3, 7º Volume, Folha 1203: [REDACTED]

"...verificou que a carlinga de um avião estava, na vertical, encostada a uma casa e tinha nessa altura a parte de cima a arder. Como disse, o depoente viu perfeitamente o avião, com as janelas do lado esquerdo para cima, fechadas, o qual tinha o nariz sobre um automóvel que ali estava estacionado e a parte do rabo para cima, junto do telhado da casa. O depoente aproximou-se do avião mas logo fugiu com receio de que rebentasse, de que houvesse alguma explosão. Como também disse, o incêndio começou (tanto quanto viu) pela traseira mas num abrir e fechar de olhos logo se incendiou e caiu para a rua. Quando se aproximou do avião, ficando a cerca de uns 5 metros do mesmo, o depoente não viu qualquer pessoa dentro do avião e, como disse, as janelas estavam fechadas. Pareceu-lhe que os vidros estavam embaciados."

Depoimento nº A18-3, Caixa 3, 7º Volume, Folha 1211: [REDACTED]

"Vi então uma espécie de clarão por cima e viu vir um avião, sem uma asa, do telhado do sr. Penedo (Vivenda Paulos) o qual, logo de seguida, bateu com a asa direita num poste de iluminação pública que se situava à esquina da vivenda Adília e foi estatelar-se, com estrondo, nas outras casas ao lado dessa vivenda Adília. O depoente saiu de casa e dirigiu-se para o avião o qual começou a arder em toda a extensão embora lentamente. Viu, através do vidro de uma das janelas, duas mãos a gesticular, a abanar. No entanto o fogo logo, com muita rapidez, se propagou a todo o avião, este abateu e ficou no meio da rua."

Quer esclarecer que o avião ficou ao alto, com o focinho para baixo, na rua, e a parte traseira em cima da casa onde bateu. Foi então nessa posição, que viu as mãos de um ocupante a gesticular."

Depoimento nº A18-4, Caixa 3, 7º Volume, Folha 1221: [REDACTED]

"Esse avião estava ao alto, numa posição quase vertical, e completamente em chamas. A parte da frente do aparelho estava como que em cima do automóvel do depoente, ali estacionado, e a parte da cauda estava junto ao telhado da vivenda Zeca. Esteve nessa posição uns minutos, três ou quatro, e depois tombou para a rua, tendo ficado atravessado. A cauda ficou junto à janela do outro lado da rua.

Depoimento nº A18-5, Caixa 3, 9º Volume, Folha 1665: [REDACTED]

"...abriu a porta e só viu, em toda a rua, chamas. Estas atingiam mesmo a porta da sua casa. No meio das chamas o depoente saiu para a rua e viu que um avião ali tinha caído. Na verdade, verificou que esse avião estava, parado, fazendo uma ponte entre a Vivenda [Maria de] Fátima e a Vivenda Zeca. O focinho do avião estava sobre a Vivenda Zeca e o rabo estava sobre a Vivenda [Maria de] Fátima. (...) É natural que o avião só tenha estado alguns segundo[s] em ponte."

ANEXO 19

ANÁLISE DA TRAJETÓRIA DO MOTOR DA ASA ESQUERDA DO *CESSNA*

Anexo 19

Análise da Trajectória do Motor da Asa Esquerda do Cessna

por

Antonio C. M. Sousa

Aveiro, Portugal

Outubro, 2004

Anexo 19 – Análise da trajectória do motor da asa esquerda

1. MEMÓRIA DESCRITIVA

Sumário

Esta memória descritiva é relacionada com uma análise da eventual trajectória do motor da asa esquerda do Cessna utilizando um método simplificado.

Como primeira conclusão pode ser dito que é viável a possibilidade de ejeção do motor a partir da Vivenda Paulos. Esta possibilidade não inviabiliza porém a hipótese de o motor ter sido ejectado a partir da Vivenda Zeca.

Objectivo

A análise da trajectória do motor da asa esquerda do Cessna teve como primeiro objectivo verificar as condições primeiras do impacto/impactos do Cessna.

Na metodologia de análise são previstos diferentes cenários de impacto e com base na solução das Eqs. 1, 2 ou 3 da "Ficha Técnica" poder-se-á eventualmente indicar os casos (ou caso) que possam ser justificados fisicamente.

Hipótese da Metodologia

O modelo não considera a influência do vento na trajectória do motor. Esta influência é estimada ser inferior a 2%, deste modo o erro que se comete pode ser desprezado.

Resultados

As diferentes simulações conduzidas revelaram um cenário fisicamente plausível, e, possivelmente, mais provável.

Neste cenário, as principais premissas são:

- O motor da asa esquerda foi ejectado a partir do beirado do telhado da Vivenda Paulos;
- A ejeção do motor pode ter sido facilitada pelo impacto da asa esquerda no beirado da Vivenda Paulos, mas não é condição necessária para a ejeção;
- O telhado da Vivenda Paulos pode ter actuado como uma "rampa de lançamento", (embora o evento seja de baixa probabilidade), pois o ângulo do declive do telhado é da ordem dos 19°, que é bastante inferior ao do ângulo de saída calculado);
- Os valores aproximados da velocidade inicial de ejeção (v_0) e do ângulo de saída (φ) são 69 Km/h e 49°, respectivamente. Estes valores satisfazem a condição de que a trajectória passa acima da cota da cumeeira E (Anexo II).

Deve ser notado que o valor de (v_0) deverá ter um valor bastante inferior ao da velocidade do Cessna antes de ter embatido nos diferentes obstáculos no solo.

Nota Final

O cenário descrito na secção "Resultados" não inviabiliza outros cenários possíveis, entre eles um primeiro embate do motor na Vivenda Paulos, depois uma passagem pela Vivenda Zeca, e finalmente vir a imobilizar-se na Vila Ferramenta. Este cenário, embora fisicamente viável, exige que sejam postulados eventos de baixa probabilidade.

Anexo 19 – Análise da trajectória do motor da asa esquerda

2. FICHA TÉCNICA

As equações utilizadas na análise de balística do motor da asa esquerda e baseadas nas hipóteses anteriormente enunciadas, são as seguintes:

$$W_1 = \frac{1}{g} \cdot v_0 \cdot \cos \varphi \cdot \left[v_0 \cdot \sin \varphi \pm \left(\sin^2 \varphi \cdot v_0^2 - 2 \cdot g \cdot H_1 \right)^{1/2} \right] \quad (1)$$

$$H_1 = W_1 \cdot \tan \varphi - g \cdot W_1^2 / \left(2 \cdot v_0^2 \cdot \cos^2 \varphi \right) \quad (2)$$

$$\tan \varphi = v_0^2 \cdot \left[1 \pm \left(1 - g \cdot \left(2 \cdot H_1 + g \cdot W_1^2 / v_0^2 \right) / v_0^2 \right)^{1/2} \right] / (g \cdot W_1) \quad (3)$$

onde:

- g aceleração de gravidade (9,81 m/s²);
- H_1 desnível entre os pontos A e G na carta topográfica (ver Anexo I), m;
- v_0 velocidade inicial do motor da asa esquerda, m/s;
- W_1 distância, em planta, entre os pontos A e G na carta topográfica, m;
- φ ângulo de velocidade v_0 com a sua projecção no plano horizontal, graus.

Os valores de H_1 e W_1 são conhecidos, e a solução das Eqs. 1, 2 ou 3 tem como objectivo a determinação das variáveis v_0 e φ . Os valores destas variáveis indicam possíveis cenários para o impacto que levou ao desprendimento do motor da asa esquerda do Cessna.

Para verificação da eventual trajectória do motor da asa esquerda foram adicionalmente utilizadas as seguintes equações:

$$H = v_0^2 \cdot \sin^2 \varphi / (2 \cdot g) \quad (4)$$

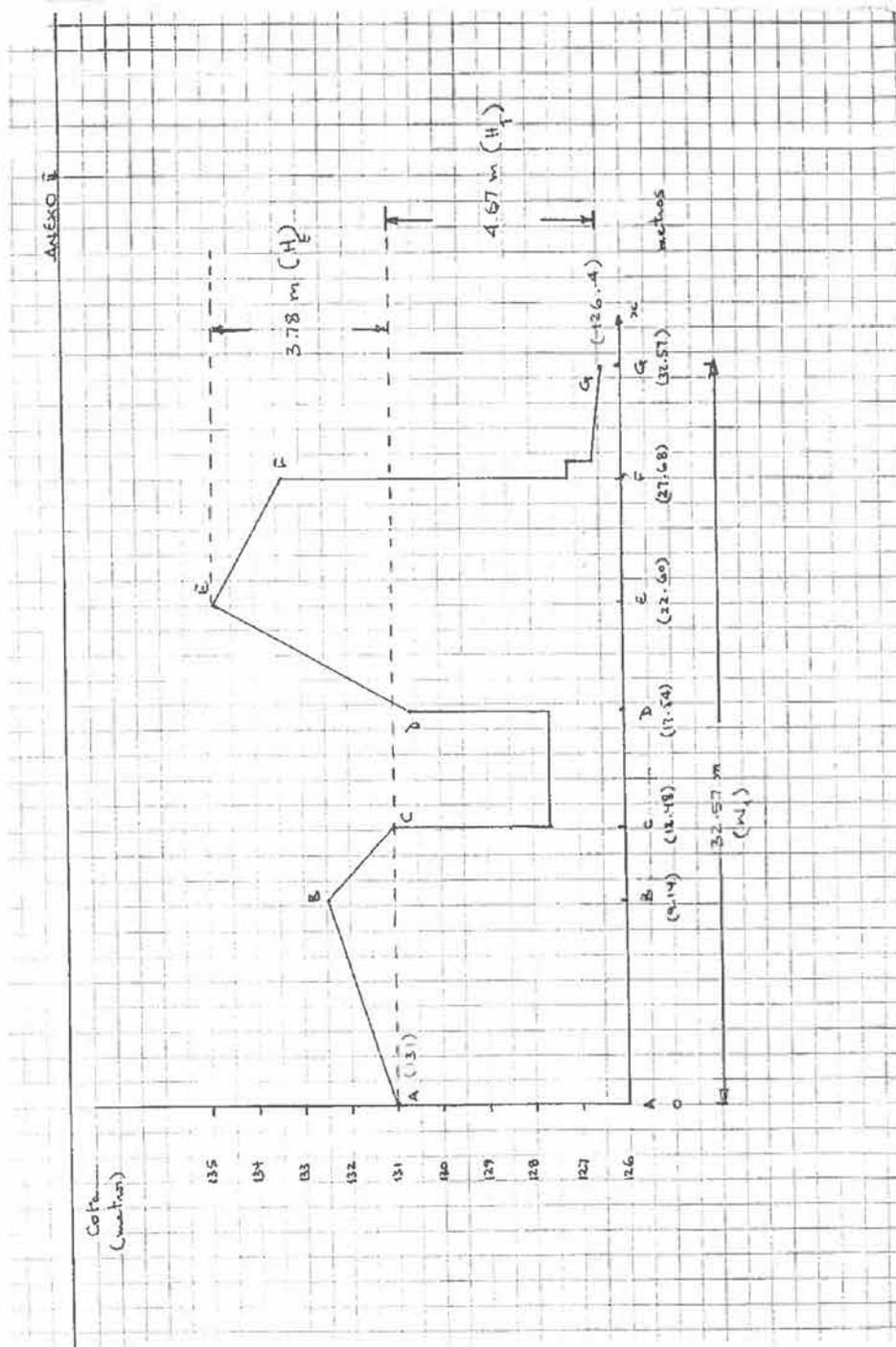
$$H_E = x_E \cdot \tan \varphi - g \cdot x_E^2 / \left(2 \cdot v_0^2 \cdot \cos^2 \varphi \right) \quad (5)$$

onde:

- H altura máxima da eventual trajectória do motor da asa esquerda a partir do beirado da Vivenda Paulos, m;
- H_E altura da eventual trajectória do motor da asa esquerda a partir do beirado da Vivenda Paulos acima da localização E indicada na carta topográfica (Anexo I), m;
- x_E distância, em planta, entre os pontos A e E na carta topográfica (o ponto E é o ponto de cota mais elevado na eventual trajectória do motor da asa esquerda), m.

NOTA: O sistema de equações, Eqs. 1,2 ou 3 foi resolvido utilizando um método iterativo, em que a convergência admitida para valores do resíduo, para cada uma das equações, é igual ou inferior a 10^{-6} .

Anexo 19 – Análise da trajectória do motor da asa esquerda



ANEXO 20

ANÁLISE DOS EFEITOS FISIOLÓGICOS DO MONÓXIDO DE CARBONO

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

PARTE I

1 – Considerações introdutórias

1.1 – Monóxido de Carbono e Hemoglobina

O monóxido de carbono – CO – é um gás incolor, inodoro e praticamente insípido, muito pouco solúvel na água, mas venenoso em virtude da sua elevada capacidade de combinação com a hemoglobina. Consequentemente, a sua interferência no processo respiratório traduz-se na redução da quantidade de oxigénio carreada pelo sangue para os diversos tecidos.

Alguns autores atribuem-lhe ainda a possibilidade de penetração, se bem que fraca, no organismo humano através da pele e das mucosas, bem como no tecido celular subcutâneo na sequência de ferimentos e queimaduras com origem em explosões.

O monóxido que chega ao pulmão passa osmoticamente ao plasma sanguíneo, nele se dissolvendo proporcionalmente ao seu coeficiente de solubilidade e à sua pressão parcial na mistura gasosa respirada. A afinidade da hemoglobina para o CO é cerca de 200 vezes superior à daquela substância para o oxigénio. Compreende-se então que o CO – mesmo quando em baixas concentrações no ar inalado – facilmente desaloje e substitua o oxigénio da hemoglobina, gerando a carboxihemoglobina (HbCO) de acordo com a seguinte reacção



A carboxihemoglobina é um composto muito estável, pelo que a reacção supra se caracteriza por forte deslocação para a direita; a elevada irreversibilidade desta reacção explica, consequentemente, a periculosidade associada à inalação de CO: a carboxihemoglobina provoca lesões e fatalidades por envenenamento e não por asfixia.

As proporções de HbCO formada para a HbO₂ coexistente são, nas condições normais de pressão e de temperatura (abreviadamente, P.T.N.), funções das quantidades relativas de CO e de O₂ presentes no ar inalado. Variam sensivelmente (de modo não linear) com a temperatura e a pressão, razão pela qual a recuperação de indivíduos

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

afectados por exposição ao CO é feita em câmaras hiperbáricas com atmosfera enriquecida em oxigénio (a sobrepressão tenderá a deslocar a reacção [1] para a esquerda, assim se criando condições de regeneração do plasma sanguíneo contaminado pela incorporação de CO).

1.2 – Génese dos Óxidos de Carbono

O monóxido de carbono e o dióxido de carbono – CO₂ – formam-se por combustão do carbono, produzindo-se o primeiro quando houver défice de oxigénio; mas o CO, mesmo em presença de oxigénio disponível suficiente, pode gerar-se em condições especiais de irrupção de CO₂ em uma atmosfera anteriormente isenta deste composto: se a temperatura for suficientemente elevada, o CO₂ pode desdobrar-se em CO e O₂.

A real influência do dióxido de carbono na fenomenologia da respiração é assunto algo controvertido, conquanto seja dado adquirido que o aumento deste gás no sangue desencadeia excitação do centro respiratório em consequência da qual aumentam o ritmo e a amplitude das inspirações e, decorrentemente, a quantidade de CO inalada e passada para a corrente sanguínea (se acaso o monóxido coexistir com o dióxido na atmosfera respirada).

1.3 – Tipos de estudos respeitantes ao Monóxido de Carbono

Há dois tipos essenciais de estudos relativos ao efeito do CO inalado sobre o organismo, a saber:

1.3.1 – Estudos que incidem nos efeitos fisiológicos devidos à presença de percentagens diversas de CO no sangue.

O Quadro 1 contém as conclusões de um estudo desta índole, com [B] traduzindo, em percentagem referida o volume total, a proporção de HbCO presente no sangue.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 1

EFEITOS FISIOLÓGICOS DO MONÓXIDO DE CARBONO PRESENTE NO SANGUE	
[B]	EFEITOS
10%	Efeitos insignificantes, salvo quando a respiração se tornar mais rápida em resultado de esforços musculares intensos
20%	Efeitos geralmente insignificantes, salvo se a respiração acelerar em resultado de esforços musculares moderados; ligeiras dores de cabeça
30%	Dores de cabeça. Irritabilidade. Sensação de fadiga e perturbação da capacidade de raciocínio lógico. Náuseas.
40 – 50%	Dores de cabeça. Confusões. Prostração. Síncope em caso de esforço físico, mesmo moderado.
60 – 70%	Perda de consciência. Paragem da respiração e morte se a exposição ao CO se prolongar
80%	Mortal em exposições de muito curta duração
> 80%	Instantaneamente mortal

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Por seu lado, a Fig.1 traduz graficamente as aquisições de um outro estudo com finalidades análogas ao antecedente, sendo importante referir que as diferentes origens destes estudos explicam a não concordância exacta dos efeitos em um e outro associados a idênticas percentagens de HbCO.

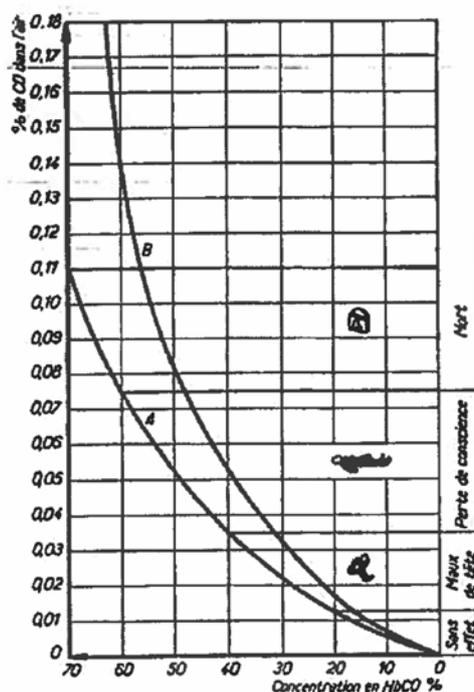


Fig. 1-3. — Effet de l'oxyde de carbone sur l'homme en fonction de la concentration dans le sang. —
 A : Courbe de saturation maximum du sang (Equilibre établi entre le gaz dans l'air respiré et le gaz dans le sang).
 B : Courbe de saturation moyenne du sang (Valeurs moyennes physiologiques déterminées).
 (D'après Health Practices Pamphlet n° 7 — U.S.A.)

Fig.1

Os sintomas reduzem-se em número com o aumento da velocidade de incorporação do CO no plasma sanguíneo e esta velocidade, por sua vez, é função crescente da temperatura e pressão parcial do gás. Deste modo, regista-se uma forte equivalência de efeitos entre a exposição a uma alta concentração de CO à pressão e temperatura normais e a exposição a baixas concentrações na presença de sobrepressões e de temperaturas elevadas; em ambos os cenários descritos pode sobrevir uma rápida

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

prostração e perda de consciência, não antecedidas dos sintomas característicos cuja manifestação pode constituir advertência de perigo eminente.

1.3.2 – Estudos respeitantes aos efeitos sobre indivíduos que permanecem mais ou menos longamente em atmosferas contendo concentrações diversas de monóxido de carbono

A celeridade do surgimento sequencial dos sintomas típicos da inalação de CO e a brevidade com que pode ocorrer um desfecho com sequelas irreversíveis ou uma fatalidade dependem dos seguintes factores:

- Concentração de CO no ar inalado;
- Condições termodinâmicas do ar;
- Agitação do ar;
- Factores pessoais, mormente o estado de saúde do indivíduo e a sua sensibilidade própria ao CO;
- Tipo e intensidade da actividade física desenvolvida pelo indivíduo enquanto inala ar mais ou menos contaminado;
- Eventual presença de CO₂ conjuntamente com CO.

Complementando o que a propósito de CO₂ foi referido em 1.2, atente-se no seguinte: quando o CO₂ irrompe em dada atmosfera por efeito da decomposição súbita de materiais explosivos (explosão ou, no limite de rapidez e perfeição deste processo de combustão ultra-rápida, uma detonação), evidencia muito altas temperatura e pressão, factores em resultado dos quais o gás não se difunde simplesmente: expande-se violentamente na atmosfera e a queda acentuada da temperatura associada a tal processo de transformação propicia o desenvolvimento da seguinte reacção que se desloca para a direita:



ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Dito de outro modo, mesmo que os materiais explosivos sejam de combustão completa (isto é, adequadamente balanceadas em oxigénio como garantia de que da sua decomposição explosiva apenas resultem produtos completamente oxidados - CO_2 e H_2O - e azoto livre, N_2), o monóxido de carbono pode fazer-se presente em virtude de o calor armazenado nos gases não ser consumido em trabalho mecânico contra resistências exteriores, deste modo conferindo-lhes uma energia elástica que promove uma poderosa e instantânea expansão. O resultado consiste na geração de monóxido de carbono por desdobramento do CO_2 , de acordo com a reacção supra.

O CO_2 apenas se difundiria mais ou menos rapidamente, sem desdobramento, se acaso o processo de irrupção do CO_2 na atmosfera de desenrolasse em condições termodinâmicas não muito desviadas das condições P.T.N.

A Fig.2 ilustra o efeito de concentrações diversas de CO sobre um indivíduo em esforço físico, em função da duração da exposição àquele gás.

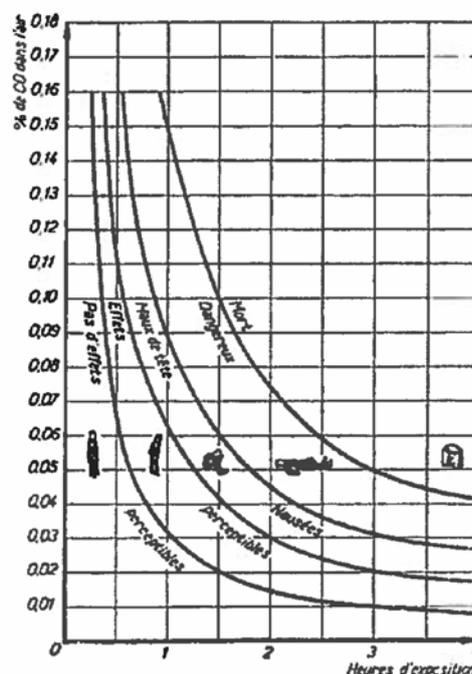


Fig. 1-4. — Effet de l'oxyde de carbone sur l'homme en fonction de la durée d'exposition. (d'après le Document 212 du Bureau of Standards-U.S.A.)

Fig.2

O Quadro 2 indica os tempos ao fim dos quais surgirão, em média, os sintomas característicos da inalação de CO, nos casos de um indivíduo em repouso e em plena actividade física.

Convém não olvidar que, uma vez atingido certo nível de intoxicação, a fraqueza física e anímica que geralmente se faz sentir (e mesmo ainda enquanto o indivíduo está plenamente consciente) inibe-o de se afastar do ambiente perigoso pelos seus próprios meios.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quando o indivíduo que sofreu exposição ao CO regressa ao ar puro, o monóxido de carbono inalado tende a ser deslocado da hemoglobina pela acção de massa do oxigénio e a hemoglobina assim regenerada retoma a sua actividade normal de veículo alternativo do O₂ e CO₂. Mas este processo de regeneração é lento, muito mais moroso do que o processo de incorporação do CO na hemoglobina, dado o violento contraste de afinidades desta substância para o CO e o O₂. Daí o recurso a câmaras hiperbáricas para acelerar o processo regenerativo da hemoglobina e deste modo obviar às consequências e sequelas graves associadas à permanência de monóxido de carbono no organismo.

Quadro 2

Effets de l'oxyde de carbone dans l'atmosphère

Concentration en CO (vol.)	Effets sur un individu au repos	Effets sur un individu effectuant un travail physique modéré, doublant approximativement le volume de l'air respiré
$5 \cdot 10^{-5}$	Néant.	Néant (il n'en est pas de même pour un travail très ardu).
$1 \cdot 10^{-4}$	Néant.	Peut-être un léger mal de tête et un certain manque de souffle au bout de 2 à 3 heures.
$2 \cdot 10^{-4}$	Maux de tête au bout de 3 à 4 h ; les symptômes ne deviennent pas graves.	Maux de tête, manque de souffle, vertiges, palpitations après 2 heures.
$5 \cdot 10^{-4}$	Maux de tête, palpitations, nausées et vertiges ; les symptômes se manifestent après 1 h à 1 h 30.	Maux de tête pénibles, vertiges, essoufflement, affaiblissement de la vue, éventuellement vomissements et collapsus. Les symptômes se manifestent après 45 mn à 1 h.
$1 \cdot 10^{-3}$	Des symptômes bénins apparaissent après 1 h à 1 h 30. Ils deviennent graves après 2 h 30. Collapsus. Une exposition prolongée peut être fatale.	Des symptômes bénins apparaissent après 50 à 45 mn ; ils deviennent graves après 45 mn à 1 h.
$1 \cdot 10^{-2}$	Des symptômes bénins apparaissent après 10 minutes et deviennent graves en 15 mn. Cette concentration est fatale pour 2 à 3 h d'exposition et peut même l'être pour une période plus courte.	Des symptômes bénins apparaissent en 3 à 5 minutes et deviennent rapidement graves. Danger de mort.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

2 – Objectivos deste trabalho. Metodologia observada.

Este trabalho visa o estabelecimento de relações analíticas entre teores de CO, tempos de exposição a este gás e teores de carboxihemoglobina correspondentes, para condições termodinâmicas que não as P.T.N. Efectivamente, quer as leituras feitas sobre as curvas das Figs.1 e 2 quer as indicações disponibilizadas pelos Quadros 1 e 2 são válidas apenas sob o pressuposto de serem normais a temperatura e pressão reinantes.

Contudo, muitos dos processos a que está associado a emergência de CO são processos explosivos, em geral caracterizados pela ocorrência de pressões instantâneas elevadíssimas (dezenas de milhares de atmosferas) e temperaturas variando entre 1500 e 4000 °C, sempre que os materiais explosivos se decompõem em regime detonante e em recinto fechado dotado de paredes resistentes (pedra, betão, materiais maciços diversos). Quando os processos explosivos se desenrolam contra a atmosfera envolvente (o mesmo é dizer, encontrando como acções resistente apenas as associadas à inércia do ar ambiente), a energia em trânsito representada pelo calor libertado nas decomposições não se converte e consome em trabalho mecânico (de deformação, rotura, projecções, vibrações, etc.), sobre materiais – que então não existem – encarcerantes e estreitamente confinantes dos explosivos, mas sim em processos expansivos extremamente rápidos e violentos que se desenrolam a temperaturas e pressões muito consideráveis, embora geralmente não tão elevadas como as associadas a processos detonatórios em vaso fechado.

É óbvio que os gráficos das Figs. 1 e 2 carecem da precisão de leitura necessária e suficiente para nos permitir inferir com rigor os teores realmente atingidos pelo CO e pelo HbCO, quando os tempos de exposição ao monóxido forem da ordem de poucas dezenas de segundos; e por razões intrínsecas de concepção, tampouco consentem ilações quanto à grandeza daqueles mesmos teores em cenários termodinâmicos caracterizados por pressões superiores a 1 atm = 760 mm Hg e temperaturas superiores a 15 °C = 288,15 °K (valores de referência correntemente adoptados como traduzindo as condições “normais” de um gás ou mescla de gases).

Uma certa porção de ar confinado em dado espaço (e.g., uma sala, uma cavidade subterrânea sem comunicações francas com a atmosfera exterior, um cave de um prédio, etc.) que sofra uma mudança brusca de estado por acção de um foco térmico

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

intenso e energético (como de uma carga explosiva) poderá transformar-se termodinamicamente de modos muito variados.

Não obstante, por razões transparentes, os processos que se desenvolvam a temperatura constante (transformações isotérmicas) ou a pressão constante (transformações isóbaras ou isopiézicas) não serão objecto de atenção detalhada. Mas já os processos de transformação a volume constante (transformações isocóricas) e os processos adiabáticos (transformações em que o sistema – ar afectado – não cede ao exterior qualquer forma de energia, nem deste a recebe), bem como os processos de transformação politrópica – sobretudo os de elevado índice de transformação – serão alvo de análise pormenorizada.

Votar-se-á particular atenção aos processos isocóricos, porque estes – a par dos processos politrópicos de alto índice n – fornecem chaves para interpretação da fenomenologia ocorrente em inúmeras transformações de sistemas constituídos por ar confinado em espaços relativamente restritos. É o caso do conjunto de fenómenos associados à expansão do ar gerado após rebentamento de pegas-de-fogo em uma cavidade mineira, ou a explosões de grisú, bem como ao caso das chamadas “deflagrações da atmosfera” em minas de carvão ou de minérios ricos em pirites. Estas são situações específicas em que o suporte analítico descritor daqueles tipos de transformação de sistemas pode, após adequada adaptação, habilitar-nos com informações valiosas para a interpretação e para a caracterização rigorosa, mediante valores numéricos, das particularidades físicas daqueles tipos de ocorrências geralmente calamitosas.

A metodologia adoptada neste estudo consiste no estabelecimento das expressões analíticas geradoras das curvas das Figs.1 e 2 para, em fases seguintes e por generalização das expressões a condições termodinâmicas distintas das normais, passar ao seu mútuo relacionamento com vista à obtenção das leis de incorporação de CO no plasma sanguíneo em função do tempo de exposição àquele gás, sob condições quaisquer de pressão e temperatura.

Isto feito, será possível averiguar quais as condições termodinâmicas que deverão existir para que, em intervalos de tempo brevíssimos e partindo de baixas concentrações em CO, possam registar-se elevadas taxas de formação de HbCO no sangue; ou, inversamente, partindo do conhecimento destas taxas e das condições

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

termodinâmicas (presumivelmente) reinantes, inferir os teores de partida em monóxido de carbono que originaram tais níveis de absorção de CO pelo sangue, bem como a grandeza dos intervalos de tempo durante os quais essa absorção se processou.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

3 – Representação analítica das curvas A e B da Fig.1 (Efeito do monóxido de carbono sobre o homem, em função da sua concentração no sangue)

A observação do gráfico da Fig.1 mostra que as derivadas das curvas têm pendentes positivas, indicando que as concentrações [A], do monóxido de carbono – e [B], da carboxihemoglobina, aumentam no mesmo sentido: a concentração deste último composto é, no equilíbrio, tanto mais elevada quanto mais alta for a concentração do monóxido de carbono no ar inalado.

O andamento de tipo exponencial daquelas curvas permite postular que a concentração [A] relativamente à concentração [B] seja igual à concentração [A] na origem – isto é, para [B] = 0 – multiplicada por um factor exponencial de tipo $e^{\alpha[B]}$.

Isto equivale a considerar que o ritmo de incorporação do CO na hemoglobina para dar origem à carboxihemoglobina, HbCO, é directamente proporcional à concentração de CO, através de um factor de proporcionalidade, α , a que poderemos chamar Constante de Incorporação (ou de Absorção).

Designando aquele ritmo (ou gradiente) de incorporação por R, a asserção anterior vem matematicamente traduzida por

$$R = \alpha [A] \quad [3]$$

e fazendo, de acordo com a sua definição,

$$R = \frac{d[A]}{d[B]} \quad [4]$$

a expressão [3] converte-se em

$$d[A] = \alpha [A] d[B]$$

Separando variáveis e integrando, vem

$$\frac{d[A]}{[A]} = \alpha \cdot d[B]$$

$$\ln [A] = \alpha [B] + \text{constante} \quad [5]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

A concentração [B] tomará valor nulo – significando que não há HbCO no plasma sanguíneo – para um determinado valor de [A], não necessariamente nulo, que vem a ser a concentração máxima em CO que poderá existir no ar inalado sem que se registem quaisquer efeitos fisiológicos, mesmo para longos períodos de exposição ao gás, em um indivíduo em pleno esforço físico. Este valor de [A] constituirá, portanto, o limite de inocuidade do CO no ar respirado.

Designando tal valor por $[A_0]_{\min}$, decorre de [5], para $[B]=0$,

$$\ln [A_0] = \text{constante} \quad [6]$$

Por conseguinte, será

$$\begin{aligned} \ln [A] - \ln [A_0]_{\min} &= \alpha [B] \\ \ln \frac{[A]}{[A_0]_{\min}} &= \alpha [B] \\ \frac{[A]}{[A_0]_{\min}} &= \exp(\alpha [B]) \\ [A] &= [A_0]_{\min} \exp(\alpha [B]) \end{aligned} \quad [7]$$

Por retro-análise baseada em valores colhidos do gráfico da Fig.1 e ancorada nos conceitos atrás expostos, pode concluir-se que as curvas A e B são analiticamente representadas pelas expressões

$$\begin{aligned} [A] &= 6,43 \times 10^{-3} \exp(40,547 \times 10^{-3} [B]) \\ (\alpha_1 &= 40,547 \times 10^{-3}) \end{aligned} \quad [8]$$

$$\begin{aligned} [A] &= 1,02 \times 10^{-3} \exp(82,150 \times 10^{-3} [B]) \\ (\alpha_2 &= 82,150 \times 10^{-3}) \end{aligned} \quad [9]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Estas curvas fornecem as seguintes correspondências:

Quadro 3

CURVA	[B] %	[A] %
A	100	0,371
	80	0,165
	70	0,110
	60	0,074
	50	0,050
	40	0,033
B	100	3,778
	80	0,728
	70	0,320
	60	0,140
	50	0,062
	40	0,027

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

4 – Representação analítica das curvas da Fig.2 (Efeitos do monóxido de carbono sobre o homem, em função do tempo de exposição)

4.1 – Estrutura geral das curvas. Constante de velocidade (β)

A análise do gráfico da Fig.2 evidencia que as tangentes às curvas têm pendente negativa, indicando que a concentração $[A]$ e os intervalos de tempo de exposição, t , têm variação inversa.

O andamento de tipo exponencial das curvas em análise – chamar-lhe-emos “M”, de Morte e “P”, de Perigo – sugere que deva existir entre a velocidade de variação da concentração de monóxido de carbono – $d[A]/dt$ – e a própria concentração deste reagente uma relação do tipo genérico

$$-\frac{d[A]}{dt} = \beta[A] \quad [10]$$

$$\frac{d[A]}{[A]} = -\beta dt$$

$$\ln [A] = -\beta t + \text{constante}$$

Designando por $[A_0]$ a concentração máxima de $[A]$ na origem – isto é, para um curtíssimo intervalo de tempo, $t \approx 0$ – virá

$$\ln[A_0] = \text{Constante}$$

Por conseguinte,

$$\ln [A] - \ln [A_0] = -\beta t$$

$$\ln \frac{[A]}{[A_0]} = -\beta t$$

$$[A] = [A_0] \exp(-\beta t) \quad [11]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Esta expressão tem a seguinte leitura: a concentração de CO ao fim de dado intervalo de tempo t de exposição vem dada pelo produto da concentração máxima atingível instantaneamente (isto é, para $t \approx 0$) por um factor exponencial $e^{-\beta t}$, em que β vem a ser a Constante de Velocidade de incorporação do CO no plasma sanguíneo, ou simplesmente Constante de Velocidade de reacção do CO com a hemoglobina.

Se o volume do sistema em transformação (uma dada massa de ar) permanecer constante – caso de uma transformação isocórica – diz-nos a equação supra que a concentração do CO no sangue diminui com a grandeza do intervalo de tempo t , a uma velocidade que é proporcional àquela concentração; matematicamente, essa velocidade vem traduzida por $-d[A]/dt$, donde a expressão [10].

4.2 – Determinação do valor de β

As evoluções representadas pela curva M e pela curva A devem ser compatíveis: a iminência de morte traduzida pela equação de curva M deve certamente estar relacionada com a saturação máxima em CO representada pela curva A.

Esta necessidade de compatibilização permite o estabelecimento da seguinte correspondência: uma vez que a equação da curva A fornece $[A] = 0,371$ para $[B] = 100$, a equação da curva M deverá fornecer também $[A] = 0,371$ para tempos brevíssimos (digamos, da ordem de muito poucos segundos, já que para valores de $[B]$ superiores a 80 a morte sobrevém imediatamente).

Consequentemente a equação [11] deverá escrever-se

$$[A] = 0,371 \exp(-\beta t) \quad [12]$$

em que o valor de β é inferível por procedimento baseado em análises operadas sobre pares de pontos ($[A]$, t) colhidos no gráfico da Fig.2.

Deste modo, obtém-se

$$\beta = 0,904$$

pelo que a expressão [11] toma a forma final

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$[A] = 0,371 \exp(-0,904 t) \quad [13]$$

NOTA: Pode verificar-se que o ajustamento dos valores fornecidos por esta expressão aos valores homólogos mais rigorosos extraíveis do gráfico é excelente numa gama de intervalos de tempo t de exposição ao CO inferiores ou iguais a 2 horas.

Para valores de t superiores a 2 horas, conviria afectar a expressão [13] de uma correcção aditiva cuja estrutura é

$$C = 14,2 \times 10^{-3} (t - 1)^{0,78} \quad [14]$$

ou, alternativamente,

$$C = 14,2 \times 10^{-3} e^{0,249(t-1)} \quad [15]$$

Não obstante, em todos os cálculos e desenvolvimentos subsequentes recorrer-se-á à expressão [13], porque os intervalos de tempo a considerar não excedem os cinco minutos, muitíssimo afastados, portanto, do valor de t a partir do qual a eventual exigência de rigor tornaria conveniente o recurso à correcção C.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

5 – Evolução da concentração em HbCO em função do tempo, em condições termodinâmicas normais

A comparação das expressões

$$[A] = [A_0]_{\min} \exp(\alpha [B]) \quad [7]$$

$$[A] = [A_0] \exp(-\beta t) \quad [11]$$

permite inferir a relação existente em condições P.T.N., entre a concentração da HbCO no plasma sanguíneo e o tempo de exposição ao CO contido no ar respirado. Logaritmando as expressões e igualando os resultados, extrai-se

$$[B] = \frac{1}{\alpha} \left[\ln \frac{[A_0]}{[A_0]_{\min}} - \beta t \right] \quad [16]$$

e, introduzindo os valores (fixos) de α , β , $[A_0]$, $[A_0]_{\min}$, obtém-se

$$[B] = - 22,295 t + 100,0 \quad [17]$$

Esta expressão, válida para condições P.T.N., mostra que a concentração de HbCO é uma função linear do tempo de inalação do CO.

A concentração $[B]$ será máxima para $t \approx 0$, será mínima (nula) para $t \approx 4,485$ h e assumirá valor $[B] = 80\%$ para um tempo $t = 0,896$ h. Neste último caso, diz-nos a expressão [11] que $[A]$ terá valor 0,165%, significando que a inalação de ar contaminado com este teor de CO durante 0,863 horas ($\approx 53,8$ min) originaria a morte – inferência que pode confinar-se por recurso à curva M da Fig.2.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

6 – Influência de condições termodinâmicas do ar inalado distintas das P.T.N. na concentração do monóxido de carbono no sangue

6.1 – Concentração, tempo de inalação e velocidade de incorporação do monóxido de carbono no sangue

Considere-se a expressão [11], que fornece a concentração letal em CO correspondente a determinado tempo de inalação, t , do ar contaminado. A passagem do CO ao sangue operou-se a uma determinada velocidade. Se admitirmos que esta velocidade (velocidade de reacção do CO com a hemoglobina) aumenta em invariância do tempo de reacção, a concentração primitiva $[A]$ converter-se-á em uma outra concentração $[A]' < [A]$. Dito de outro modo em igual intervalo de tempo, mas a velocidade maior, a concentração $[A]$ terá descido do primitivo valor $[A]$ para um outro menor, $[A]' = [A] / K$.

Atendendo ao valor de $[A]$ dado por [11], teremos

$$\begin{aligned} [A]' &= \frac{[A]}{k} \\ &= \frac{[A_0]}{k} \exp(-\beta t) \end{aligned} \quad [18]$$

Logaritmando esta expressão e comparando com a expressão [11], também logaritmada, obtém-se

$$\ln[A]' = -\ln k + \ln[A_0] - \beta t$$

$$\ln[A] = \ln[A_0] - \beta t$$

$$\ln[A]' - \ln[A] = -\ln k$$

$$\begin{aligned} [A]' &= [A] \exp(-\ln k) \\ &= [A_0] \exp(-\beta t) \exp(-\ln k) \\ &= [A_0] \exp(-\beta t - \ln k) \end{aligned} \quad [19]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Portanto, através de $\ln k$, contempla-se a eventualidade de ocorrência de uma variação da velocidade de reacção. Caso esta não ocorra, será $k = 1$ e consequentemente [20] decai na expressão primitiva [11].

Poderemos conferir à expressão supra a forma alternativa

$$[A]' = [A_0] \exp(-\lambda \beta t) \quad [20]$$

a qual, por identificação com [20], fornece

$$\begin{aligned} -\lambda \beta t &= -\beta t - \ln k \\ \lambda &= 1 + \frac{\beta t}{\ln k} \end{aligned} \quad [21]$$

Esta relação permite que uma dada concentração $[A]'$ associada a condições genéricas não-normais seja indiferente representada por [20] ou por [21].

6.2 – Concentração, velocidade de reacção e temperatura

Uma questão que imediatamente se levanta consiste em saber qual o valor a atribuir a k ou λ em cada cenário termodinâmico concreto de reacção do CO com a hemoglobina. Ora, segundo Pauling, “constitui facto de observação quotidiana que as reacções se aceleram quando a temperatura aumenta. Trata-se de um fenómeno verdadeiro, efectivamente, para a quase totalidade das reacções químicas, sendo a variação da velocidade com a temperatura surpreendentemente idêntica para todas elas: a velocidade das reacções duplica, muito aproximadamente, por cada 10 °C de aumento da temperatura”.

Voltando à expressão [11], vemos que λ deverá tomar sucessivamente os valores $\lambda = 1, 2, 3, 4, \dots$ aos quais correspondem, respectivamente, variações de temperatura com valores $\Delta T = 0, \Delta T = 10, \Delta T = 20, \Delta T = 30, \dots$

Ora, atendendo a que $[A_0] = 0,371\%$ e $\beta = 0,904$, a expressão [20] faculta, fixando t no valor 0,767 h, o seguinte esquema de correspondências

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 4

ΔT	λ	Concentração $[A]'$		Relação $[A]'/[A_0]$
		Expressão	Valor	
0	1	$[A]' = [A_0] \exp(-\beta t)$	0,1855	1/2
10	2	$[A]' = [A_0] \exp(-2 \beta t)$	0,0927	1/4
20	3	$[A]' = [A_0] \exp(-3 \beta t)$	0,0463	1/8
30	4	$[A]' = [A_0] \exp(-4 \beta t)$	0,0232	1/16
40	5	$[A]' = [A_0] \exp(-5 \beta t)$	0,0116	1/32

Esta estrutura de correspondências permite inferir que λ é da forma

$$\lambda = 2^n \quad [22]$$

em que n tem por expressão

$$n = 0,1 \cdot \Delta T \quad [23]$$

Consequentemente, será

$$\begin{aligned} [A]' &= [A_0] \exp(-\lambda \beta t) \\ &= [A_0] \exp(-2^n \beta t) \end{aligned} \quad [24]$$

$$= [A_0] \exp(-2^{0,1 \cdot \Delta T} \beta t) \quad [25]$$

Se estas expressões forem correctas, deverá confirmar-se a asserção de L. Pauling respeitante à evolução da velocidade de reacção com o aumento da temperatura. E com efeito, de acordo com a definição de velocidade de reacção, deveremos fazer

$$V_A = \delta [A]'$$

com δ assumindo a forma

$$\begin{aligned} \delta &= \lambda \cdot \beta \\ &= 2^n \beta \end{aligned}$$

Recorrendo aos valores $[A]'$ do quadro anterior, obteremos o seguinte quadro de valores

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 5

ΔT	n	λ	Velocidade		Obs.
			Expressão	Grandeza	
0	0	1	$V_A = \beta[A]'$	0,1677	
10	1	2	$V_A = 2 \beta[A]'$	0,3354	*
20	2	4	$V_A = 4 \beta[A]'$	0,6708	**
30	3	8	$V_A = 8 \beta[A]'$	1,3416	
40	4	16	$V_A = 16 \beta[A]'$	2,6832	***

Vemos que quando a temperatura passa de T_0+10 para T_0+20 , a velocidade passa de 0,1677 para $0,3354 = 2 \times 0,1677$, isto é, duplica; quando a temperatura passa de T_0+20 para T_0+30 , a velocidade evolui de 0,3354 para $0,6708 = 2 \times 0,3354$, tornando-se portanto dupla da anterior. Consequentemente, as expressões estabelecidas são correctas.

Invocando a expressão [21], concluímos que é

$$\begin{aligned} \ln k &= (\lambda-1)\beta t \\ &= (2^n-1) \beta t \end{aligned} \quad [26]$$

A expressão [25] revela claramente a dependência do valor de $[A]'$ em relação ao tempo de reacção considerado em conjugação com a variação de temperatura sofrida pelo sistema (causa do aumento de velocidade de reacção).

Confrontando a informação disponibilizada por esta expressão com a extraível da expressão [11] – que é válida apenas para condições P.T.N. – concluímos que o intervalo de tempo t requerido para que uma dada concentração letal seja atingida resulta tanto menor quanto maior for a variação de temperatura.

Efectivamente, de [24] decorre

$$\ln [A]' - \ln[A_0] = -\beta t (2^{0,1 \Delta T})$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$t = \frac{1}{\beta} \cdot \frac{\ln[A_0] - \ln[A]}{2^{0,1 \cdot \Delta T}}$$

$$= \frac{1}{\beta 2^{0,1 \cdot \Delta T}} \cdot \ln \frac{[A_0]}{[A]} \quad [27]$$

Por exemplo, fazendo $[A]' = [A_0]_{\min} = 6,43 \times 10^{-3}\%$, o tempo de reacção será de 5 minutos, se a variação de temperatura for da ordem dos 54,6 °C. Quer dizer, uma concentração inalável praticamente sem consequências durante tempo ilimitado, tornar-se-ia rapidamente letal se fosse inalada em condições de temperatura da ordem indicada. O tempo necessário já seria $\approx 16,8$ minutos, se a variação de temperatura fosse de 16,9°C; e seria da ordem de 4,486 horas se não houvesse qualquer variação de temperatura.

6.3 – Variação de temperatura e variação de pressão

Dentre os diversíssimos modos de transformação a que um gás (ou mescla de gases) pode ser submetido, interessam-nos sobremaneira aquelas em que a pressão e a temperatura variam simultaneamente, em particular as transformações dos seguintes tipos:

- Transformações adiabáticas: aquelas em que não se regista qualquer cedência ou absorção de calor através das fronteiras do sistema em transformação.
- Transformações politrópicas: transformações em que se regista cedência de calor através das fronteiras do sistema, embora as pressões e temperaturas neste reinante possam aumentar; ou transformações inversas destas.
- Transformações isocóricas: transformações em que, contrariamente aos casos anteriores, ou variações de pressão e temperatura não originam variação do peso específico (o mesmo é dizer, do volume específico) do sistema. Trata-se de transformações ditas “a volume constante”.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Caracterizemos, para cada um destes tipos de transformação, a relação existente entre a variação de temperatura e variação (ligada) da pressão.

6.3.1 – Transformações adiabáticas

Neste tipo de transformações, existe entre P e T a relação

$$P = P_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [28]$$

ou, equivalentemente,

$$T = T_0 \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad [29]$$

em que $\gamma = 1,41$ é a Constante de Transformação Adiabática.

Diferenciando [28], obtém-se

$$\Delta P = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P_0}{T_0^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \cdot T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \Delta T$$

expressão que, para $P_0=1$ atm, $\gamma=1,41$ e $T_0=288,15$ °K ($\equiv 15$ °C), fornece

$$\Delta P = 11,96 \times 10^{-9} T^{2,439} \Delta T \quad (\text{atm}) \quad [30]$$

donde

$$\Delta T = \frac{836,120 \times 10^5}{T^{2,439}} \Delta P \quad [31]$$

A expressão [30] evidencia que, em regime de transformação adiabática pura, a cada grau de aumento da temperatura corresponde um aumento de pressão de

$$\Delta P = 11,96 \times 10^{-9} T^{2,439} \quad [32]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

6.3.2 – Transformações politrópicas

São transformações matematicamente regidas pela relação genérica

$$P = P_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n}{n-1}} \quad [33]$$

da qual se obtém

$$\Delta P = \frac{n}{n-1} \cdot \frac{P_0}{T_0^{\frac{n}{n-1}}} \cdot T^{\frac{1}{n-1}} \cdot \Delta T \quad [34]$$

As transformações em que $n > \gamma (=1,41)$ caracterizam-se pela circunstância de o sistema em transformação poder ceder, através das suas fronteiras, uma parte maior ou menor do calor nele gerado, registando-se ainda aumentos de temperatura e pressão.

Contrariamente ao caso das transformações adiabáticas, o gradiente da pressão – $\Delta P / \Delta T$ – depende não somente de T como também do valor do índice de transformação politrópica, n.

A expressão [33] permite inferir que, quando o valor de n aumenta indefinidamente, o valor da razão $n / n-1$ tende para a unidade, pelo que será, no limite,

$$\frac{P}{P_0} = \frac{T}{T_0} \quad [35]$$

6.3.3 – Transformações isocóricas

Em uma transformação geral de um gás perfeito, a equação de Clapeyron escrita sob a forma

$$\frac{P}{\bar{W} \cdot T} = R p \quad [36]$$

conduz, por diferenciação, a

$$\Delta P = R p \cdot (\bar{W} \cdot \Delta T + T \cdot \Delta \bar{W}) \quad [37]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

A invariância do peso específico neste tipo de transformações permite fazer $\overline{W} = \overline{W}_0$; e posto que é $\Delta\overline{W} = 0$, vem

$$\begin{aligned}\Delta P &= R_p \overline{W}_0 \Delta T \\ &= R_p \frac{P_0}{R_p T_0} \Delta T\end{aligned}$$

Considerando $P_0=1$ atm e $T_0=288,15$ °K, vem

$$\Delta P = 3,470 \times 10^{-3} \Delta T \quad [38]$$

Esta expressão mostra que, em regime isocórico de transformação, o gradiente térmico da pressão é constante, vindo associado a cada grau de aumento da temperatura um incremento de pressão de $3,470 \times 10^{-3}$ atmosferas (= 2,637 mm Hg).

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

7 – Influência das condições termodinâmicas do ar inalado na formação da carboxihemoglobina

7.1 – Comparação de teores de monóxido de carbono inalados em condições termodinâmicas contrastantes

Em presença de dado teor de monóxido de carbono na atmosfera respirada em condições termodinâmicas $T > T_0$, $P > P_0$ – isto é, desviadas das normais – aumenta a velocidade da reacção do CO com a hemoglobina.

Consequentemente, o ritmo de incorporação do CO no sangue (velocidade de formação de HbCO) deverá sofrer alteração correspondente à mudança de estado termodinâmico registada.

A expressão oportunamente estabelecida para a curva M – expressão [7] – deverá passar a escrever-se, em presença de teores $[A]' \neq [A]$, sob a forma

$$[A]' = [A_0]_{\min} \exp(\alpha[B]') \quad [39]$$

Antes, porém, de proceder ao estudo da influência das variações das condições termodinâmicas do ar na fenomenologia da formação de HbCO, convém analisar mais detidamente o modo como se correspondem teores iguais ou distintos de CO, inalados em condições termodinâmicas dispares, durante intervalos de tempo que poderão também ser iguais ou distintos.

7.1.1 – Comparação de teores distintos de CO atingidos em intervalos de tempo idênticos

Existe particular interesse na abordagem de problemas que envolvam comparação de teores de CO atingidos em condições termodinâmicas distintas, especialmente quando o pólo de comparação é uma situação P.T.N.

Efectivamente, os efeitos fisiológicos de CO no organismo humano actuando em condições normais de temperatura e pressão constituem matéria abundantemente

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

estudada, existindo mesmo – como produto de tal labor – interessantes diagramas e representações iconográficas de que são úteis exemplos as Figs.1 e 2.

Mas já é muito mais parcimoniosa e incompleta a informação respeitante aos efeitos da inalação do CO em circunstâncias onde se faça sentir forte influência de temperaturas e pressões superiores às normais.

Entre as questões emergentes em contextos deste tipo, assumem grande importância as que respeitam as ocorrências de diversa natureza envolvendo a presença de CO, como é o caso de certos tipos de acidentes domésticos ou industriais ou o caso de sinistros rodoviários, ferroviários ou aéreos precedidos, acompanhados ou seguidos de incêndios de que resultem vítimas mortais por inalação de CO.

Em circunstâncias desta natureza, a determinação das causas reais de morte pode passar pela análise e avaliação dos factores potenciadores da absorção do CO – mormente a temperatura e a pressão – e pela imprescindibilidade de estabelecer correspondências inequívocas ou suficientemente fiáveis entre teores iguais ou distintos de CO inalado, durante intervalo de tempo idênticos, em condições termodinâmicas normais e não-normais.

Para abordagem deste tema, retomemos as expressões

$$[A] = [A_0] \exp(-\beta t) \quad [11]$$

$$[A]' = [A_0] \exp(-\beta t - \ln k) \quad [19]$$

$$[A]' = [A_0] \exp(-\lambda \beta t) \quad [20]$$

As duas últimas constituem uma primeira generalização da expressão [11], na medida em que contemplam, através de λ ou k – relacionáveis mediante [21] – a passagem de uma concentração normal, $[A]$, a uma concentração correspondente não-normal, $[A]'$, em virtude do surgimento de uma elevação ΔT de temperatura em relação à temperatura normal.

Os teores $[A]$ e $[A]'$ correspondem-se, não obstante, sob condição de serem idênticos os tempos de reacção em uma e outra das duas transformações de estado ocorridas.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Para comparação, através dos teores, de uma situação P.T.N. com uma situação não-normal, para tempos de reacção idênticos, dispomos da seguinte panóplia de expressões:

7.1.1.1 – Comparação de [11] com [19]

$$\begin{aligned} \ln \frac{[A]'}{[A]} &= -\beta t - \ln k + \beta t \\ &= -\ln k \end{aligned} \quad [40]$$

7.1.1.2 – Comparação de [11] com [20]

$$\begin{aligned} \ln \frac{[A]'}{[A]} &= -\lambda\beta t + \beta t \\ &= -\beta t (\lambda-1) \end{aligned} \quad [41]$$

7.1.1.3 – Comparação de [40] com [41]

$$\begin{aligned} -\lambda\beta t + \beta t &= -\ln k \\ \lambda &= 1 + \frac{\ln k}{\beta t} \end{aligned} \quad [42] \equiv [21]$$

Com base nas expressões [40] ou [41] podem visualizar-se as correspondências que se estabelecem entre concentrações [A] e [A]' para iguais tempos de inalação de CO, admitindo que as condições termodinâmicas se modificam sucessivamente, pelo que λ assume valores diferentes em cada uma das situações analisadas (Quadro 6).

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 6

t (horas)	[A] (%)	ΔT (°C)	λ	[A]' (%)
4,486	0,00643	0	1	0,006430
2	0,068	10	2	0,011145
0,5	0,236	20	4	0,060709
0,0833 (=5 min)	0,344	30	8	0,203060
0,00833 (=30 seg)	0,368	40	16	0,328697

Ilustrando o tipo de informação que este Quadro disponibiliza, vemos, por exemplo, que a exposição – em condições normais de temperatura e pressão – a um teor [A] = 0,344% durante 5 minutos equivale à exposição a um teor [A]' = 0,20306% durante igual intervalo de tempo, se as condições termodinâmicas se caracterizarem por um aumento $\Delta T = 30^{\circ}\text{C}$ da temperatura do sistema.

Dito de outro modo, a inalação de um teor [A]' = 0,20306% durante 5 minutos em condições não normais (caracterizadas por $\lambda = 8$) equivale a inalação de um teor $\approx 1,7$ vezes maior – teor [A] = 0,344% - durante igual período de tempo, nas condições normais de temperatura e pressão.

7.1.2 – Concentrações idênticas de CO atingidas em diferentes intervalos de tempo

Trata-se de um contexto de comparação entre situações termodinâmicas contrastantes ao qual são aplicáveis, em termos de utilidade prática, as mesmas considerações expandidas na introdução de 7.1.1). Estas adquirem até uma acuidade acrescida, porquanto, da mera equivalência entre teores distintos atingidos em intervalos de tempo iguais, se passa agora à identidade entre teores atingidos em tempos distintos, em consequência do surgimento de condições termodinâmicas adequadas para aquele efeito.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Este caso de comparação de sistemas (ou de estados de sistemas) corresponde, de certa maneira, a uma simplificação do caso abordado em 7.1.1): com efeito, consiste na introdução de t' nas expressões [19] e [20], acompanhada da identificação $[A] = [A]'$. Procedendo a este exercício, teremos:

$$[A] = [A_0] \exp(-\beta t) \quad [11]$$

$$[A] = [A_0] \exp(-\beta t' - \ln k) \quad [43]$$

$$[A] = [A_0] \exp(-\lambda \beta t') \quad [44]$$

Procedamos à comparação destas expressões

7.1.2.1 – Comparação de [11] com [43]

$$\begin{aligned} \beta t &= \beta t' + \ln k \\ t &= t' + \frac{\ln k}{\beta} \end{aligned} \quad [45]$$

7.1.2.2 – Comparação de [11] com [44]

$$\begin{aligned} \beta t &= \lambda \beta t' \\ \lambda &= \frac{t}{t'} \end{aligned} \quad [46]$$

7.1.2.3 – Comparação de [43] com [44]

$$\lambda = 1 + \frac{\ln k}{\beta t'} \quad [47]$$

Recorrendo aos mesmos valores de ΔT e do tempo constantes no Quadro 6, podemos elaborar o seguinte esquema de correspondências entre t e t' , do qual se infere com clareza a extrema importância da temperatura na “criação” de teores de CO (neste sentido de aceleração da velocidade de reacção do CO com a hemoglobina).

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 7

Tempos t (horas)	[A]'= [A] (%)	ΔT (°C)	λ	Tempos t'=t/ λ (horas)
4,486	0,00643	0	1	4,486
2	0,068	10	2	1
0,5	0,236	20	4	0,125 (=7,5 min)
0,0833 (=5min)	0,344	30	8	0,010413 (=37,5 seg)
0,00833 (=30 seg)	0,368	40	16	0,0005206 (=1,874 seg)
0,000278 (=1 seg)	0,371	50	32	$8,688 \times 10^{-6}$ (=0,0313 seg)

Exemplificação: ao teor 0,236% corresponde, em condições normais de temperatura e pressão, um tempo de inalação de ½ hora; em condições termodinâmicas caracterizadas por $\Delta T = 20$ °C ($T = 288,15 + 20 = 308,15$ °K) o tempo de inalação necessário para o mesmo teor é de apenas 7,5 minutos.

7.1.3 – Comparação de teores distintos de CO inalados durante intervalos de tempo diferentes, em duas situações termodinâmicas não-P.T.N.

Esta classe de comparações remete-nos para a generalização extrema da expressão [11], a qual desembocaria nas formas

$$[A]'' = [A_0] e^{-\lambda t'} \quad [48]$$

$$[A]'' = [A_0] e^{-\lambda t' - \ln k} \quad [49]$$

Nestas expressões, λ e k têm significado genérico, o que significa que poderão eventualmente assumir valores distintos dos seus homónimos que figuram nas análises efectuadas em 7.1.1) e 7.1.2). Se houvesse necessidade de os distinguir – seria o caso de comparação de duas situações não-P.T.N. enunciadas em epítome – e para prevenir

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

confusões de simbologia (portanto, erros de cálculo) adoptaríamos para a segunda das situações em curso de comparação as notações λ' e k' .

A comparação de duas situações não-normais é referida aqui apenas por uma questão de exaustividade da análise, uma vez que se trata de circunstâncias marginais relativamente ao nosso propósito de investigação.

O elenco de expressões a mobilizar para ataque a problemas deste tipo seria constituído por

$$[A]' = [A_0] \exp(-\beta t - \ln k) \quad [19]$$

$$[A]' = [A_0] \exp(-\lambda \beta t) \quad [20]$$

$$[A]'' = [A_0] \exp(-\beta t' - \ln k') \quad [50]$$

$$[A]'' = [A_0] \exp(-\lambda' \beta t') \quad [51]$$

As relações entre teores seriam as seguintes:

7.1.3.1 – Comparação de [19] com [50]

$$\begin{aligned} \ln \frac{[A]'}{[A]} &= -\beta t' - \ln k' + \beta t + \ln k \\ &= -\beta(t'-t) + \ln \frac{k}{k'} \end{aligned} \quad [52]$$

7.1.3.2 – Comparação de [20] com [51]

$$\begin{aligned} \ln \frac{[A]'}{[A]} &= -\lambda' \beta t' + \lambda \beta t \\ &= -\beta(\lambda' t' - \lambda t) \end{aligned} \quad [53]$$

7.1.3.3 – Comparação de [52] com [53]

$$-\beta(\lambda' t' - \lambda t) = -\beta(t'-t) + \ln \frac{k}{k'} \quad [54]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

7.2 – Abaixamento dos limites de inocuidade do monóxido de carbono por efeito de alterações termodinâmicas dos sistemas

Em condições termodinâmicas normais, o limite de inocuidade do CO (o mesmo é dizer, o respectivo limiar de periculosidade ou nocividade) ronda o valor $[A_0]_{\min} = 6,43 \times 10^{-3} \%$, teor ao qual – como se infere da expressão [11] – corresponde um intervalo mínimo de tempo de inalação $t = 4,486$ horas.

Para as mesmas condições termodinâmicas, define-se também o valor $[A_0] = 0,371 \%$ como sendo o teor de monóxido de carbono que, inalado instantaneamente ($t \approx 0$), levaria a 100% a concentração de HbCO no plasma sanguíneo.

Em condições termodinâmicas não-normais, o teor $[A_0]_{\min}$ toma valores tanto mais baixos quanto maiores forem as variações de temperatura (e pressão conjugada) a que dado sistema seja submetido.

Efectivamente, invocando a expressão

$$[A]' = [A_0] \exp(-\beta t - \ln k) \quad [19]$$

$$= [A_0] \exp(-\beta t) \exp(-\ln k)$$

e fixando t no valor 4,486 h, poderemos dar-lhe a forma alternativa

$$[A]' = [A_0]_{\min} \exp(-\ln k) \quad [54]$$

Para $\ln k = 0$, $[A]'$ toma precisamente o valor $[A_0]_{\min}$; para valores de $\ln k > 0$, tomará valores inferiores a $[A_0]_{\min}$ que designaremos por $[A_0]'_{\min}$ – porque o seu significado físico vem a ser, para condições não-normais, exactamente o mesmo do valor $[A_0]_{\min} = 6,43 \times 10^{-3} \%$ definido para condições P.T.N.

Consequentemente escrever-se-á

$$[A_0]' = \frac{[A_0]_{\min}}{\exp(\ln k)} \quad [55]$$

Dizendo o que antecede por outras palavras, ao fixarmos t no valor atrás indicado obter-se-ão valores $[A_0]'_{\min}$ que em cada cenário termodinâmico caracterizado por $\ln k$, vêm a ser os teores de CO que originariam efeitos idênticos aos do teor $[A_0]_{\min} = 6,43 \times 10^{-3} \%$, válido para condições normais.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Para $t = 0$, será

$$\begin{aligned} [A_0]' &= \frac{[A_0]_{\min}}{\exp(\ln k)} \\ &= [A_0] \end{aligned}$$

O Quadro 8 apresenta a evolução de $[A_0]'_{\min}$ para diferentes valores de $\ln k$.

Atendendo a [26], $\ln k$ terá por expressão

$$\begin{aligned} \ln k &= (\lambda - 1) \cdot \beta \cdot t \\ (\lambda &= 2^{0,1 \cdot \Delta T}) \\ \ln k &= (2^{0,1 \cdot \Delta T} - 1) \cdot \beta \cdot t \end{aligned} \quad [56]$$

$$\begin{aligned} &= 0,904 \times 4,486 (2^{0,1 \cdot \Delta T} - 1) \\ &= 4,055 (2^{0,1 \cdot \Delta T} - 1) \end{aligned} \quad [57]$$

Quadro 8

ΔT (°C)	ΔP (atm) (*)	$\ln k$	$[A_0]'_{\min}$
0	0	0	$6,48 \times 10^{-3}$
1	0,0035	0,291	$4,806 \times 10^{-3}$
5	0,0174	1,680	$1,198 \times 10^{-3}$
10	0,0347	4,055	$1,113 \times 10^{-4}$
16,8	0,0583	8,916	5×10^{-5}

(*) Para transformações isocóricas

A inferência mais importante a extrair consiste no facto de o aumento de temperatura tornar nocivos teores de CO que, em condições normais de pressão e temperatura, são sub-letais, porque inferiores ao limiar de periculosidade, $[A_0]_{\min} = 6,43 \times 10^{-3} \%$.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

7.3 – Efeitos das mudanças de estado do ar inalado sobre o teor de HbCO no sangue

Consideremos as expressões

$$[A]' = [A_0] \exp(-\lambda \beta t) \quad [20]$$

$$[A]' = [A_0]_{\min} \exp(\alpha[B]') \quad [39]$$

Logaritmando e igualando, obtém-se

$$\ln [A_0]_{\min} + \alpha [B]' = \ln [A_0] - \lambda \beta t$$

donde

$$\begin{aligned} [B]' &= \frac{1}{\alpha} \left(\ln \frac{[A_0]}{[A_0]_{\min}} - \lambda \beta t \right) \\ &= \frac{1}{\alpha} (4,055 - \lambda \beta t) \\ &= 24,663 (4,055 - \lambda \beta t) \end{aligned} \quad [58]$$

Desta expressão decorre também

$$\begin{aligned} \lambda \beta t &= 4,055 - \frac{[B]'}{24,663} \\ t &= \frac{1}{\beta} \left(\underbrace{4,055 - \frac{[B]'}{24,663}}_a \right) \frac{1}{\lambda} \end{aligned} \quad [59]$$

$$\begin{aligned} &= \frac{a}{\lambda} \\ &= \frac{a}{2^{0,1 \Delta T}} \end{aligned} \quad [60]$$

As expressões antecedentes facultam a elaboração do Quadro 9, o qual ilustra o modo como, a partir de uma mesma concentração de CO, $[A]'$, e à medida que a temperatura aumenta, vai sendo necessário um tempo cada vez mais reduzido para que uma mesma concentração de HbCO no sangue, $[B]'$, seja atingida.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Exemplificando (vd 4ª linha do Quadro), se no ar inalado existir uma concentração $[A]'=0,110\%$ de CO, a concentração correspondente $[B]'$ =70% será atingida em 1,345 horas, se a temperatura reinante for $T=T_0=288,15$ °K; mas se a temperatura considerada for $T=T_0 + 160 = 448,15$ °K, já serão necessários apenas 0,074 segundos para que o mesmo valor $[B]'$ seja atingido a partir do mesmo valor de $[A]'$.

Como é óbvio, o efeito de redução dos tempos vem potenciado, como o Quadro bem evidencia, pela grandeza $[A]'$ do teor de CO presente na atmosfera respirada e pela grandeza de ΔT : quanto maior $[A]'$ e maior a variação de temperatura, mais reduzido é o tempo necessário para realizar uma concentração $[B]'$ pré-fixada.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 9

[B]'	[A]'	$\ln \frac{[A_0]}{[A]}$	TEMPO							
			$\Delta T = 0$	$\Delta T = 20$	$\Delta T = 40$	$\Delta T = 60$	$\Delta T = 80$	$\Delta T = 100$	$\Delta T = 140$	$\Delta T = 160$
99,99	0,37086	$3,774 \times 10^{-4}$	$\lambda = 1$ 4,174 × 10 ⁻⁴ seg	$\lambda = 4$ 0,376 seg	$\lambda = 16$ 0,094 seg	$\lambda = 64$ 0,056 seg	$\lambda = 256$ 0,0059 seg	$\lambda = 1024$ 0,0015 seg	$\lambda = 16384$ 0,000092 seg	$\lambda = 65536$ 0,000023 seg
90	0,247	0,405	26,28 min	6,72 min	1,68 min	0,42 min	6,3 seg	1,58 seg	0,098 seg	0,025 seg
80	0,165	0,810	53,75 min	13,44 min	3,36 min	0,84 min	0,21 min	3,15 seg	0,197 seg	0,049 seg
70	0,110	1,216	1,345 h	20,17 min	5,04 min	1,26 min	0,32 min	4,73 seg	0,296 seg	0,074 seg
60	0,073	1,626	1,798 h	26,97 min	6,74 min	1,69 min	0,42 min	6,32 seg	0,395 seg	0,099 seg
50	0,049	2,024	2,239 h	33,59 min	8,40 min	2,10 min	0,53 min	7,87 seg	0,492 seg	0,123 seg
40	0,033	2,420	2,677 h	40,16 min	10,04 min	2,51 min	0,63 min	7,97 seg	0,588 seg	0,147 seg
30	0,022	2,841	3,142 h	47,13 min	11,78 min	2,95 min	0,74 min	11,05 seg	0,690 seg	0,173 seg
20	0,015	3,208	3,548 h	53,22 min	13,31 min	3,33 min	0,83 min	12,47 seg	0,780 seg	0,195 seg
10	0,010	3,614	3,997 h	59,96 min	14,99 min	3,75 min	0,94 min	14,05 seg	0,878 seg	0,220 seg
0	0,00643	4,055	4,486 h	1,122 h	16,82 min	4,21 min	1,05 min	15,77 seg	0,986 seg	0,246 seg

$$t = \frac{1}{\lambda\beta} \ln \frac{[A_0]}{[A]} = \frac{1,106}{2^{0,1 \cdot \Delta T}} \ln \frac{[A_0]}{[A]}$$

$$[A] = [A_0]_{\min} e^{\alpha[\beta]t} = 6,43 \times 10^{-3} e^{40,547 \times 10^{-3} [\beta]t}$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

7.4 – Velocidade de formação de carboxihemoglobina

Explicitando [B]' na expressão [39] logaritimizada, obtém-se

$$\begin{aligned} [B] &= \frac{1}{\alpha} (\ln[A] + \ln[A_0]_{\min}) \\ &= \frac{1}{\alpha} \ln[A] + \underbrace{\frac{1}{\alpha} \ln[A_0]_{\min}}_{\text{constante}} \end{aligned}$$

A velocidade de formação da HbCO será

$$\frac{d[B]}{dt} = \frac{1}{\alpha} \frac{d}{dt} \ln[A]$$

Mas atendendo à expressão [19], teremos

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \ln[A] &= \frac{d}{dt} (\ln[A_0] - \beta\lambda t) \\ &= -\beta\lambda \end{aligned}$$

Portanto, será

$$\begin{aligned} \frac{d[B]}{dt} &= -\frac{\beta\lambda}{\alpha} \\ &= -24,663 \times 0,904 \lambda \\ &= -22,295 \times 2^{0,1 \cdot \Delta T} \end{aligned} \quad [61]$$

Vemos que a velocidade de formação da HbCO é uma função não linear da elevação da temperatura. Em virtude desta não-linearidade, verifica-se que a velocidade a que se processa a formação de HbCO (Cfr. exemplificações anteriores) quando a variação de temperatura é de 100 °C vem a ser 256 vezes maior do que quando a variação de temperatura é de apenas 20 °C.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

A integração de [61] conduziria a

$$[B]' = 100 - 22,295 \times 2^{0,1 \cdot \Delta T} \quad [61.A]$$

donde, por explicitação de t, decorreria

$$\begin{aligned} t &= \frac{100 - [B]}{22,295 \cdot 2^{0,17}} \\ &= 44,853 \times 10^{-3} \frac{100 - [B]}{2^{0,17}} \quad [62.A] \end{aligned}$$

Esta expressão mostra que o tempo necessário para atingir uma concentração [B]' pré-fixada será tanto mais pequeno quanto maior for a variação de temperatura.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

8 – Visualização gráfica da deslocação das curvas “A” e “M” por efeito de aumentos da temperatura

O formulário estabelecido permite a elaboração dos gráficos das Figs. 3 e 4, que ilustram de modo flagrante inferências extraídas anteriormente.

A primeira destas figuras mostra que, em presença de variações ΔT crescentes, a curva M sofre deslocações sucessivas e bem pronunciadas para baixo e no sentido do canto inferior esquerdo do gráfico.

Fisicamente, este comportamento interpreta-se do seguinte modo: com o aumento da temperatura, tornam-se cada vez mais baixos os teores de monóxido de carbono para as quais sobrevém a morte, em iguais intervalos de tempo de inalação daquele gás. Para valores de ΔT da ordem de 25 °C ou 30 °C, teores muito baixos de CO no ar inalado tornam-se letais em tempos de inalação muito breves; e para valores de ΔT superiores a 30 °C, até mesmo teores do CO de grandeza inferior ao limite de inocuidade – $[A] = 6,43 \times 10^{-3}\%$ - tornam-se letais para todo e qualquer tempo de inalação.

Conforme se representa na Fig.3, para uma mesma concentração de CO no ar inalado (no exemplo representado, $[A] = 0,055\%$) a morte sobrevém em intervalos de tempo tanto mais pequenos quanto mais elevados os valores considerados de ΔT .

A Fig.4 corrobora, por via distinta da antecedente, as inferências já extraídas. Com efeito, o diagrama mostra que, à medida que aumenta a temperatura, mais baixas se tornam as concentrações de CO a partir das quais é atingido o teor (quase instantaneamente letal) de 80% de carboxihemoglobina no sangue. Para valores de ΔT elevados, este teor fatal é atingível mesmo a partir de valores de $[A]$ inferiores a $6,43 \times 10^{-3}\%$ (teor inócuo em condições P.T.N., em inalações de duração indefinida).

No exemplo representado na Fig.4, vemos que uma dada concentração de HbCO, 50%, é atingida a partir de teores de CO no ar respirado progressivamente mais baixos à medida que ΔT aumenta.

Atente-se no seguinte aspecto importante: comparativamente à situação normal (P.T.N.), estreitam-se os intervalos de concentrações de CO susceptíveis de provocar a morte, porque os respectivos limites descem sistematicamente com o aumento das variações de temperatura, ΔT .

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

NOTA: A Fig.3 representa apenas a evolução da curva M, porque a representação simultânea da evolução das curvas restantes tornaria o gráfico dificilmente legível: é que estas sofrem um efeito de aglomeração progressiva, denunciador do estreitamento (em termos temporais) dos intervalos de manifestação das sintomatologias associadas à inalação de CO.

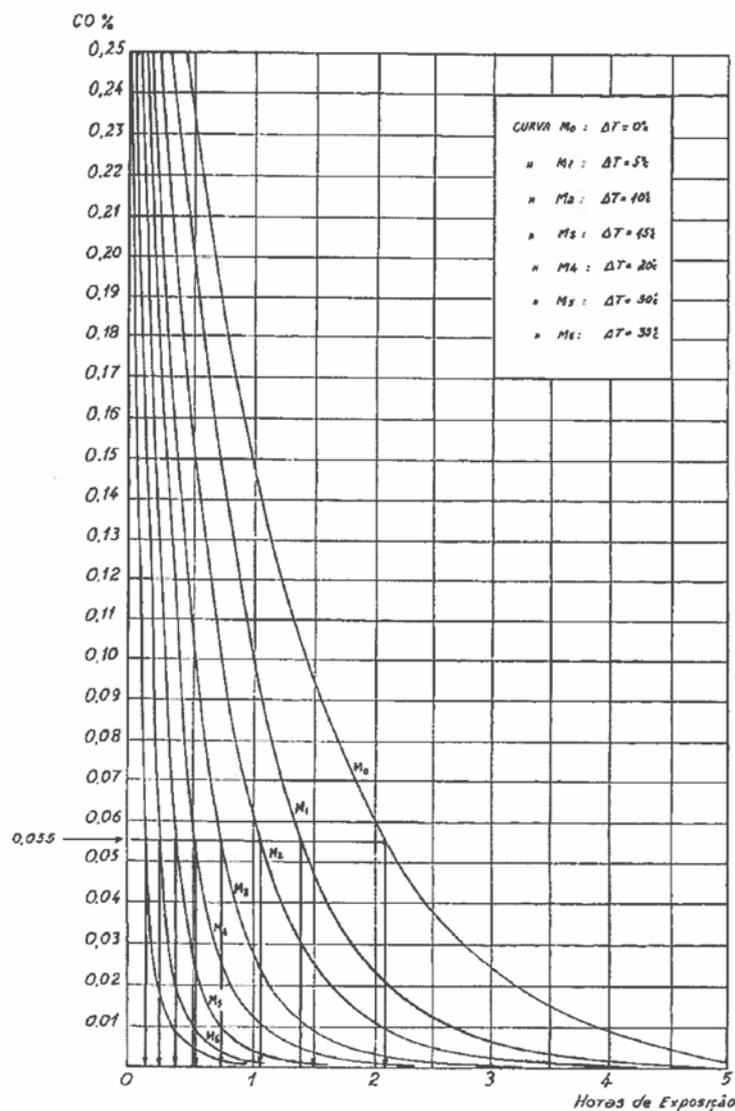


Fig.3

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

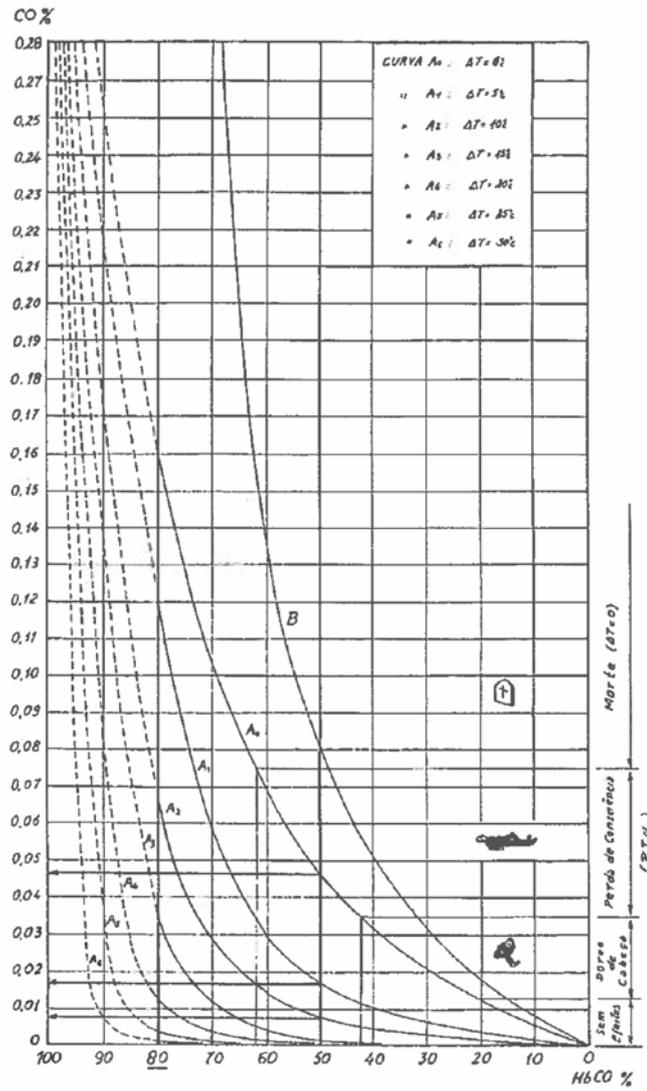


Fig.4

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

9 – Pressões e concentrações

Até ao momento, concentrámos a atenção nos efeitos das variações de temperatura sobre o processo de incorporação do Monóxido de Carbono na Hemoglobina.

Este enfoque não usual relevou da circunstância de termos elegido como objecto do nosso estudo a termodinâmica da transformação de sistemas basicamente constituídos por volumes de ar atmosférico brusca e intensamente perturbados por focos calóricos de alta ou muito alta temperatura.

Nesses sistemas, pressupôs-se a emergência de monóxido de carbono em resultado de combustão dos materiais de fronteira e/ou como consequência da decomposição das substâncias que constituem os focos calóricos.

Houve ocasião de referir e justificar o facto de as transformações sofridas pelos sistemas terem sido tomadas como de tipo isocórico, eventualmente de tipo politrópico ou, em um limite (improvável), de tipo adiabático.

As análises e deduções efectuadas, embora centradas nas temperaturas, só aparentemente ilidem a questão importante dos efeitos das pressões emergentes sobre a mecânica da passagem do CO ao sangue para formação da carboxihemoglobina. É que, recordemo-lo, variações de pressão e variações de temperatura são indissociáveis, relacionando-se pelas seguintes expressões oportunamente apresentadas:

- Transformações adiabáticas

$$\Delta P = 11,96 \times 10^{-9} T^{2,439} \Delta T \quad (\text{atm}) \quad [30]$$

- Transformações politrópicas

$$\Delta P = \frac{n}{n-1} \cdot \frac{P_0}{T_0^{\frac{n}{n-1}}} \cdot T^{\frac{1}{n-1}} \cdot \Delta T \quad [34]$$

- Transformações isocóricas

[38]

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

9.1 – Simbologia de representação das concentrações. Convenções.

Em instâncias antecedentes, utilizámos sistematicamente a notação [substância] – exemplos, [A] e [B] – para representações dos teores das substâncias envolvidas nos processos em estudo, tendo inclusivamente operado com as cardinais das quantidades relativas (percentagens) daquelas substâncias. Os Quadros de valores apresentados e as propícias exemplificações numéricas inseridas no texto subordinam-se, logicamente, a tal critério simbólico de representação das concentrações.

Não obstante, nos estudos relativos a Mecânica Ventilatória Pulmonar é mais corrente o recurso a fracções volúmicas indicadas em litros/litro ou em ml/litro.

Ora, para evitar confusões terminológicas e formais, há toda a conveniência em manter a notação primitiva – [substância] = x % – pelo que passaremos a exprimir as outras modalidades de representação de teores em obediência às seguintes convenções:

- Concentrações indicadas em l/l

$$\text{Conc. substância } x = \frac{[x]}{100} \quad [62]$$

- Concentrações indicadas em ml/l

$$\text{Conc. substância } x = 10 \cdot [x] \quad [63]$$

Exemplo: Para [A] = 0,35 %, o mesmo é dizer, x = 0,35, a concentração em l/l será $\frac{[A]}{100} = 0,0035$ e a concentração em ml/l será $10[A] = 3,5 \text{ ml/l}$.

9.2 – Pressão parcial

A pressão parcial de qualquer um dos componentes gasosos de uma mistura é, por definição, igual ao produto da pressão total da mistura (P_t), pela sua fracção molar na mistura de gases.

Dado que, para gases perfeitos ou a estes assimiláveis, a fracção molar de um gás em uma mescla de gases coincide com a respectiva fracção volúmica, as fracções molares vêm indicadas pelo mesmo valor destas últimas.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

A composição do ar normal é

Azoto	[N ₂]=78,03%
Oxigénio	[O ₂]=20,99%
Árgon	[Ar]=0,933%
Dióxido de Carbono	[CO ₂]=0,030%

De acordo com a definição de pressão parcial e no respeito pelas convenções de notação atrás introduzidas, a pressão parcial de cada um dos componentes do ar-padrão será genericamente expressa por

$$p_{Gás} = \frac{[Gás]}{100} P_t \quad [64]$$

Para $P_t=760,0$ mmHg, será

$$p_{N_2} = \frac{[N_2]}{100} P_t = \frac{78,03}{100} 760 = 593,03 \text{ mmHg}$$

$$p_{O_2} = \frac{[O_2]}{100} P_t = \frac{20,99}{100} 760 = 159,52 \text{ mmHg}$$

$$p_{Ar} = \frac{[Ar]}{100} P_t = \frac{0,933}{100} 760 = 7,09 \text{ mmHg}$$

$$p_{CO_2} = \frac{[CO_2]}{100} P_t = \frac{0,030}{100} 760 = 0,23 \text{ mmHg}$$

Fazendo, por generalização, $P_t=P_0+\Delta P$ – o mesmo é dizer, considerando pressões não normais e designando por P_0 ($=1 \text{ atm} = 760,0 \text{ mmHg}$) a pressão atmosférica normal – a expressão [64] passa a escrever-se

$$p_{Gás} = \frac{[Gás]}{100} (P_0 + \Delta P) \quad [65]$$

Se as variações de pressão tiverem sido calculadas em atmosferas, esta expressão converte-se em

$$p_{Gás} (\text{atm}) = \frac{[Gás]}{100} (1 + \Delta P) \quad [66]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

A passagem a mmHg operar-se-á multiplicando [66] por 760, obtendo-se consequentemente

$$p_{Gás} \text{ (mmHg)} = 7,6 [Gás](1+\Delta P) \quad [67]$$

Caso ΔP tenha sido calculado em mmHg, a fórmula [65] deverá tomar o aspecto

$$p_{Gás} \text{ (mmHg)} = \frac{[Gás]}{100} (760 + \Delta P) \quad [68]$$

ou ainda

$$p_{Gás} \text{ (mmHg)} = 7,6[Gás] \left(1 + \frac{\Delta P}{760} \right) \quad [69]$$

Vejamos um exemplo de utilização destas expressões em sistemas gasosos contendo CO.

Atendendo à expressão

$$[A] = [A_0]_{\min} \exp(\alpha[B]) \quad [7]$$

a fórmula [69] assume o aspecto

$$\begin{aligned} p_{CO} &= 7,6 \left(1 + \frac{\Delta P}{760} \right) [A_0]_{\min} \exp(\alpha[B]) \\ &= 48,868 \times 10^{-3} \left(1 + \frac{\Delta P}{760} \right) \exp(\alpha[B]) \end{aligned}$$

Admitindo agora que a variação de pressão total sofrida pelo sistema é de 11,4 mmHg (=0,015 atm), a pressão parcial do CO responsável pela emergência de um teor $[B]=80\%$ de carboxihemoglobina vem a ser

$$\begin{aligned} p_{CO} &= 48,868 \times 10^{-3} \left(1 + \frac{11,4}{760} \right) \exp(40,547 \times 10^{-3} \cdot 80) \\ &= 1,272 \text{ mmHg} \end{aligned}$$

Se a pressão fosse normal (isto é, se $\Delta P=0$), a pressão parcial do CO seria menor, valendo

$$p_{CO}=1,253 \text{ mmHg}$$

O teor de monóxido de carbono será, em ambos os casos, de acordo com a expressão [7],

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$\begin{aligned} [A] &= [\text{CO}] \\ &= 0,165\% \end{aligned}$$

Não obstante, como adiante se comprovará, no primeiro caso – em que a pressão total reinante era $P_t = 760 + 11,4 = 771,4$ mmHg – a reacção de incorporação do CO na hemoglobina seria mais célere do que no segundo (em que $P_t = 760$ mmHg).

9.3 – Comparação de teores distintos de Monóxido de Carbono em sistemas submetidos a pressões totais distintas.

Dois teores distintos de CO, $[A]$ e $[A]'$, submetidos a pressões totais distintas – P_t e P_t' , respectivamente – evidenciarão as pressões parciais

$$p_A = \frac{[A]}{100} P_t \quad [70]$$

$$p'_A = \frac{[A]'}{100} P_t' \quad [71]$$

Da comparação destas duas expressões, resulta

$$\frac{p'_A [A]}{p_A [A]'} = \frac{P_t'}{P_t}$$

a qual, por introdução de $P_t' = P_t + \Delta P$, se converte em

$$p'_A = p_A \frac{[A]'}{[A]} \frac{P_t + \Delta P}{P_t} \quad [72]$$

Analisemos esta expressão.

9.3.1 – Caso em que $\Delta P = 0$

De [72] resulta

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$p'_{A} = p_{A} \frac{[A]}{[A]'} \quad [73]$$

Mas atendendo a que $P_t = P'_t$ e tendo em conta [70] e [71], obtém-se a identidade trivial

$$[A]'[A] = [A][A]'$$

denunciando que este caso é desprovido de interesse.

9.3.2 – Caso em que $\Delta P \neq 0$

Como é $P'_t = P_t$ e $[A] \neq [A]'$, resultará $p'_{A} \neq p_{A}$, sendo [72] a relação geral entre estas variáveis.

Há contudo um caso particular de [72] extremamente importante, o qual consiste em admitir que p_{A} e p'_{A} se identificam. Nestas condições, pressões totais e concentrações serão tais que verificam a relação

$$\frac{[A]'}{[A]} = \frac{P_t}{P_t + \Delta P} \quad [74]$$

ou

$$[A] = [A]' \frac{P_t}{P_t + \Delta P} \quad [75]$$

Estas expressões traduzem a condição para que duas concentrações distintas $[A]$ e $[A]'$ possam exibir pressões parciais iguais em presença de pressões totais distintas, circunstância com implicações práticas interessantíssimas do ponto de vista dos efeitos expectáveis de baixas concentrações de CO em face de pressões totais elevadas.

Ilustrando esta asserção, tomemos como pressão de referência $P_0=1\text{atm}$, o que converte [75] em

$$[A] = [A]' \frac{1}{1 + \Delta P} \quad [76]$$

Se agora admitirmos que a transformação é de tipo isocórico, ΔP toma a forma

$$\Delta P = 3,470 \times 10^{-3} \Delta T \quad [38]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Mas sendo

$$\lambda = 2^{0,1\Delta T}$$

vem a ser

$$\begin{aligned}\ln \lambda &= 0,1 \cdot \ln 2 \cdot \Delta T \\ &= 0,0693 \Delta T\end{aligned}$$

donde

$$\Delta T = 14,427 \ln \lambda$$

Consequentemente, ΔP converte-se em

$$\begin{aligned}\Delta P &= 3,470 \times 10^{-3} \cdot 14,427 \cdot \ln \lambda \\ &= 0,05 \cdot \ln \lambda\end{aligned}$$

e [76] assume a forma

$$[A]^t = [A] \frac{1}{1 + 0,05 \ln \lambda} \quad [77]$$

Mostra esta expressão que quanto maior for λ – o mesmo é dizer, quanto maior for a variação de temperatura, ΔT , e portanto, a variação de pressão a que dado sistema seja submetido –, menor será a concentração de monóxido de carbono, $[A]^t$, a partir da qual se originam efeitos fisiológicos idênticos aos associados a dada concentração pré-fixada $[A] > [A]^t$. Esta identidade de efeitos é aferida através de $[B]$, teor de carboxihemoglobina correspondente a $[A]$, de acordo com a fórmula [7].

Elaborado com base na fórmula [77], o Quadro 10 ilustra o que atrás se disse, tomando concentrações de partida em monóxido de carbono arbitrariamente fixadas nos valores $[A] = 0,0326\%$; $0,0733\%$; $0,165\%$ a que correspondem concentrações de carboxihemoglobina de grandeza $[B] = 40\%$; 60% e 80% , respectivamente.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 10

ΔT (°C)	ΔP atm	λ	Valores de [A]'		
			[B] = 40%	[B] = 60%	[B] = 80%
0	0	1	0,0326 % (= [A])	0,0733 % (= [A])	0,165 % (= [A])
20	0,0694	4	0,0305 % (= [A])	0,0685 % (= [A])	0,154 % (= [A])
40	0,1388	16	0,0286 % (= [A])	0,0644 % (= [A])	0,145 % (= [A])
60	0,2082	64	0,0270 % (= [A])	0,0607 % (= [A])	0,137 % (= [A])
80	0,2776	256	0,0255 % (= [A])	0,0574 % (= [A])	0,129 % (= [A])
100	0,3470	1024	0,0242 % (= [A])	0,0544 % (= [A])	0,123 % (= [A])
120	0,4164	4096	0,0230 % (= [A])	0,0518 % (= [A])	0,117 % (= [A])
140	0,4858	16384	0,0219 % (= [A])	0,0494 % (= [A])	0,111 % (= [A])
160	0,5520	65536	0,0210 % (= [A])	0,0472 % (= [A])	0,106 % (= [A])

Em reforço das ilações extraíveis desta tabela, é instrutivo proceder a uma comparação de efeitos de concentrações distintas ([A] e [A]') submetidas a pressões totais distintas (P_t e P'_t), sob a óptica dos tempos necessários para que esses efeitos – aferidos mediante [B] – se materializem.

O tempo necessário para uma dada concentração [B] seja atingida a partir das concentrações [A]' associada uma transformação termodinâmica tipificada por $\lambda > 1$, calcula-se tendo em conta que, sendo

$$[A]' = [A_0]e^{-\lambda\beta t}$$

$$[A] = [A_0]e^{-\beta t}$$

resulta

$$\ln \frac{[A]'}{[A]} = -(\lambda - 1)\beta t$$

donde

$$t = \frac{1}{\beta(\lambda - 1)} \ln \frac{[A]'}{[A]} \quad [78]$$

Posto isto, passemos a um exemplo numérico.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Para [B] = 40% é, em condições P.T.N., [A] = 0,0326%. Supondo que $\Delta T = 100^\circ\text{C}$ ($\rightarrow \Delta P = 0,347 \text{ atm}$), o que implica $\lambda = 2^{0,1 \cdot \Delta T} = 1024$, a concentração [A]' correspondente será [A]' = 0,0242% (Cf. Quadro 10, linha 6) e o tempo necessário para que [B] = 40% seja atingida a partir de [A]' será, de acordo com [78],

$$\begin{aligned} t &= \frac{1}{0,904 \times 102} \ln \frac{0,0326}{0,0242} \\ &= 3,222 \times 10^{-4} \text{ horas} \\ &= 1,16 \text{ segundos} \end{aligned}$$

Em flagrante contraste, se as condições de pressão e temperatura forem normais, a concentração [B] = 40% necessitará, para ser atingida a partir da mesma concentração [A]' = 0,0242%, de um tempo.

$$\begin{aligned} t' &= \frac{1}{\beta} \ln \frac{[A_0]}{[A]} \\ &= \frac{1}{0,904} \ln \frac{0,371}{0,0242} \\ &= 3,02 \text{ horas} \end{aligned}$$

9.4 – Coeficiente de Difusão e Capacidade de Fusão do Oxigénio e do Monóxido de Carbono

9.4.1 – Definições e Parâmetros

Recordemos resumidamente algumas definições básicas da Ventilação Pulmonar e a respectiva tradução matemática.

VC = Volume Corrente (volume de ar mobilizado de cada vez que se respira)

$$VC = 0,5 \text{ litros} \quad [79]$$

t_s = Tempo médio de um ciclo respiratório, em segundos

VUR = Volume Unitário Respiratório (volume de ar respirado em cada unidade de tempo)

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

- VSR = Volume Segundo Respiratório

$$\begin{aligned} VSR(AR) &= \frac{VC}{t_s} & [80] \\ &= 0,1 \text{ l/s} \end{aligned}$$

- VMR = Volume Minuto Respiratório

$$\begin{aligned} VMR(AR) &= 60 \times VSR & [81] \\ &= 6 \text{ l/min} \end{aligned}$$

FR = Frequência Respiratória (número de respirações realizadas na unidade de tempo)

- FRS = Frequência Respiratória (segundos)

$$\begin{aligned} FRS &= \frac{VSR}{VC} & [82] \\ &= 0,1/0,5 \\ &= 0,2/\text{seg} \end{aligned}$$

- FRM = Frequência Respiratória (minutos)

$$\begin{aligned} FRM &= \frac{VMR}{VC} & [83] \\ &= 0,6/0,5 \\ &= 12/\text{min} \end{aligned}$$

(Obs.: Dependendo de características individuais, a FRM pode variar, no repouso, entre 12 e 15 resp/min)

De acordo com as definições apresentadas, para o ar respirado em repouso, será

$$\begin{aligned} VMR(AR) &= FRM \times VC & [81] \\ &= 12 \times 0,5 \\ &= 6 \text{ l/min} \end{aligned}$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Em estudos de Ventilação Pulmonar, a unidade de tempo usual é o minuto, pelo que recorreremos sistematicamente a parâmetros em que o referencial temporal é o minuto, a saber, os parâmetros VMR e FRM.

Coerentemente, quaisquer novos parâmetros a definir terão sempre o minuto como unidade de tempo de referência.

O ar-padrão contém, em cada litro, cerca de 790 ml de N₂ e aproximadamente 210 ml de O₂. Mas poderá estar contaminado, constituindo uma mescla de composição mais complexa, em relação à qual se podem definir Volumes Unitários Respiratórios respeitantes a cada um dos gases componentes (normais e espúrios).

Genericamente, considerar-se-á,

$$\text{VMR}(\text{Gás } x) = \text{Volume Unitário Respiratório do Componente } x \text{ da mescla gasosa}$$

e far-se-á, para cada gás x,

$$\text{VMR}(x) = \text{Concentração de } x \text{ em ml/l} \times \text{VMR}(\text{AR}) \quad [84]$$

Para o Oxigénio será, portanto,

$$\begin{aligned} \text{VMR}(\text{O}_2) &= 210 \text{ ml/l} \times 6 \text{ l/min} & [85] \\ &= 1260 \text{ ml/min} \\ &= 1,26 \text{ l/min} \end{aligned}$$

Recorrendo ao cardinal da percentagem para indicar a concentração do Oxigénio presente na mescla, a expressão anterior toma a forma, mais conforme com as notações tradicionais neste estudo,

$$\begin{aligned} \text{VMR}(\text{O}_2) &= 10[\text{O}_2].\text{VMR}(\text{AR}) & [86] \\ &= 60[\text{O}_2] \text{ ml/min} \end{aligned}$$

Para o Monóxido de Carbono, escreveremos por analogia,

$$\begin{aligned} \text{VMR}(\text{CO}) &= 10[\text{A}].\text{VMR}(\text{AR}) & [86] \\ &= 60[\text{A}] \text{ ml/min} \end{aligned}$$

Exemplificando, se o CO estiver presente no ar contaminado com teor [A] = 0,04%, o respectivo VMR será, de acordo com [87], VMR(CO) = 2,4 ml/min

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

NOTA: Para o exercício intenso, os valores de certos parâmetros atrás apresentados assumem os valores

$$\text{FRM} = 35 \text{ a } 45 \text{ resp/min}$$

$$\text{VC} = 4 \text{ litros}$$

$$\text{VMR} = (35 \text{ a } 45) \times 4 = 140 \text{ a } 160 \text{ l/min}$$

9.4.2 – Coeficiente de Difusão

O Coeficiente de Difusão de uma substância gasosa integrante de cada mescla define-se como a razão entre a concentração dessa substância (expressa em ml/l) e a correspondente pressão parcial.

O Coeficiente de Difusão – abreviadamente, CD – tem portanto o significado de um gradiente de concentração relativamente à pressão, exprimindo a quantidade de gás (em volume relativo, ml/l) que se difunde por cada mmHg de variação (abaixamento) da respectiva pressão parcial.

De acordo com a definição será

$$CD(\text{Gás}) = \frac{\text{Concentração do Gás em ml/l}}{\text{Pressão parcial do Gás em mmHg}} \quad [88]$$

Recorrendo às convenções estabelecidas por concentrações, poderemos escrever

$$\begin{aligned} CD(\text{Gás}) &= \frac{10[\text{Gás}]}{\frac{[\text{Gás}]}{100} P_t} \quad [89] \\ &= \frac{10^3}{P_t} \text{ ml/l} \times \text{mmHg} \end{aligned}$$

Vemos que o Coeficiente de Difusão de um gás em dada mescla é independente da concentração do gás na mescla, mas depende da pressão total desta última, sendo, do ponto de vista numérico, igual a 1000 vezes o seu inverso.

Enquanto a pressão total da mescla de gases não variar, o Coeficiente de Difusão de cada um dos gases que a integram mantém-se invariante e de valor dado por [89].

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Para ar normal (isto é, à pressão de 760 mmHg), o Coeficiente de Difusão do Oxigénio vem a ser

$$\begin{aligned} CD(O_2) &= \frac{10^3}{760} \\ &= 1,316 \text{ ml/l} \times \text{mmHg} \end{aligned}$$

Como se infere da estrutura da função de definição do Coeficiente de Difusão, este assumirá valor idêntico a $CD(O_2)$ para todos os restantes gases componentes do ar normal.

Quando o ar está contaminado com Monóxido de Carbono, a mescla passa a evidenciar composição qualitativa e quantitativa diferente da composição padrão, de modo que as percentagens de O_2 e demais gases componentes já não serão exactamente as mesmas que as do ar totalmente isento de gases estranhos. Não obstante, comparativamente à percentagem normal de O_2 , são muito baixas as percentagens de CO potencialmente perigosas, pelo que os valores das pressões parciais de O_2 , do N_2 , do Árgon e do CO_2 praticamente não sofrem variação como resultado da presença daquelas reduzidas quantidades de Monóxido de Carbono.

Consequentemente, podemos considerar, com erro insignificante, que também para o Monóxido de Carbono o respectivo Coeficiente de Difusão poderá ter grandeza

$$CD(CO) = CD(O_2) = 1,316 \text{ ml/(l} \times \text{mmHg)}$$

Vejamos qual a grandeza da concentração de CO para a qual se regista esta identidade dos Coeficientes de Difusão.

Para este efeito, há que tomar em linha de conta um importantíssimo aspecto comportamental do O_2 e do CO em face da hemoglobina: o CO apresenta afinidade para este composto que é cerca de 210 vezes superior à do O_2 para a mesma substância. Isto significa que o CO se difunde na hemoglobina (em um processo de associação química) com facilidade 210 vezes superior à que o O_2 evidencia em idêntico e concomitante processo químico de associação.

Posto que a dada concentração corresponde uma determinada pressão parcial, podemos formular a asserção anterior em termos de pressões parciais, dizendo que bastará

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

uma pressão parcial de CO que seja 210 vezes inferior à pressão parcial de O₂ em dado momento presente no pulmão para que os dois gases se difundam na hemoglobina com ritmos idênticos.

Consequentemente, sendo, por definição

$$CD(O_2) = \frac{10[O_2]}{p_{O_2}}$$

$$CD(CO) = \frac{10[CO]}{p_{CO}}$$

de comparação destas duas expressões emerge a relação

$$CD(CO) = CD(O_2) \frac{[A]}{[O_2]} \frac{p_{O_2}}{p_A} \quad [90]$$

Igualando os dois Coeficientes de Difusão, vem

$$\frac{p_A}{p_{O_2}} = \frac{[A]}{[O_2]}$$

e fazendo $p_{O_2} = 210 p_A$, resulta, com $[O_2] = 21\%$,

$$p_A = 210 p_A \frac{[A]}{21}$$

$$[A] = 0,1\%$$

$$= 1 \text{ ml/l}$$

A pressão p_A , será

$$p_A = p_{CO}$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$\begin{aligned}
 &= \frac{p_{O_2}}{210} \\
 &= \frac{159,52}{210} \\
 &= 0,76 \text{ mmHg}
 \end{aligned}$$

Com vista a elucidar um pouco mais as implicações concretas do fenómeno das afinidades distintas do CO e do O₂ para a hemoglobina, elaborou-se o Quadro 12, onde, nas colunas 2 a 5 vêm lançadas, com referência a diversas concentrações pré-fixadas de carboxihemoglobina (vd. Coluna 1), as concentrações de Monóxido de carbono e de Oxigénio que verificam a identidade CD(CO) = CD(O₂).

As fórmulas utilizadas nestes cálculos são já conhecidas, a saber

$$\text{Coluna 2: } [A] = [A_0]_{\min} \exp(\alpha[B])$$

$$\text{Coluna 3: } p_A = \frac{[A]}{100} 760$$

$$\text{Coluna 4: } [O_2] = 20,99 \frac{100}{100 + [A]}$$

$$\text{Coluna 5: } p_{O_2} = \frac{[O_2]}{100} 760$$

Uma vez que é $CD(O_2) = \frac{10[O_2]}{p_{O_2}}$ e $CD(CO) = \frac{10[A]}{p_A}$, e dado que P₁ se supõe

constante (valor: 760 mmHg), constata-se que resulta efectiva e necessariamente CD(CO) = CD(O₂).

Na coluna 6 representam-se as pressões parciais de Oxigénio que, para cada valor de [A] – e portanto, de p_A – respeitam a relação de afinidades p_{O₂} = 210p_A; e na coluna 7 vem lançadas as concentrações de Oxigénio para as quais a sobredita relação entre pressões parciais se registaria. A fórmula de cálculo de [O₂]' é

$$\begin{aligned}
 [O_2]' &= \frac{100 p'_{O_2}}{760} \\
 &= 1,316 p'_{O_2}
 \end{aligned}$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Quadro 12

[B] (%)	[A] (%)	p _A (mmHg)	[O ₂] (%)	p _{O₂} (mmHg)	Valores Afins	
					p _{O₂} = 210 p _A (mmHg)	[O ₂]' (%)
0	0,00643	0,0489	20,989	159,514	10,269	1,351
5	0,00788	0,0599	20,988	159,511	12,579	1,655
10	0,00965	0,0733	20,987	159,509	15,393	2,025
20	0,01447	0,11	20,986	159,501	23,1	3,040
30	0,02170	0,1649	20,985	159,489	34,629	4,556
40	0,03256	0,2475	20,983	159,472	51,975	6,839
50	0,04886	0,3713	20,980	159,446	77,973	10,260
57,354	0,06579	0,5	20,976	159,419	105,0	13,816
60	0,07329	0,5570	20,975	159,407	116,970	15,391
67,553	0,09948	0,7596	20,969	159,365	159,520	20,989
67,680	0,1	0,76	20,968	159,364	159,60	20,99
70	0,10995	0,8356	20,967	159,348	175,46	20,99
80	0,165	1,254	20,955	159,261	263,340	20,99
90	0,24743	1,880	20,938	159,130	394,800	20,99
100	0,371	2,892	20,912	158,934	607,320	20,99

Os valores deste Quadro lêem-se do modo que passa a exemplificar-se.

Seja, por exemplo, [A] = 0,03256% a que corresponde a concentração “afim” de Oxigénio [O₂]' = 6,838%; as pressões parciais de [A] e [O₂]' são, respectivamente p_A = 0,2475 mmHg e p_{O₂}' = 51,975 mmHg.

Estas correspondências têm o seguinte significado: caso o CO esteja presente no ar inalado com concentrações [A] = 0,03256%, a partir do momento em que, por difusão progressiva no sangue, a concentração do Oxigénio do ar baixar para o valor p_{O₂}' = 6,838%, o Monóxido de Carbono e o Oxigénio passam a concorrer em pé de igualdade no seu processo de incorporação no sangue (ligação química à hemoglobina, com carácter de permanência para o primeiro daqueles gases e com carácter precário para o segundo). Esta igualdade de oportunidade de reacção significa que os dois gases se difundem com igual

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

facilidade, o que deverá ser denunciado pela identificação dos respectivos Coeficientes de Difusão.

E com efeito, vemos que, nestas circunstâncias, resulta

$$\begin{aligned} CD(CO) &= \frac{0,3256}{0,2475} \\ &= 1,316 \text{ ml/l} \times \text{mmHg} \\ CD(CO) &= \frac{68,388}{51,975} \\ &= 1,316 \text{ ml/l} \times \text{mmHg} \end{aligned}$$

Observação: Os casos representados por [B] = 70, 80, 90, 100% exigiriam a existência de pressões totais superiores à normal (pressões $P_1' = P_1 + \Delta P$), sendo os acréscimos de pressão necessários, ΔP , calculáveis mediante

$$\begin{aligned} \Delta P_{\text{mmHg}} &= \frac{P'_{O_2} - 760}{159,52} - 760 \\ &= 760 \left(\frac{P'_{O_2}}{159,52} - 1 \right) \end{aligned}$$

Desejando exprimir ΔP em atmosferas, proceder-se-ia à conversão

$$\Delta P_{\text{atm}} = \frac{\Delta P_{\text{mmHg}}}{760}$$

Resultaria:

Para [B] = 70%	→	$\Delta P_{\text{mmHg}} = 76,019$	$\Delta P_{\text{atm}} = 0,1$
[B] = 80%	→	$\Delta P_{\text{mmHg}} = 494,629$	$\Delta P_{\text{atm}} = 0,65$
[B] = 90%	→	$\Delta P_{\text{mmHg}} = 1120,943$	$\Delta P_{\text{atm}} = 1,475$
[B] = 100%	→	$\Delta P_{\text{mmHg}} = 2133,450$	$\Delta P_{\text{atm}} = 2,807$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

As variações de temperatura associadas a estes valores de ΔP seriam – com $\Delta P_{\text{atm}} = 3,47 \times 10^{-3} \Delta T(^{\circ}\text{C})$ e $\Delta T(^{\circ}\text{C}) = 288,184 \Delta P_{\text{atm}}$ -, respectivamente

$$\text{Para [B] = 70\%} \rightarrow \Delta T = 28,818 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

$$[\text{B}] = 80\% \rightarrow \Delta T = 187,320 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

$$[\text{B}] = 90\% \rightarrow \Delta T = 425,071 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

$$[\text{B}] = 100\% \rightarrow \Delta T = 808,932 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

9.4.3 – Relação geral entre Coeficientes de Difusão do Oxigénio e do Monóxido de Carbono.

O oxigénio tem, no ar padrão, uma concentração inicial fixa e conhecida: 210 ml/l. Mas o mesmo não sucede com o CO, gás que, na qualidade de contaminante, assume na mescla que constitui o ar o papel de uma substância espúria que naquela pode incluir-se em proporções extremamente diversas.

Posto isto, a relação geral procurada vem a ser precisamente a expressão [90], a qual, atendendo a

$$p_{\text{O}_2} = 210 \text{ p}_A$$

$$[\text{O}_2] = 21$$

$$\text{CD}(\text{O}_2) = 1,316 \text{ ml/l} \times \text{mmHg}$$

toma a forma

$$\text{CD}(\text{CO}) = 1,316 \times 10 [\text{A}]$$

$$= 13,160 [\text{A}] \text{ ml/l} \times \text{mmHg} \quad [91]$$

Diz-nos esta expressão que

- para $[\text{A}] = 0,1\%$ é $\text{CD}(\text{CO}) = \text{CD}(\text{O}_2) = 1,316 \text{ ml/l} \times \text{mmHg}$
- para $[\text{A}] < 0,1\%$ resulta $\text{CD}(\text{CO}) < \text{CD}(\text{O}_2)$, significando que a difusão do O_2 na hemoglobina supera a difusão do CO na mesma substância.
- para $[\text{A}] > 0,1\%$ é $\text{CD}(\text{CO}) > \text{CD}(\text{O}_2)$, do que resulta difusão do CO na hemoglobina em maior quantidade do que a quantidade de O_2 que simultaneamente naquela se difunde.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

9.4.4 – Repartição do Oxigénio inalado: oxigénio respirado e oxigénio remanescente no pulmão.

O oxigénio assume no sangue a forma de oxihemoglobina, HbO_2 , mas partilha a sua presença, se o ar respirado contiver CO, com carboxihemoglobina, $HbCO$, simultaneamente formada.

É óbvia a relação

$$\begin{aligned} [HbO_2] &= 100 - [HbCO] \\ &= 100 - [B] \end{aligned} \quad [92]$$

a que pode dar-se a forma

$$\begin{aligned} [HbO_2] &= 100 - \frac{1}{\alpha} \ln \frac{[A]}{[A_0]_{\min}} \\ &= 100 - 24,663 \cdot \ln \frac{[A]}{[A_0]_{\min}} \end{aligned} \quad [93]$$

O oxigénio remanescente no pulmão (isto é, não incorporável no sangue, porque a carboxihemoglobina é um composto altamente irreversível) será, atendendo a que o O_2 total representa 21% do ar inalado,

$$[O_2]' = 21 \left(1 - \frac{[HbO_2]}{100} \right) (\%) \quad [94]$$

ou

$$[O_2]' = 210 \left(1 - \frac{[HbO_2]}{100} \right) \text{ ml/l} \quad [95]$$

Trazendo a esta expressão o valor de $[HbO_2]$ dada por [92], obtém-se

$$\begin{aligned} [O_2]' &= 21 \left[1 - \frac{1}{100} \left(100 - 24,663 \cdot \ln \frac{[A]}{[A_0]_{\min}} \right) \right] \\ &= 5,179 \cdot \ln \frac{[A]}{[A_0]_{\min}} (\%) \end{aligned} \quad [96]$$

ou

$$[O_2]' = 51,79 \cdot \ln \frac{[A]}{[A_0]_{\min}} \text{ ml/l} \quad [97]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

É fácil concluir que as expressões [94] e [95] equivalem, respectivamente, a

$$[O_2]' = 0,21 [B] (\%) \quad [98]$$

e

$$[O_2]' = 2,1 [B] \text{ ml/l} \quad [99]$$

e que, identicamente, as expressões [96] e [97] são substituíveis, respectivamente, por [98] e [99].

Posta a prática irreversibilidade da Carboxihemoglobina, vemos que, à medida que se vai formando, vai cativando uma fracção de Hemoglobina, facto de que decorre um progressivo défice de oxigénio na corrente sanguínea.

Com base nas expressões antecedentes, podemos visualizar o balanço – puramente teórico, a partir de certos valores de [A] – entre oxigénio respirado e oxigénio que remanesce no pulmão, por não dispor de hemoglobina que possa captá-lo e veiculá-lo.

➤ Para $[A] = [A_0]_{\min} \leq 6,43 \times 10^{-3}\%$ é $[B] = [HbCO] = 0$

Consequentemente, vem a ser

$$[HbCO] = 100$$

$$[O_2]' = 0$$

Não há O_2 remanescente no pulmão, porque todo ele passa para a corrente sanguínea.

➤ Para $[A] 0 0,05\%$ é $[B] = 50,59\%$. Portanto, resulta

$$[HbO_2] = 100 - [B]$$

$$= 49,41\%$$

$$[O_2]' = 0,21 \cdot [B]$$

$$= 10,624\% \quad (=106,24 \text{ ml/l})$$

Há oxigénio remanescente no pulmão, evidenciando uma pressão parcial

$$p_{O_2}' = \frac{[O_2]'}{100} \cdot 760$$

$$= 80,742 \text{ mmHg}$$

Para $[A] = 0,1\%$ é $[B] = 67,68\%$, teor mortal a curto prazo. Vem a ser

$$[HbO_2] = 100 - [B]$$

$$= 32,32\%$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$\begin{aligned}
 [\text{O}_2]' &= 0,21 \cdot [\text{B}] \\
 &= 14,213\% \quad (=142,13 \text{ ml/l}) \\
 p_{\text{O}_2}' &= \frac{14,213}{100} \cdot 760 \\
 &= 108,0 \text{ mmHg}
 \end{aligned}$$

- Para $[\text{A}] = 0,165\%$ e $[\text{B}] = 80\%$, teor instantaneamente mortal. Seria agora

$$\begin{aligned}
 [\text{HbO}_2] &= 100 - [\text{B}] \\
 &= 20\% \\
 [\text{O}_2]' &= 0,21 \cdot [\text{B}] \\
 &= 16,80\% \\
 p_{\text{O}_2}' &= \frac{16,8}{100} \cdot 760 \\
 &= 127,68 \text{ mmHg}
 \end{aligned}$$

- Para $[\text{A}] = 0,371\%$, seria $[\text{B}] = 100\%$. Hipoteticamente (porque a morte sobrevém rapidamente para $[\text{B}] \approx 80\%$), teríamos

$$\begin{aligned}
 [\text{HbO}_2] &= 0 \\
 [\text{O}_2]' &= 0,21 \cdot [\text{B}] \\
 &= 21\% \\
 p_{\text{O}_2}' &= \frac{21}{100} \cdot 760 \\
 &= 159,52 \text{ mmHg}
 \end{aligned}$$

Todo o O₂ inspirado permaneceria no pulmão, porque não teria possibilidade de difusão em uma hemoglobina completamente saturada com CO.

9.4.5 – Relação entre Coeficientes de Difusão do Monóxido de Carbono, para teores distintos sob pressões totais distintas.

Considerem-se duas concentrações distintas de CO, concentrações $[\text{A}]$ e $[\text{A}]'$, integrantes de mesclas aéreas submetidas a pressão distintas, respectivamente, P_t e $P_t' = P_t + \Delta P$.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Por definição de Coeficiente de Difusão, é

$$CD(CO) = \frac{10[A]}{P_A}$$

$$CD(CO)' = \frac{10[A]'}{P'_A}$$

donde, por comparação, resulta

$$CD(CO)' = CD(CO) \frac{P_A [A]'}{P'_A [A]} \quad [100]$$

mas sendo

$$P_A = \frac{[A]}{100} P_t$$

$$P'_A = \frac{[A]'}{100} P'_t = \frac{[A]'}{100} (P_t + \Delta P)$$

obtém-se por substituição em [100],

$$CD(CO)' = CD(CO) \frac{P_t}{P_t + \Delta P} \quad [101]$$

Tendo em conta [91], obtém-se finalmente

$$CD(CO)' = 13,160[A] \frac{P_t}{P_t + \Delta P} \quad [102]$$

que é a relação procurada.

9.4.6 – Capacidade de Difusão

A Capacidade de Difusão de uma substância gasosa define-se como sendo a razão entre o volume de ar respirado na unidade de tempo (1 minuto) e o gradiente de pressão da substância considerada.

Portanto, será, genericamente

$$CAP.DIF(SUBST.) = \frac{\text{Volume Minuto Respiratório}}{\text{grad } p(SUBST.)}$$

Por seu lado, o gradiente de pressão vem a ser a razão entre a pressão parcial da substância e a respectiva concentração em ml/l, indicando que, por cada variação (redução) de pressão parcial de grandeza 0,76 mmHg se processa a difusão de 1 ml/l de O₂ no sangue.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

O gradiente de pressão corresponde, portanto, ao inverso de $CD(SUBST.)$, como tal exprimindo-se em $mmHg \times l/ml$.

Por conseguinte, é

$$grad\ p(SUBST.) = \frac{1}{CD(SUBST.)} \quad [103]$$

expressão a que, atendendo a [89], pode dar-se a forma

$$grad\ p(SUBST.) = \frac{P_t}{10^3} \frac{mmHg \times l}{ml} \quad [104]$$

Posta a relação inversa existente entre $grad\ p(SUBST.)$ e $CD(SUBST.)$, a Capacidade de Difusão pode exprimir-se mediante

$$CAP.DIF(SUBST.) = CD(SUBST.) \times VMR \quad \frac{ml}{l \times mmHg} \quad [105]$$

Para o Oxigénio em condições P.T.N., será

$$\begin{aligned} CAP.DIF(O_2) &= 1,316 \times 6 \\ &= 7,896 \frac{ml}{l \times mmHg} \end{aligned} \quad [106]$$

Para o Monóxido de Carbono, escrever-se-á

$$CAP.DIF(CO) = CD(CO) \times VMR$$

fórmula que, tendo em conta [91], toma o aspecto

$$\begin{aligned} CAP.DIF(CO) &= 13,160[A] \times VMR \\ &= 13,160 \times 6 [A] \\ &= 78,96 [A] \frac{ml}{l \times mmHg} \end{aligned} \quad [107]$$

Verifica-se (o que já não constitui novidade) que, para $[A]=0,1\%$ ($\equiv 1\ ml/l$), as Capacidades de Difusão do O_2 e do CO , em condições P.T.N., se identificam.

Para duas concentrações distintas de CO submetidas a pressões totais distintas – P_t (pressão normal) e $P'_t > P_t$ -, pode escrever-se, de acordo com [89],

$$\begin{aligned} CAP.DIF(CO) &= \frac{VMR}{\frac{P_t}{10^3}} \\ CAP.DIF(CO)' &= \frac{VMR}{\frac{P'_t}{10^3}} \end{aligned}$$

donde

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$\begin{aligned} \text{CAP.DIF}(\text{CO})' &= \text{CAP.DIF}(\text{CO}) \frac{P'_i}{P_i} \\ &= \text{CAP.DIF}(\text{CO}) \frac{P_i + \Delta P}{P_i} \end{aligned} \quad [108]$$

Para pressões expressas em atmosferas, será, levando em conta [107],

$$\text{CAP.DIF}(\text{CO})' = 78,96 [A] (1 + \Delta P) \quad [109]$$

Quando a pressão total é normal, vem $\Delta P=0$, pelo que esta expressão decai para [107]; e esta, por seu lado, decairá para [106], se acaso considerarmos $[A]=0,1\%$.

Consequentemente, [109] é uma expressão que pode ser tomada como geral, na medida em que abrange formas anteriores como formas particulares.

Admitindo que em dado sistema existe uma concentração $[A]'$ – inferior a uma determinada concentração $[A]$ tomada como referência, concentração esta a que corresponderia a Capacidade de Difusão $\text{CAP.DIF}(A)$ – sob uma pressão $P'_i = P_i + \Delta P$, a Capacidade de Difusão de $[A]'$ pode tornar-se superior à de $[A]$: basta, para o efeito, que a pressão P'_i assuma grandeza adequada.

A expressão [109] traduz o modo como a Capacidade de Difusão de CO varia em função de aumentos da pressão total a que o sistema hospedeiro estiver submetido. Mas poderemos também exprimir tal variação em função dos aumentos de temperatura correspondentes a ΔP . Com efeito, ΔP pode quantificar-se, como sabemos já, mediante

$$\Delta P = 0,05 \cdot \ln \lambda$$

em que λ é

$$\lambda = 2^{0,1 \Delta T}$$

Consequentemente, [109] pode assumir forma

$$\begin{aligned} \text{CAP.DIF}(\text{CO}) &= 78,96 [A] (1 + 0,05 \ln \lambda) \\ &= 78,96 [A] (1 + 0,0693 \cdot \Delta T) \end{aligned} \quad [109]$$

Fica, portanto, evidenciado que uma mesma concentração $[A]$ terá Capacidade de Difusão tanto mais alta quanto maior for a variação de temperatura sofrida pelo sistema em que aquela estiver contida.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

9.4.7 – Capacidade de Difusão e Afinidade Química

Vejamos de que modo a Capacidade de Difusão de CO e de O₂ se relaciona com as afinidades químicas distintas que aqueles gases evidenciam para com a Hemoglobina.

Recorrendo à própria equação genérica de definição de Capacidade de Difusão, façamos

$$\begin{aligned} \text{CAP.DIF}(\text{O}_2) &= \text{CD}(\text{O}_2) \times \text{VMR} \\ &= \frac{10[\text{O}_2]}{p_{\text{O}_2}} \text{VMR} \\ \text{CAP.DIF}(\text{CO}) &= \text{CD}(\text{A}) \times \text{VMR} \\ &= \frac{10[\text{A}]}{p_{\text{A}}} \text{VMR} \end{aligned}$$

Da comparação destas duas expressões, vem

$$\begin{aligned} K &= \frac{\text{CAP.DIF}(\text{CO})}{\text{CAP.DIF}(\text{O}_2)} \\ &= \frac{p_{\text{O}_2}}{p_{\text{A}}} \frac{[\text{A}]}{[\text{O}_2]} \end{aligned}$$

Se agora representarmos a relação entre afinidade do CO e do O₂ através das pressões parciais correspondentes – relação pO₂ = 210 pA – obtém-se

$$\begin{aligned} K &= \frac{\text{CAP.DIF}(\text{CO})}{\text{CAP.DIF}(\text{O}_2)} \\ &= 210 \cdot \frac{[\text{A}]}{[\text{O}_2]} \end{aligned} \quad [110]$$

Portanto, conforme a proporção entre [A] e [O₂] em dado momento presentes no ar inalado, assim K se tornará superior, igual ou inferior à unidade, significando que a Capacidade de Difusão do CO será então, respectivamente, superior, igual ou inferior à Capacidade de Difusão do O₂.

Se acaso as concentrações [A] e [O₂] satisfizerem a relação

$$\frac{[\text{A}]}{[\text{O}_2]} = \frac{1}{210}$$

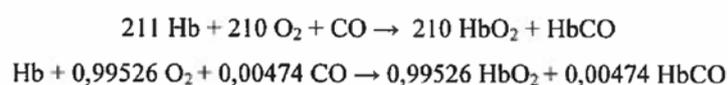
ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

resultará $K=1$, traduzindo identidade das Capacidades de Difusão; para valores da relação entre concentrações $[A]$ e $[O_2]$ diferentes da supraindicada, registar-se-á discrepâncias entre as duas Capacidades de Difusão

Exemplos:

$$\begin{array}{l} \text{Para } \left[\begin{array}{l} [A] = 0,1\% \\ [O_2] = 10,5\% \end{array} \right. \Rightarrow \begin{array}{l} CAP.DIF(CO) = 2.CAP.DIF(O_2) \\ (K = 2) \end{array} , \\ \left. \frac{[O_2]}{[A]} = 105 \right. \\ \text{Para } \left[\begin{array}{l} [A] = 0,05\% \\ [O_2] = 10,5\% \end{array} \right. \Rightarrow \begin{array}{l} CAP.DIF(CO) = CAP.DIF(O_2) \\ (K = 1) \end{array} , \\ \left. \frac{[O_2]}{[A]} = 210 \right. \\ \text{Para } \left[\begin{array}{l} [A] = 0,015\% \\ [O_2] = 10,5\% \end{array} \right. \Rightarrow \begin{array}{l} CAP.DIF(CO) = 0,3.CAP.DIF(O_2) \\ (K = 0,3) \end{array} , \\ \left. \frac{[O_2]}{[A]} = 700 \right. \end{array}$$

As ilações anteriores relativas a difusão do CO e do O_2 em situação de igualdade ($K=1$) viriam representadas pela equação química



Cada mole de Hb reage com 0,99526 moles de O_2 e 0,00474 moles de CO para dar 0,99526 moles Oxihemoglobina e 0,00474 moles de Carboxihemoglobina.

Identificando fracções molares com fracções volúmicas, resulta

$$\begin{array}{l} p_{O_2} = \frac{[O_2]}{100} 760 \\ = 7,564 \text{ mmHg} \\ p_{CO} = \frac{[A]}{100} 760 \\ = 0,03602 \text{ mmHg} \end{array}$$

correspondendo-lhes respectivamente

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$\begin{aligned}
 CD(O_2) &= \frac{10 \cdot [O_2]}{P_{O_2}} \\
 &= 1,316 \text{ ml/(l.mmHg)} \\
 CD(CO) &= \frac{10 \cdot [A]}{P_A} \\
 &= 1,316 \text{ ml/(l.mmHg)}
 \end{aligned}$$

À medida que o Oxigénio inalado se vai difundindo no sangue (por ligação química a Hemoglobina), a sua pressão parcial vai diminuindo. Portanto, se a concentração do CO inalado for, por exemplo, $[A] = 0,00476\%$, basta que a pressão do O_2 nos alvéolos atinja os 7,564 mmHg para que o CO comece a difundir-se no sangue, fazendo-o tanto mais facilmente quanto mais baixa se tornar a concentração do Oxigénio presente.

Dito de outro modo, enquanto a pressão parcial do O_2 for superior a 7,564 mmHg, a ligação do CO à hemoglobina é obstaculizada pela supremacia do O_2 na mescla, o que não acontece logo que a pressão parcial do O_2 desça abaixo daquele valor.

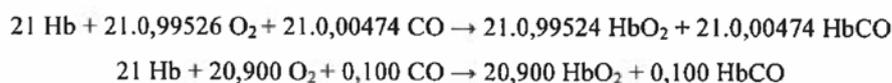
Recorrendo a nova exemplificação, admitamos que o ar inalado comporta CO com concentração $[A]=0,1\%$.

A estequiometria-base da reacção química não se altera, pelo que basta recorrer à proporção

$$\begin{aligned}
 \frac{0,1}{0,00474} &= 20,996 \\
 &\approx 21
 \end{aligned}$$

para adaptar a equação de reacção às novas circunstâncias.

Reagentes e produtos de reacção estariam agora presentes nas proporções



Consequentemente, seria

$$\left| \begin{array}{l} P_{O_2} = 158,84 \text{ mmHg} \\ P_A = 0,76 \text{ mmHg} \end{array} \right. \Rightarrow \left| \begin{array}{l} CD(O_2) = 1,316 \text{ ml/l.mmHg} \\ CD(CO) = 1,316 \text{ ml/l.mmHg} \end{array} \right.$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Nesta situação, logo que a pressão parcial do Oxigénio desça do seu máximo (159,52 mmHg, em condições P.T.N., correspondendo a uma concentração de 210 ml por litro de ar) para o valor 158,84 mmHg, o CO começa a difundir-se na Hemoglobina na proporção de 1 molécula de CO por cada 210 moléculas de O₂ simultaneamente difundidas.

Como nos dois exemplos a pressão total considerada foi a mesma (760 mmHg), os Coeficientes de Difusão mantiveram-se invariantes; em ambas as situações verifica-se a razão $p_{O_2} = 210 p_A$, representante da relação entre afinidades químicas do CO e do O₂ para a hemoglobina.

Atente-se numa diferença fundamental em relação à exemplificação anterior: a concentração do CO é agora substancialmente maior do que as concentrações antes consideradas. Consequentemente, a passagem do CO à hemoglobina começa a processar-se quando a pressão parcial do O₂ no pulmão é ainda muito elevada (praticamente coincidente com a pressão parcial do ar puro, 159,52 mmHg).

Dito de outro modo, o processo de formação da HbCO desenrola-se praticamente desde o início da inalação, contrariamente aos casos anteriores, nos quais os processos de difusão somente adquiriam características análogas quando as pressões parciais do O₂ no pulmão tivessem descido para

$$\begin{aligned} p_{O_2} &= \frac{[O_2]}{100} \cdot 760 \\ &= \frac{10,5}{100} \cdot 760 \\ &= 79,8 \text{ mmHg} \end{aligned}$$

9.4.8 – Variação da velocidade de reacção do CO com a hemoglobina em função da pressão.

Consideremos as concentrações [A] e [A]', as quais, para condições termodinâmicas distintas são relacionáveis, do seguinte modo: com

$$[A] = [A_0] \cdot \exp(-\beta t)$$

$$[A]' = [A_0] \cdot \exp(-\lambda \beta t)$$

as correspondentes velocidades de reacção serão

$$V_A = -\beta [A]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$V'_A = -\lambda \beta [A]$$

donde

$$V'_A = V_A \cdot \lambda \cdot \frac{[A]'}{[A]} \quad [111]$$

Mas de [107] escrita para as duas concentrações [A] e [A]' decorre a relação

$$\frac{[A]'}{[A]} = \frac{CAP.DIF(CO)'}{CAP.DIF(CO)} \quad [112]$$

e, por outro lado, de [108] vem também

$$\frac{CAP.DIF(CO)'}{CAP.DIF(CO)} = \frac{P_t + \Delta P}{P_t}$$

Portanto, [111] pode escrever-se

$$\begin{aligned} V'_A &= V_A \cdot \lambda \cdot \frac{P_t + \Delta P}{P_t} \\ &= V_A \cdot \lambda \cdot (1 + \Delta P) \\ &= V_A \cdot \lambda \cdot (1 + 0,05 \cdot \ln \lambda) \end{aligned} \quad [103]$$

Para $\Delta P = 0$ será $\lambda = 1$ e portanto $V'_A = V_A$. Para $\lambda > 1$ (λ é uma grandeza essencialmente positiva), resultará sempre

$$V'_A > V_A$$

Vejamos finalmente que relação pode estabelecer-se entre teores de carboxihemoglobina e as variações de pressão e temperatura emergentes em um dado sistema.

Atendendo a que

$$[V_A] = \beta \cdot [A]$$

e [A] se relacionam com [B] – teor de carboxihemoglobina no sangue – através de

$$[A] = [A_0]_{\min} \cdot \exp(\alpha \cdot [B]) ,$$

a fórmula [113] converte-se em

$$V'_A = \beta \cdot [A_0]_{\min} \cdot \lambda \cdot (1 + 0,05 \cdot \ln \lambda) \cdot \exp(\alpha \cdot [B]) \quad [114]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Vemos que, partindo de certa concentração [A] em monóxido de carbono no ar inalado, uma concentração de carboxihemoglobina pré-fixada será atingida com velocidade tanto mais elevada (portanto, em tempo tanto mais baixo) quanto maior for a variação de temperatura e pressão representada por λ .

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

9.4.9 – Velocidade de reacção e Capacidade de Difusão do Oxigénio e do Monóxido de Carbono

Tendo em conta a grandeza do tempo normal de inspiração (≈ 2 seg), é possível traduzir, com boa aproximação, a evolução da concentração do Oxigénio no pulmão durante aquela fase do ciclo respiratório, mediante a expressão

$$[O_2] = 21,210 - 0,210 \cdot \exp(8307,22 \cdot t)$$

em que t vem expresso em horas.

Por conseguinte, a velocidade de reacção do O_2 com a hemoglobina será

$$\begin{aligned} V_{O_2} &= \frac{d[O_2]}{dt} \\ &= -(21,210 - [O_2]) \end{aligned}$$

Por seu lado, a velocidade de reacção do CO com a hemoglobina é, como sabemos, exprimível através de

$$V_A = -\beta \cdot \lambda \cdot [A]$$

para o caso mais geral em que se consideram condições termodinâmicas não normais ($\lambda > 1$).

A relação entre estas duas velocidades será, portanto,

$$\begin{aligned} \frac{V_{O_2}}{V_A} &= \frac{21,210 - [O_2]}{\beta \cdot \lambda \cdot [A]} \\ &= \frac{1}{\beta \cdot \lambda} \cdot \left(\frac{21,210}{[A]} - \frac{[O_2]}{[A]} \right) \end{aligned} \quad [114.A]$$

Atendendo a [A], esta expressão pode tomar a forma

$$\frac{V_{O_2}}{V_A} = \frac{1}{\beta \cdot \lambda} \cdot \left(\frac{21,210}{[A]} - \frac{210}{K} \right) \quad [114.B]$$

Desta maneira, resulta estabelecida – por intermédio de K – uma relação entre velocidades de reacção e Capacidade de Difusão do CO e do O_2 em dado momento coexistindo no ar inalado.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Admitindo, por simplicidade de análise que é $\lambda = 1$ (= condições P.T.N.) e que $[O_2]$ tem, em dado momento da inspiração, grandeza 10,5%. o Quadro 13 oferece uma panorâmica dos Coeficientes de Difusão e das velocidades de reacção do Oxigénio e do Monóxido de Carbono, quando consideramos concentrações sucessivamente maiores de CO coexistindo, nesse momento com a sobredita concentração de 10,5% de O_2 no ar inalado.

Quadro 13

[A]	$\frac{[O_2]}{[A]}$	$\frac{CAP.DIF(CO)}{CAP.DIF(O_2)}$	$\frac{V_{O_2}}{V_A}$
0,015	700	0,3	789,823
0,05	210	1,0	236,947
0,1	105	2,0	118,473
0,125	87,5	2,4	98,728
0,150	70	3,0	78,982
0,165	63,64	3,3	71,802
0,20	52,5	4,0	59,237
0,250	42	5	47,389
0,300	35	6	39,491
0,371	28,3	7,4	31,936

Vemos que quanto maior for a concentração de CO comparativamente à do O_2 presente, maior se torna a Capacidade de Difusão daquele gás em relação à Capacidade de Difusão do Oxigénio; e que, coerentemente, tanto mais baixa se torna a velocidade de incorporação do O_2 na Hemoglobina em comparação com a velocidade de incorporação do CO na mesma substância.

A consideração de valores $\lambda > 1$ mais acentuaria os efeitos atrás referidos, inferindo-se da fórmula [114.B] que V_{O_2} e V_A se identificariam quando os valores de λ obedecessem à expressão

$$\lambda = \frac{1}{\beta} \left(\frac{21,210}{[A]} - \frac{[O_2]}{K} \right)$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Esses valores coincidiriam, obviamente, com os da relação $\frac{[O_2]}{[A]}$ correspondentes a cada uma das situações visualizáveis no Quadro 13.

Para valores de λ suficientemente elevados, e em presença de teores [A] muito baixos, diz-nos a mesma expressão [114.B] que pode perfeitamente verificar-se $V_{O_2} < V_A$, denunciando que a Carboxihemoglobina estaria a formar-se a ritmo mais elevado do que a Oxihemoglobina.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

PARTE II

10 – Determinação das variações da temperatura

10.1 – Tipos de transformações a considerar, sistemas e respectivas fronteiras

As aquisições formais e conceptuais dos capítulos antecedentes serão aplicadas a sistemas constituídos por um certo volume de ar inicialmente em condições P.T.N. (ou muito próximas destas), confinado em dada capacidade geométrica (um recinto) de dimensões conhecidas e invariantes.

As fronteiras físicas do sistema não serão, contudo, consideradas como isoladores perfeitos: os materiais em contacto com ar serão na sua maioria combustíveis, com baixas temperaturas de inflamação (papéis, materiais, plásticos, tintas, estofos, tecidos, etc.).

A causa desencadeante da transformação do sistema constituirá em uma porção de uma substância (ou mistura de substâncias), de pequeno peso e reduzido volume, capaz de se decompor em tempo brevíssimo, numa mescla de gases a alta temperatura, devido à elevada quantidade de calor que, na sequência e como consequência da sua decomposição súbita, se armazena nos gases formados.

A difusão/expansão destes gases no ar envolvente de foco térmico (sistema primitivo) será responsável pela elevação da temperatura deste último e correspondente elevação de pressão.

É transparente, do que precede, que a transformação do sistema não se limita à alteração da pressão e da temperatura; pelo contrário, envolve também modificações da natureza e/ou do teor das substâncias que o integram: da composição inicial – ar normal, contendo cerca de 79% de N₂ e 21% de O₂ -, passa-se a um outro sistema em que a concentração de O₂ terá descido sensivelmente (ou ter-se-á mesmo anulado), enquanto o lugar deste gás terá passado a ser ocupado por CO e/ou CO₂ ou ainda por outros gases e vapor de água resultantes da decomposição das substâncias constituintes do foco térmico perturbador. Esta decomposição (quer se tenha operado em regime deflagrante, em regime francamente explosivo ou mesmo em regime detonante) desencadeará decomposição parcial, por combustão simultânea ou imediatamente subsequente, dos materiais que formam as

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

fronteiras do sistema, pelo que tenderá a haver reforço das quantidades de CO e CO₂ inicialmente emergentes.

Dada a rapidez da transformação ocorrida, a configuração e dimensões dos objectos-fronteira do sistema não sofrerão modificações substanciais, tornando-se legítimo presumir que o processo de transformação terá decorrido em condições de prática invariância do volume confinante, o mesmo é dizer, em regime isocórico.

A transformação, apesar da sua rapidez, não pode ser encarada como adiabática porque, não sendo as fronteiras isoladores perfeitos, absorverão parte substancial do calor introduzido no sistema por decomposição do foco perturbador, e entrarão em combustão devido à sua elevada inflamabilidade; posto que parte da energia, sob a forma de calor (energia em trânsito), abandona o sistema consumindo-se nas fronteiras, a transformação ocorrida não é certamente de tipo adiabático.

Apesar da invariância de volume do sistema, poderá ocorrer modificação do peso específico da mescla gasosa, porque os gases que a integram não serão, em natureza e/ou em quantidades relativas, os mesmos no início e no final da transformação. Daqui poderá advir a necessidade de proceder ao eventual reajuste de alguns dos valores calculados, se a precisão exigida justificar as diligências de cálculo inerentes.

Face ao que antecede, não podemos excluir liminarmente a hipótese de a transformação do sistema ser do tipo politrópico com elevado índice de transformação (índice n não inferior a 15-20). Sob esta condição (n elevado), a transformação será claramente não adiabática – o que está de acordo com o cenário conjecturado – mas também não será exactamente isocórica.

O quadro seguinte ilustra o modo como varia o peso específico do ar nos diversos tipos de transformação, tornando-se claro que no caso de transformações com elevado índice $n - n \geq 15$ – não se justificará a introdução de correcção devida à variação de peso específico.

Os cálculos baseiam-se nas expressões

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n}{n-1}}$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n-1}{n}}$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$\frac{P}{\bar{W}.T} = Rp$$

a partir das quais se infere que

$$\begin{aligned}\bar{W} &= \bar{W}_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{1}{n-1}} \\ &= \bar{W}_0 \left(1 + \frac{\Delta T}{T_0} \right)^{\frac{1}{n-1}}\end{aligned}$$

Os valores de referência a utilizar são: $T_0=288,15 \text{ °K}$ e $\bar{W}_0 = 1,293 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$.

Quadro 13

n	$\frac{1}{n-1}$	ΔT	$\alpha = 1 + \frac{\Delta T}{T_0}$	$\frac{\bar{W}}{\bar{W}_0} = \alpha^{\frac{1}{n-1}}$	$\Delta \bar{W}$	$\frac{\Delta \bar{W}}{\bar{W}_0} \times 100$
20	0,0526	120	1,416	1,019	0,019	1,45 %
		200	1,694	1,020	0,028	2,16 %
		300	2,041	1,038	0,038	2,94 %
		400	2,388	1,047	0,047	3,63 %
		500	2,735	1,054	0,054	4,18 %
15	0,0714	120	1,416	1,025	0,025	1,93 %
		200	1,694	1,038	0,038	2,94 %
		300	2,041	1,052	0,052	4,02 %
		400	2,388	1,064	0,064	4,95 %
		500	2,735	1,074	0,074	5,72 %
10	0,1111	120	1,416	1,038	0,038	2,94 %
		200	1,694	1,060	0,060	4,64 %
		300	2,041	1,093	0,083	6,42 %
		400	2,388	1,102	0,102	7,89 %
		500	2,735	1,118	0,118	9,13 %
5	0,25	120	1,416	1,091	0,091	7,04 %
		200	1,694	1,141	0,141	10,09 %
		300	2,041	1,195	0,195	15,08 %
		400	2,388	1,243	0,243	18,79 %
		500	2,735	1,286	0,286	22,12 %
2	1	120	1,416	1,416	0,416	32,173 %
		200	1,694	1,694	0,694	53,67 %
		300	2,041	2,041	1,041	80,51 %
		400	2,388	2,388	1,388	107,35 %
		500	2,735	2,735	1,735	134,18 %
1,41	2,439	120	1,416	1,238	1,238	95,75 %
		200	1,694	2,617	2,617	202,40 %
		300	2,041	4,699	4,699	363,42 %
		400	2,388	7,357	7,357	568,99 %
		500	2,735	10,636	10,636	822,59 %

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

10.2 – Cálculo da variação de temperatura

Seja V o volume de ar confinado cujas condições termodinâmicas se modificam subitamente em resultado da decomposição explosiva de um certo peso G de determinada substância.

O peso de ar contido em V será

$$\pi = V \cdot \bar{W} \quad (\text{kg}) \quad [115]$$

com \bar{W} (kg/m³) designando o respectivo peso específico.

Sendo Q (kcal) a quantidade de calor libertada na combustão do peso G da substância perturbadora, teremos

$$Q = G \cdot Q_{\text{expl}} \quad [116]$$

em que Q_{expl} designa o calor de explosão (kcal/kg) da substância em questão.

Este calor é absorvido pelo ar, provocando-lhe uma variação de temperatura ΔT tal que

$$Q = \pi \cdot C_v(\text{ar}) \cdot \Delta T \quad [117]$$

Igualando [116] e [117] e tendo em conta [115], a variação de temperatura será

$$\Delta T = \frac{G \cdot Q_{\text{expl}}}{V \cdot \bar{W} \cdot C_v(\text{ar})} \quad [118]$$

Nesta expressão, $C_v(\text{ar})$ representa o calor específico do ar a volume constante, valendo 0,172 kcal/kg.°C; as unidades das restantes grandezas que figuram na fórmula são

G → Kg

Q_{expl} → Kcal

V → m³

\bar{W} → Kg/m³

ΔT → °C

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Adoptando para valor de \bar{W} o que corresponde à temperatura normal ($0\text{ }^{\circ}\text{C} = 273,15\text{ }^{\circ}\text{K}$), ou seja, $\bar{W}_0 = 1,293\text{ Kg/m}^3$, e atendendo ao valor de $C_V(\text{ar})$ – tomado como independente da temperatura – a expressão [64] pode escrever-se

$$\Delta T = 4,496 \cdot Q_{\text{expl}} \frac{G}{V} \quad [119]$$

Se acaso o calor específico do ar estiver expresso como calor específico molar – o seu valor seria $C_V'(\text{ar}) = 4,496 \times 10^{-3}\text{ kcal/mol.}^{\circ}\text{C}$ – a fórmula [62] terá aspecto ligeiramente diferente: nela tem que figurar a variável n , número de moles de ar existentes em 1 Kg desta mistura gasosa.

A fórmula escreve-se então

$$\Delta T = \frac{G \cdot Q_{\text{expl}}}{V \cdot \bar{W} \cdot n \cdot C_V'(\text{ar})} \quad [120]$$

sendo as unidades

$$G \rightarrow \text{Kg}$$

$$Q_{\text{expl}} \rightarrow \text{Kcal/Kg}$$

$$V \rightarrow \text{m}^3$$

$$\bar{W} \rightarrow \text{Kg/m}^3$$

$$n \rightarrow \text{moles por Kg}$$

$$C_V'(\text{ar}) \rightarrow \text{Kcal/mol. } ^{\circ}\text{C}$$

Introduzindo nesta expressão os valores $\bar{W} = 1,293\text{ Kg/m}^3$, $n = 34,674$ e o valor indicado de $C_V'(\text{ar})$, obtém-se identicamente

$$\Delta T = 4,496 \cdot Q_{\text{expl}} \frac{G}{V} \quad [119]$$

Note-se que, em transformações politrópicas, a definição matemática de calor específico a volume constante é

$$\begin{aligned} C_n &= C_V \left(\frac{\gamma - n}{1 - n} \right) \\ &= C_V \left(\frac{1,41 - n}{1 - n} \right) \quad \text{kcal / kg.}^{\circ}\text{C} \end{aligned} \quad [121]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

em que γ é o índice de transformação adiabática e n o índice de transformação politrópica. Este índice n é tomado com valores sempre superiores a γ , sendo fácil comprovar que C_n assume valores tanto mais discrepantes de C_v quanto mais baixo for o valor de n .

Com efeito e exemplificando com o ar – para o qual $C_v=0,172$ kcal/kg.°C – vem

$$n = 6 \rightarrow C_n = 0,157 \rightarrow C_n - C_v = -0,014$$

$$n = 15 \rightarrow C_n = 0,167 \rightarrow C_n - C_v = -0,004$$

$$n = 20 \rightarrow C_n = 0,168 \rightarrow C_n - C_v = -0,003$$

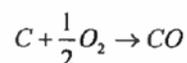
$$n = \infty \rightarrow C_n = C_v \rightarrow C_n - C_v = 0$$

Estes resultados mostram que, para transformações politrópicas com índice n da ordem de 15-20, não se justifica a substituição de C_v por C_n nas expressões de ΔT .

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

11 – Quantidade de carbono necessária para originar determinadas concentrações [A] e [B]

A reacção de combustão do carbono para produção de monóxido de carbono



permite inferir que a combustão de 1 grama de carbono origina um peso de monóxido dado por $\frac{Pm(CO)}{Pm(C)}$. Consequentemente, um peso G(C) de carbono originará um peso G(CO) de carbono

$$\begin{aligned} G(CO) &= \frac{Pm(CO)}{Pm(C)} G(C) \\ &= \frac{28}{12} G(C) \\ &= \frac{7}{3} G(C) \end{aligned} \quad [122]$$

Dado que cada mole de CO ocupa um volume de 22,4 l (em condições P.T.N.), o volume correspondente ao peso G(CO) de monóxido será

$$\begin{aligned} V(CO) &= \frac{22,4}{Pm(CO)} G(CO) \\ &= \frac{22,4}{Pm(CO)} \frac{Pm(CO)}{Pm(C)} G(C) \\ &= \frac{22,4}{Pm(C)} G(C) \\ &= \frac{22,4}{12} G(C) \\ &= \frac{28}{15} G(C) \end{aligned} \quad [123]$$

Sendo V (litros) o volume em que o CO se difunde, a concentração (em l/l) será

$$\begin{aligned} [CO] &= \frac{V(CO)}{V} \\ &= \frac{22,4}{Pm(C).V} G(C) \end{aligned}$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

$$= \frac{28}{15} \frac{G(C)}{V} \quad (l/l) \quad [124]$$

Em percentagem, esta concentração vem a ser

$$\begin{aligned} [A] &= 100 [\text{CO}] \\ &= \frac{560}{3} \frac{G(C)}{V} \quad (\%) \end{aligned} \quad [125]$$

Atendendo à expressão

$$\begin{aligned} [A] &= [A_0]_{\min} \exp(\alpha[B]) \\ &= 6,43 \times 10^{-3} \exp(40,547 \times 10^{-3} [B]) \end{aligned} \quad [8]$$

e igualando a [125], obtém-se

$$\begin{aligned} 29030,586 \cdot \frac{G(C)}{V} &= \exp(40,547 \times 10^{-3} [B]) \\ 10,276 + \ln \frac{G(C)}{V} &= 40,547 \times 10^{-3} [B] \\ [B] &= 253,437 + 24,663 \cdot \ln \frac{G(C)}{V} \\ &= 24,663 \left[10,276 + \ln \frac{G(C)}{V} \right] \end{aligned} \quad [126]$$

Exemplificações:

- Para $G(C) = 0,6$ gr e $V = 1000$ l, virá
 $[A] = 0,112\%$ e $[B] = 70,46\%$
- Para $G(C) = 0,6$ gr e $V = 7500$ l, seria
 $[A] = 0,0149\%$ e $[B] = 20,78\%$

Explicitando $G(C)$ nas expressões [121] e [122], obtém-se as expressões que fornecem a quantidade de carbono necessário para originar concentrações $[A]$ e $[B]$ pré-fixadas

$$G(C) = \frac{3}{560} V [A] \quad [127]$$

$$G(C) = 34,446 \times 10^{-3} V \cdot \exp(40,547 \times 10^{-3} [B]) \quad [128]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

12 – Produção de CO por substâncias explosivas oxi-deficitárias. Concentrações

Sejam:

- $r(i)$: Número de moles de cada constituinte i de uma substância explosiva
- $Pm(i)$: Peso molar de cada substância i
- $PME = Pm(expl)$
 $= \sum r(i).Pm(i)$: Peso molar do explosivo
- n : Número de moles de CO formadas na decomposição do peso molar (PME) do explosivo
- $Pm(CO)$: Peso molar do CO (=28gramas)
- $p(j)$: Número de moles de cada produto gasoso, j , formado na decomposição do peso molar de explosivo (número inferido da estequiometria da reacção de composição explosiva, tal como n)

Resulta, sucessivamente:

12.1 – Peso de CO formado na decomposição do peso PME

$$P(CO)' = n.Pm(CO) \quad (\text{gramas})$$

12.2 – Peso de CO formado na decomposição de um peso $G \neq PME$ de explosivo

$$\begin{aligned} P(CO) &= \frac{G.P(CO)'}{PME} \\ &= \frac{G.n.Pm(CO)}{PME} \quad (\text{g}) \end{aligned} \quad [129]$$

$$12.2.1 - \text{Para } G = 1\text{g} \rightarrow P(CO) = \frac{n.Pm(CO)}{PME} \quad [130]$$

12.3 – Volume de CO resultante da decomposição do peso molar de explosivo

$$V(CO)' = 22,4.n \quad (\text{litros}) \quad [131]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

12.4 – Volume de CO resultante da decomposição de um peso $G \neq$ PME de explosivo

$$\begin{aligned} V(CO) &= \frac{G}{PME} V(CO)' \\ &= 22,4 \frac{n.G}{PME} \quad (l) \end{aligned} \quad [132]$$

12.4.1 - Para $G = 1g \rightarrow V(CO) = \frac{n}{PME} \quad (l) \quad [133]$

12.5 – Volume total de gases formados a partir do peso PME de explosivo

$$V_t' = 22,4 \sum p(j) \quad (l) \quad [134]$$

12.6 – Volume total de gases formados a partir de um peso $G \neq$ PME de explosivo

$$\begin{aligned} V_t &= \frac{G}{PME} V_t' \\ &= 22,4 \frac{G}{PME} \sum p(j) \quad (l) \end{aligned} \quad [135]$$

12.7 – Concentrações

12.7.1 – Concentração (l/l) de CO no volume V

$$\begin{aligned} [CO]_v &= \frac{V(CO)}{V} \\ &= 22,4 \frac{n.G}{V.PME} \quad (l/l) \end{aligned} \quad [136]$$

12.7.2 – Percentagem de CO no volume V

$$\begin{aligned} [A] &= [CO]_v \times 100 \\ &= \frac{2240n.G}{V.PME} \quad (\%) \end{aligned} \quad [137]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

12.7.3 – Concentração de CO no volume de gases V_t' resultante da decomposição de PME

$$\begin{aligned}
 [CO]_t' &= \frac{V(CO)'}{V_t'} \\
 &= \frac{22,4 \cdot n}{22,4 \Sigma p(j)} \\
 &= \frac{n}{\Sigma p(j)} \quad (l/l) \quad [138]
 \end{aligned}$$

12.7.4 – Percentagem de CO no volume de gases V_t'

$$\begin{aligned}
 [A]_t' &= 100 \times [CO]_t' \\
 &= 100 \frac{n}{\Sigma p(j)} \quad (\%) \quad [139]
 \end{aligned}$$

12.7.5 – Concentração de CO no volume de gases V_t resultante da decomposição de um peso $G \neq$ PME

$$\begin{aligned}
 [CO]_t' &= \frac{V(CO)}{V_t} \\
 &= \frac{22,4 \frac{n \cdot G}{PME}}{22,4 \frac{G}{PME} \Sigma p(j)} \\
 &= \frac{n}{\Sigma p(j)} \quad (l/l) \quad [140] = [138]
 \end{aligned}$$

(óbvio)

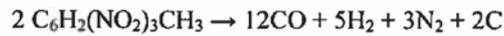
12.7.6 – Percentagem de CO no volume V_t

$$\begin{aligned}
 [A]_t'' &= 100 \times [CO]_t' \\
 &= 100 \frac{n}{\Sigma p(j)} \quad (\%) \quad [141] = [139]
 \end{aligned}$$

(óbvio)

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

Exemplo: Decomposição explosiva de TNT ($C_7H_5N_3O_6$)



Pm(TNT):

$$7 \times C = 7 \times 12 = 84$$

$$5 \times H = 5$$

$$n = 6$$

$$6 \times O = 6 \times 16 = 96$$

$$3 \times N = 3 \times 14 = 42$$

$$PME = 227 \text{ gr}$$

$$V(CO) = 22,4 \frac{n.G}{PME} \quad 1$$

$$\begin{aligned} \text{Para } G = 226,5 \text{ g} \rightarrow V(CO) &= 22,4 \frac{6 \times 226,5}{227} \\ &= 134,10 \text{ l} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Considerando } V &= 7,5 \text{ m}^3 \\ &= 7500 \text{ l} \end{aligned}$$

viria

$$\begin{aligned} [CO]_v &= \frac{V(CO)}{V} \\ &= 0,01788 \text{ l/l} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} [A] &= 100.[CO]_v \\ &= 1,788 \% \end{aligned}$$

Obs.: Tomando $G = 40 \text{ gr}$, seria $V(CO) = 23,683 \text{ l}$ e portanto $[CO]_v = 0,00316 \text{ l/l}$, $[A] = 0,316\%$.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

13 – Peso específico de mesclas gasosas resultantes de decomposições explosivas em vaso fechado (volume invariante)

Designemos por n' o número total de moles de produtos gasosos formados na decomposição do peso molar (PME) de uma substância explosiva.

Tendo em conta a definição de $p(j)$ apresentada em 11), será

$$n' = \sum p(j)$$

Nas condições normais de pressão e temperatura, o volume ocupado pelos gases resultantes da decomposição de um peso $G \neq \text{PME}$ de explosivo vem dado por

$$V_G = 22,4 \frac{G}{\text{PME}} n' \quad (1) \quad [142]$$

Por outro lado, o peso total dos gases formados a partir da decomposição de G (gramas) de explosivo é

$$P_G = \frac{G}{\text{PME}} \sum p(j) \cdot \text{Pm}(j) \quad (\text{gr}) \quad [143]$$

em que $\text{Pm}(j)$ designa o peso molar de cada um dos produtos gasosos, j , que resultam da decomposição explosiva de G .

Nestas condições a mescla exhibe um peso específico médio dado por

$$\begin{aligned} \overline{W}_m &= \frac{P_G}{V_G} \\ &= \frac{\sum p(j) \cdot \text{Pm}(j)}{22,4 n'} \end{aligned} \quad [144]$$

Admitamos agora que este volume V_G de gases não se expande livremente, mas sim que é insuflado – por efeito da própria decomposição explosiva – em um espaço de capacidade geométrica V , preenchido com ar em condições P.T.N.; admitamos ainda que a substância explosiva é perfeitamente balanceada em oxigénio, como tal não consumido parcial ou totalmente, no processo de decomposição, o oxigénio existente no ar contido em V .

O peso deste ar vem a ser

$$P_{ar} = \overline{W}_a \cdot V$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

pelo que o peso total de gases que passa a existir em V vem a ser

$$\begin{aligned} P_t &= P_{ar} + P_G \\ &= \overline{W}_a \cdot V + \frac{G}{PME} \sum p(j) \cdot P_m(j) \end{aligned}$$

Consequentemente, o peso específico médio da mescla gasosa (ar + gases da explosão) contida em V é

$$\begin{aligned} \overline{W}_m' &= \frac{P_t}{V} \\ &= \overline{W}_a + \frac{G}{PME} \frac{\sum p(j) \cdot P_m(j)}{V} \end{aligned} \quad [145]$$

Esta expressão mostra que o peso específico da mescla gasosa pode sofrer variações pronunciadas, tudo dependendo do valor de G (e, conseqüentemente, do valor de $\sum p(j) \cdot P_m(j)$) e obviamente do valor de V, capacidade geométrica onde resultam confinados (e misturados com o ar pré-existente em V) os gases da explosão.

Para que \overline{W}_m' duplique relativamente a \overline{W}_a , basta que se verifique

$$\begin{aligned} \frac{G}{PME} \sum p(j) \cdot P_m(j) &= \overline{W}_a \cdot V \\ &= P_{ar} \end{aligned}$$

ou, se acaso for $G = PME$,

$$\sum p(j) \cdot P_m(j) = P_{ar}$$

NOTA: Se a substância que se decompõe explosivamente reagir ela própria com o O₂ do ar contido em V, a quantificação do peso específico faz-se ainda por recurso a fórmulas antecedentes, sendo os valores nelas introduzidos oriundos da estequiometria da reacção ocorrente.

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

14 – Cálculo do calor específico de mesclas gasosas

Sejam

- $C_V'(i)$: Calor específico molar a volume constante de cada substância i integrante da mescla
- $n(i)$: Número de moles de substância i presentes na mescla
- $C_V(i)$: Calor específico a volume constante de cada substância i , expresso em cal/g.°C
- $Pm(i)$: Peso molar (gramas) de cada substância i
- $C_V(M)_m$: Calor específico molar da mescla M
- $C_V(M)_g$: Calor específico da mescla, expresso em cal/g.°C

O calor específico da mescla de gases pode calcular-se como média ponderada dos calores específicos das substâncias que a integram.

Consequentemente, definem-se

14.1 – Calor específico molar a volume constante da mescla M

$$C_V'(M) = \frac{\sum C_V'(i).n(i)}{\sum n(i)} \quad \text{cal/mol.}^\circ\text{C} \quad [146]$$

14.2 – Calor específico da mescla (a volume constante) expresso em cal/g.°C

$$C_V(M) = \frac{\sum C_V(i).n(i).Pm(i)}{\sum n(i).Pm(i)} \quad \text{cal/g.}^\circ\text{C} \quad [147]$$

ANEXO 20 Análise dos efeitos fisiológicos do Monóxido de Carbono

CONCLUSÕES

Consideramos plenamente atingidos os objectivos propostos no item 2) deste trabalho.

Com efeito, resultou evidenciado que, sob condições termodinâmicas desviadas das normais, concentrações muito baixas de Monóxido de Carbono podem, em curtíssimos intervalos de tempo de inalação, originar teores extremamente elevados de HbCO.

A panóplia de expressões deduzidas habilita-nos também a inferir – partindo de concentrações determinadas de HbCO e do conhecimento das variações de pressão e/ou de temperatura a que um sistema foi submetido –, a grandeza dos teores de CO geradores de tais concentrações de HbCO, bem assim como os intervalos de tempo consumidos na sua instalação no sangue.

O vasto suporte analítico, para além da mera função legitimante e validante que lhe é inerente neste contexto de investigação, apresenta a grande vantagem de facultar a obtenção de valores rigorosos de certos parâmetros – concentrações e tempos de reacção, nomeadamente – que, pela sua reduzida grandeza não seriam passíveis de leitura fiável sobre gráficos, ábacos ou quaisquer outras representações icónicas congéneres.

Por outro lado, na II Parte deste trabalho procedeu-se a uma recensão / adaptação de expressões e conceitos gerais conhecidos da Termoquímica e da Química Geral, a par de certas aquisições específicas da Química das substâncias explosivas, elementos com os quais se torna possível inferir as quantidades de explosivos (deflagrantes ou detonantes) aos quais possa imputar-se a responsabilidade por bruscas transformações termodinâmicas sofridas por sistemas constituídos por ar contido em recintos fechados.

Os resultados mais salientes deste trabalho de investigação serão aplicados à explicação de certos aspectos controversos do circunstancialismo que envolveu o despenhamento do avião YV-314-P em Camarate, na noite de 4 de Dezembro de 1980.

ANEXO 21

RELATÓRIO RESPEITANTE A ASSINATURAS FÍSICAS E QUÍMICAS
DE UMA EVENTUAL EXPLOSÃO A BORDO
DO AVIÃO *CESSNA 421 A*, YV-314-P

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

ESTUDO DO PROF HENRIQUE BOTELHO DE MIRANDA

1- INTRODUÇÃO

Em Junho de 2003, em reunião da Comissão Multidisciplinar de Peritos adstrita à VIII CEIPTC, foi acordada entre seus membros uma distribuição genérica e não estanque de incumbências, em resultado da qual ficou à minha responsabilidade (não exclusiva, obviamente) a procura de resposta aos pontos B) e D), e dentro de este último, aos itens D.1) a D.3), da lista que constitui o OBJECTIVO DA INVESTIGAÇÃO que nos foi cometida pela sobredita Comissão Parlamentar.

O presente relatório não segue, na sua estrutura e na abordagem daqueles itens, a ordem estrita e a forma sob a qual aqueles nos foram propostos; nem de outro modo poderia ser, tendo em conta que os temas por eles abrangidos imbricam estreitamente, daqui relevando a necessidade de tratar os assuntos de um maneira holística.

É a atitude que nesta primeira fase adoptarei, remetendo para momento ulterior da actividade desta Comissão Multidisciplinar a preocupação de responder tão sintética e tão claramente quanto possível ao rol de questões definidas e listadas como OBJECTO DE INVESTIGAÇÃO.

2- PRESSUPOSTOS. METODOLOGIA DE ABORDAGEM

As considerações que se seguem somente farão sentido se tomarmos como adquirida a maioria das matérias que, sob a epítome de “Matéria Probatória”, constam do Relatório da V Comissão Parlamentar de Inquérito, nomeadamente as tratadas nas alíneas a), b), e) e f).

Não as reproduzo aqui; para esse texto remeto, fazendo-o com o intuito de conferir a este Relatório o cariz mais sintético possível; por outro lado, e com idêntico propósito de economia expositiva, procedi durante os meses de Março a Setembro de 2004 a um trabalho de investigação teórica incidente na problemática das elevadas taxas de Carboxihemoglobina detectadas nos corpos das vítimas, em correlação com o reduzido intervalo de tempo em que se processou o acidente aéreo em análise, estudo estendido ainda ao estabelecimento de instrumentos matemáticos conducentes à determinação das sobrepressões e sobre-elevações de temperatura mínimas que se terão registado na aeronave; complementarmente, procedi a uma recensão / adaptação de expressões conhecidas da Química Geral e da Ciência de Explosivos, com vista a inferir grandezas mínimas de cargas

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

explosivas de diversa natureza susceptíveis de criarem as sobreditas alterações termodinâmicas no ambiente interno da aeronave.

Para este trabalho de investigação – que consta como Anexo do presente Relatório – remeterei sempre que necessário, mediante menção dos números das fórmulas invocadas e / ou dos itens e páginas em que surgem deduzidas ou incluídas, identificando-as abreviadamente do seguinte modo (cfr. “Análise...”, “Fórmula [...]”, item...,pg...).

Devo referir que admiti como pressuposto (não expressamente referido como “Matéria Probatória” no Relatório da V Comissão Parlamentar mas, a meu ver, legitimamente inferível dos testemunhos referentes das últimos instantes do processo de despenhamento da aeronave), que esta última, durante os breves momentos em que terá permanecido “em ponte” entre dois prédios da Rua..., ainda não evidenciava destruição avançada da fuselagem, por este termo referindo-me à unidade estrutural constituída pela cabina de pilotagem e cabina de passageiros, a qual unidade terá mantido essencialmente a sua integridade de corpo oblongo com forma reconhecível como típica de um avião: com efeito, é com este termo – “avião” – que as testemunhas referem o objecto então observado e não como “restos”, “carcaça”, “esqueleto”, ou qualquer outro termo congénere que aponte para uma destruição ou descaracterização massiva do corpo da aeronave que tivesse ocorrido ainda em pleno voo; por outro lado, as testemunhas jamais referem ter visto os ocupantes do avião nos momentos que precederam a sua imobilização definitiva no local onde um incêndio veio em grande parte a consumi-lo, apenas uma delas referindo o que lhe terá parecido um braço movimentando-se junto a uma das janelas.

A importância deste pressuposto ressaltará claramente em momentos posteriores deste Relatório.

3- ASSINATURAS FÍSICAS DA EVENTUAL UTILIZAÇÃO DE EXPLOSIVOS

Como corolário de um minucioso e exaustivo trabalho de inspecção aos destroços da aeronave levado a cabo, em diversas ocasiões, por membros desta Comissão Multidisciplinar, surgiram à luz do dia alguns elementos entendidos como potencialmente evidenciadores da ocorrência de uma explosão a bordo da aeronave.

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

3.1 - CABOS DE COMANDO DA AERONAVE

Trata-se de cabos de accionamento de “ailerons” evidenciando modo de ruptura que não se afigurava compatível com simples esforços de tracção a que os mesmos houvessem sido sujeitos quer no decurso do acidente, quer, após este, com acções associáveis às operações de combate e rescaldo do incêndio ou às de remoção dos destroços para o hangar do Aeroporto de Lisboa onde até hoje tem permanecido.

Estes elementos foram objecto de estudo na SPM/IST com vista à caracterização do tipo de ruptura em confronto com o modo de ruína sofrido por cabos de características absolutamente idênticas, quando submetidos a esforços puramente mecânicos ou esforços originados pela detonação de pequenas cargas de explosivos de diversos tipos.

Dos estudos efectuados emitiu aquela entidade competente Relatório cujo conteúdos e conclusões, conjuntamente com os de outros ensaios efectuados no aeródromo de Cernache por membros desta Comissão Multidisciplinar, vem referidos e comentados na refª 1.16.3 do Relatório final desta Comissão.

3.2 – ROMBO NA SECÇÃO F.S. 100.00 DA FUSELAGEM

Em uma das primeiras diligências desta Comissão no hangar onde estão depositados os destroços da aeronave, foi observado, em uma fracção da sua parte dianteira que sobreviveu ao incêndio, um conjunto de perfurações, dentre as quais uma, situada na secção acima indicada, apresentava singularidades morfológicas e de rebordamento que a distinguiam de todas as restantes.

Na sequência foi solicitado ao DEMM/FEUP o estudo metalúrgico e metalográfico da peça recolhida, tendo em vista a inferência das causas prováveis de génese das perfurações que a mesma exhibia (Cfr. Rel DEMM / FEUP).

Para todas as perfurações estudadas foi aventada uma causa perfeitamente compatível com um despenhamento seguido de incêndio, excepto para uma perfuração – naquele relatório referida como “orifício A” ou “rombo A” – à qual os investigadores dos DEMM/FEUP não puderam

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

imputar causas puramente mecânicas (embate da peça analisada em obstáculos de diverso tipo e natureza) ou causas termo-mecânicas (impactes de baixa intensidade e concomitantes ou posteriores acções térmicas filiáveis em um incêndio como o que consumiu a aeronave)

Posteriormente (e sob sugestão, aliás, dos referidos investigadores do DEMM/FEUP) procedi a um exame exaustivo de tudo o que resta da aeronave sinistrada, com vista à detecção de outros orifícios, em outras zonas sobreviventes da aeronave, que se apresentassem, na totalidade ou em extensões substanciais do seu contorno, providos de rebordos mais ou menos denteados, contracurvados e fortemente revirados para dentro e com muito baixo raio de dobragem, tal como se verifica no orifício dito A.

Não foi detectado nos destroços inspeccionados qualquer outro orifício com características totalmente idênticas, pelo que admito como forte a hipótese da sua génese radicar em um impacte de muito alta densidade (da ordem mínima de $1500 \text{ m/s} = 5400 \text{ Km/h}$), isto é, um impacte apenas associável à passagem de uma onda de choque do tipo “frente a pique”, como é característico do processo de detonação dos altos explosivos (explosivos clásticos ou rompedores).

Mas é evidente que, não obstante a grande plausibilidade desta hipótese, esta é ainda uma conjectura como tal necessitante de elementos adicionais que, concorrendo para a sua corroboração, lhe confirmam um estatuto próximo de uma certeza. A meu ver, estes elementos existem como se constatará no item seguinte.

Parece-me oportuno referir que, raciocinando na lógica da implementação de uma sabotagem de que resultasse um despenhamento susceptível de ser classificado como puramente accidental, a carga explosiva a utilizar e a sua localização na aeronave deveriam obedecer a alguns requisitos transparentemente básicos, a saber:

3.2.1 – A carga deveria ser pequena, isto é, não tão grande que provocasse a destruição/separação da cabina dos pilotos e da cabina dos passageiros da aeronave, mas com dimensão mínima suficiente para tornar aquela ingovernável a partir do momento em que explodisse, já por eventuais danos em órgãos mecânicos e/ou eléctricos fundamentais de comando do aparelho, já por danos físicos infligidos ao piloto suficientemente graves para o incapacitarem de levar a cabo os procedimentos adequados a situações de emergência, já por estes dois tipos de causas em simultâneo.

3.2.2 – A carga não poderia ser facilmente detectável, sob risco de sair comprometido o sucesso do empreendimento a que a mesma estaria destinada.

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

3.2.3 – A carga explosiva deveria ser posicionada nas proximidades de órgãos ou componentes móveis da aeronave, de modo a que o próprio funcionamento destes pudesse propiciar a sua iniciação (por meios mecânicos ou químicos) apenas quando o aparelho já estivesse no ar,

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

com vista a mascarar as verdadeiras causas de um despenhamento.

Orifício A evidencia características absolutamente compatíveis com os requisitos acima anunciados.

3.3 – FRAGMENTOS DA CAIXILHARIA DE FIXAÇÃO DO PÁRA-BRISAS DA AERONAVE

Também identificados no âmago dos destroços por nós submetidos a inspecção exaustiva, apresentam deformação e padrões de ruptura com características peculiares, as quais determinaram a seu envio à SPM/IST para que, para além de estudos de outra índole, fosse reconstituída, por adequadas técnicas de simulação, o tipo de deformadas que melhor se coadunassem com as deformações e modos de colapsagem observáveis nos fragmentos recuperados.

Concluíram os investigadores da SPM/ISP que a consideração de uma “pressão uniformemente distribuída [na superfície interior do pára-brisas] é, dentre os carregamentos [ensaiados], o que produz deformada mais próxima da observada nos destroços disponíveis” (CFR. Relatório Aeronave Cessna, SPM/IST, Out. 2004).

Posteriormente à recepção de este documento, foi novamente contactada aquela entidade com a finalidade de ser fornecida a esta Comissão Multidisciplinar a ordem de grandeza da pressão uniformemente distribuída associada à deformada em causa. Por missiva da SPM/IST datada de 24/09/04, ficou esta Comissão inteirada de que o valor da pressão incidente no pára-brisas seria aproximadamente de 0,2 MPa (equivalente a 1,97 atmosferas)

Este dado é sumamente importante por razões de vária ordem..

3.3.1 – Permite asseverar que em dado momento do curto voo da aeronave, foi gerada, no seu interior, uma sobrepressão de grandeza suficientemente elevada para afectar parcialmente a integridade física da fuselagem, concretamente a parte fronto-superior da cabina de pilotagem, como resulta comprovado pela deformação e ruptura do caixilho de fixação do pára-brisas.

3.3.2 – A pressão emergente distribui-se uniformemente na face interior do pára-brisas (e, evidentemente, por boa parte da área circundante do mesmo), o que legitima a sua associação a uma fenómeno repentino de expansão gasosa e não a qualquer acção de tipo mais pontual, assemelhável a uma percussão localizada em área restrita do pára-brisas (Cfr. Relatório SPM/IST: as deformadas obtidas para carregamentos deste tipo não se ajustam às deformações observadas nos destroços).

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

3.3.3 – A ordem de grandeza da sobrepressão, em relação com a posição relativa do pára-brisas no contorno da cabine de pilotagem permite inferir que tenha tido origem em uma explosão localizada na parte inferior da aeronave, muito provavelmente sob o pavimento da mesma (necessidade de ocultação da carga), cujo “blast” – de que a sobrepressão é revelador indicio – se tenha desenvolvido para cima e em direcção aproximadamente vertical.

3.3.4 – A sobrepressão indicada de 1, 97 atmosferas constitui um valor de referência para estabelecimento do alcance das transformações termodinâmicas que se terão registado no interior da aeronave: aquele valor pode ser tomado como um limite superior (conservador) das variações de pressão emergentes na cabina.

3.3.5 – Tendo em conta a subitaneidade dos fenómenos de decomposição explosiva (sejam eles deflagrações ou detonações) podemos encarar a transformação instantânea do ar encarcerado na cabina de pilotagem como tendo sido de tipo isocórico (transformações de pressão e temperatura, sem variações significativas do volume de ar afectado).

Consequentemente, a expressão

$$\Delta P = 3,47 \cdot 10^{-3} \Delta T \quad ,$$

(fórmula [38] de “ Análise “), diz-nos que à variação de pressão de 1, 97 atmosferas terá estado associada uma variação de temperatura de 567, 72 °C. Dito de outro modo, o rebentamento da carga terá implicado a criação momentânea de uma temperatura $T = 279, 15 + 567, 72 = 848, 87$ K no espaço da cabina de pilotagem.

Deve referir-se que a parte do pára-brisas que foi objecto de simulações de carregamento com vista à obtenção de deformadas foi a folha esquerda do mesmo, o mesmo é dizer, a folha do lado do piloto, por serem os destroços dos caixilhos deste lado os que evidenciavam vestígios mais sugestivos quanto ao tipo de solicitações a que o pára-brisas foi submetido; ora, esta folha do pára-brisas seria precisamente a que suportaria o impacte principal de um “blast” com origem em um espaço situado sob a cadeira e/ou pés do piloto. Dado que é nesta zona que se abre, na chapa exterior da aeronave (secção F.S.100.00 da mesma), o orifício “A”, compreende-se a importância de que se reveste o seu atento estudo.

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

A questão que imediatamente ocorre ao espírito consiste em saber se, com base no valor da sobrepressão incidente no pára-brisas e na distância média deste ao presumível foco explosivo, será possível inferir a grandeza da carga utilizada. Em meu entender, com os dados disponíveis, a resposta só pode ser negativa porque, tratando-se de uma carga necessariamente oculta (condição inescapável para o êxito de um acto de sabotagem) e colocada em local de dimensões reduzidas (dada a morfologia da aeronave), uma grande parte de energia por ela libertada e armazenada sob a forma de calor nos gases resultantes da explosão terá fatalmente sido convertida em trabalho de deformação, ruptura e projecção de fragmentos dos materiais circundantes do esconderijo; outra parte ter-se-á dissipado em mera elevação da temperatura desses mesmos materiais e somente a energia remanescente se terá convertido em energia associada à onda de choque aérea que atingiu o pára-brisas.

Posto que quase nada restou da cabina de pilotagem após o incêndio final que consumiu a aeronave, resulta impossibilitada qualquer tentativa fiável de reconstituição do exacto ambiente físico da explosão e dos reais efeitos mecânicos da mesma; consequentemente, terá cariz altamente conjectural, qualquer estimativa da dimensão da carga cuja se baseie na grandeza da pressão incidente que foi inferida a partir do estudo das deformadas.

3.4 – FENÓMENOS DE MICRO – CRATERIZAÇÃO (“PITTING”) E DE LIXIVIAÇÃO POR GASES INCANDESCENTES (“GAS WASH”)

Nas peças enviadas para estudo ao DEMM/FEUP não foram procuradas marcas do tipo mencionado em epítome, porque o avançado estado de degradação e de oxidação das mesmas comprometia à partida as já por si escassas probabilidades de poderem ser encontradas.

Consequentemente, e por idênticas razões, não foi solicitada à SPM/IST a despistagem de indícios daquela natureza nas peças ais submetidas a exames diversos.

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

4- PROBLEMAS DOS TEORES DE HBCO. PISTAS PARA RECONSTITUIÇÃO DAS CONDIÇÕES TERMODINÂMICAS DO AR DA CABINE DURANTE O VÔO.

Em resultado do estudo que intitulei “ Análise “ pode afirmar-se o seguinte :

- A curva que representa os efeitos letais do CO sobre o homem em função do tempo e das concentrações daquele gás nas atmosferas respiradas (Vd. Fig 2 , Pg 6), curva que designei por “ M “ é matematicamente traduzível por :

$$[A] = [Ao] \exp(-\beta t) \quad [11]$$

em que os símbolos têm o seguinte significado :

[A] = Teor de CO no ar inalado (%)

[Ao]=Teor máximo absoluto de CO (%) ; vale 0,371 %

β = Constante de velocidade de reacção do CO com a hemoglobina

t = tempo de inalação (horas)

A expressão [11] tem aplicação sob condições normais de pressão e temperatura (P.T.N.); para condições não normais (pressão e temperatura superiores respectivamente a $P_o=1\text{atm}$ e $T_o=288,15^\circ\text{K}$), a expressão deve escrever-se :

$$[A] = [Ao] \exp(-\lambda \beta t) \quad [24]$$

em que λ é um factor majorante da constante de velocidade de reacção, β , com estrutura:

$$\lambda = 2^{0,1\Delta T} \quad [22], [23]$$

- Por outro lado, a curva que representa os efeitos do CO sobre o homem em função da sua concentração no sangue (Cfr . Fig 1, pg2) – curva “A”, ou curva de saturação máxima - é analiticamente traduzível mediante:

$$[A] = [Ao]_{\min} \exp(\alpha[B]) \quad [7]$$

em que os símbolos significam o seguinte :

[A] = teor do CO no ar inalado (%)

$[Ao]_{\min}$ = teor limiar de periculosidade do CO (= $6,43 \times 10^{-3}\%$)

α = Relação entre [A] e o gradiente de incorporação do CO na hemoglobina

[B] = teor de hemoglobina no sangue (%)

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

- Da combinação de [24] com [7] resulta a expressão:

$$[B] = 100 - 22,295 \lambda t$$

análoga a [17], após introdução do factor λ .

A importância desta fórmula, da qual decorre

$$\lambda = (100 - [B]) / (22,295 \cdot t)$$

radica no seguinte:

- partindo dos teores de carboxihemoglobina detectados nos corpos das vítimas (variam entre 40% e 62%), podem inferir-se, através de [7], os teores de CO que lhes deram origem;
- com base nos tempos calculados de duração da parte crítica do vôo – tempo decorrido entre o momento “rodas no ar” e o despenhamento da aeronave ou, alternativamente, tempo decorrido entre aquele instante inicial e o momento em que o incêndio final é dado como extinto – podem inferir-se, por recurso às expressões anteriores, os correspondentes valores de λ .
- com base nestes valores de λ , deduzem-se, a partir de [22], as variações de temperatura a eles associadas, e tomando como de tipo isocórico as transformações sofridas pelo ar da cabina, inferem-se as variações de pressão correspondentes. As expressões a utilizar são por conseguinte :

$$\Delta T = \ln \lambda / 0,00693$$

$$\Delta P = 3,47 \cdot 10^{-3} \cdot \Delta T$$

Os resultados da aplicação destas sistemáticas de cálculo vêm resumidos no Quadro 1.

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

QUADRO 1

Tempos (Horas)	Valores de λ	[A]=0,0451%, [B]=48%		[A]=0,0795%, [B]=62%		Valores médios	
		$\Delta T(^{\circ}C)$	$\Delta P(atm)$	$\Delta T(^{\circ}C)$	$\Delta P(atm)$	ΔT	ΔP
1s=0,000278	8396,05	130,383	0,452	125,846	0,437	128,12	0,445
5s=0,00139	1679,30	107,159	0,372	102,204	0,355	104,68	0,363
10s=0,00278	839,650	97,157	0,337	92,619	0,321	94,89	0,329
15=0,00417	559,767	91,306	0,317	86,769	0,301	89,04	0,308
20=0,00556	419,825	87,155	0,302	82,617	0,287	84,89	0,295
30=0,00833	279,883	81,304	0,202	76,784	0,266	79,04	0,274
1min=0,016677	139,942	71,302	0,247	66,773	0,232	69,04	0,240
2min=0,03333	69,971	61,300	0,213	56,775	0,197	59,04	0,205
3min=0,5000	46,647	55,449	0,192	50,923	0,177	53,19	0,185
4min=0,06667	34,985	51,298	0,178	46,771	0,162	49,04	0,170
5min=0,0833	27,988	48,078	0,169	43,552	0,151	45,82	0,159

A conclusão mais relevante que pode tirar-se da leitura deste quadro consiste no seguinte:

para que os tripulantes e passageiros da aeronave acusassem níveis de intoxicação por CO da ordem de grandeza dos determinados nas autópsias, bastava (por exemplo) que durante 5 segundos inalassem teores de CO compreendidos entre 0,0451% e 0,0795% presentes em uma atmosfera que houvesse sofrido uma elevação de temperatura de aproximadamente 105°C e uma elevação de pressão sobre a atmosférica de aproximadamente 0,36 atm.

Note-se que os valores obtidos para estas variações de temperaturas e de pressão têm carácter de valores mínimos, mas são, como se vê, perfeitamente suficientes para que, ainda em vôo, (o mesmo é dizer, breves instantes após a ocorrência de uma explosão a bordo), o piloto e demais ocupantes da aeronave entrassem em estado de inconsciência. (Cfr. Fig 1 de “Análise.... “)

Conjugando as indicações deste Quadro com as inferências extraídas no item “Assinaturas Físicas”, podemos assumir que no interior da aeronave reinaram sobrepressões situadas num intervalo cujo limiar ronda as 0,30 atm e cujo limite se situa em cerca de 1,97 atm. (correspondente a deformação e ruptura dos encaixes do pára brisas).

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

As elevações de temperatura ter-se-ão situado entre cerca de 90°C (correspondente a 0,30 atm) e cerca de 560°C (correspondente a 1,97 atmosferas).

É forçoso, portanto, concluir que existiu a bordo da aeronave um incêndio violento com origem provável em um foco de alta temperatura, e que o teor de CO emergente (com origem na própria fonte térmica ou na combustão de inúmeros materiais constituintes da aeronave), mesmo que ínfimo, foi suficiente para nas condições de pressão e temperatura criadas na cabina, afectar gravemente e em tempo brevíssimo os pilotos e demais ocupantes da aeronave.

5- ASSINATURAS QUÍMICAS

Tomo como comprovada a existência a bordo da aeronave dos compostos explosivos nitroglicerina, nitroglicol, nitrocelulose, trinitrotolueno, dinitrotolueno, hexogéneo(RDX) e pentrite (ou tetranitrato de pentaeritriol, PETN), cuja presença foi detectada no chamado fragmento 7.

Quando a certos elementos como o Fósforo ou Titânio, motivo de controvérsia, podem não ser considerados na análise que se segue, porque a sua presença é filiável em outras causas que não necessariamente a existência de explosivos a bordo da aeronave.

As três primeiras das substâncias supracitadas são constituintes base de uma certa gama de dinamites, as dinamites - gelatinas, fabricadas em uma faixa vasta de potências por variação das quantidades relativas dos constituintes base. Podem incorporar também o nitrato de amónio formando então uma outra classe de dinamites de uso muito corrente em Portugal (desde há decénios), conhecidas e comercializados sob a designação de Gelamonites.

O dinitrotolueno é frequentemente adicionado a estes explosivos com a função de plastificante, isto é, para conferir-lhes consistência plástica e moldabilidade, sendo neles incorporado em pequenas quantidades.

O RDX e o PETN são utilizados no fabrico de detonadores, sendo o segundo também o explosivo base do cordão detonante.

A presença do TNT entre os compostos explosivos detectados é intrigante. Trata-se de um explosivo largamente utilizado para fins militares, muito potente e com grande poder clástico, caro, e que é fabricado em petardos que não incorporam outros constituintes explosivos.

O TNT constitui a carga de granadas (defensivas e ofensivas). Não é utilizado industrialmente, apenas surgindo em pequenas quantidades, com a função de sensibilizante, em certo tipo de

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

explosivos que nada tem a ver com as dinamites e muito pouco divulgados em Portugal à data do sinistro.

O Fósforo branco plastificado usa-se no fabrico de granadas incendiárias, tem escasso poder clástico, mas possui a particularidade de, uma vez iniciada a sua combustão, ser extremamente difícil de extinguir. Em geral, a combustão só se interrompe quando a matéria-prima (o Fósforo) se esgota. O calor de explosão é muito elevado (é da ordem das 2500Kcal/Kg), donde a preferência de que é alvo no fabrico de engenhos incendiários.

Um outro explosivo cuja presença a bordo tem sido aventada é a Termite. Contém nitrato de bário na sua composição (20,5%), óxido de ferro(52%) e Alumínio metal, em duas granulometrias distintas, na proporção global de 24,5 % ; é uma composição incendiária capaz de desenvolver temperaturas da ordem de 2200°C durante 30 a 40 segundos, características que altamente a indicam para ser utilizada quando se pretende gerar incêndios.

Com o intuito de esclarecer em definitivo esta questão, foi por esta Comissão solicitado à SPM/IST que se pronunciasse acerca da possível ligação existente entre os teores de Al detectados nos provetes analisados e o eventual concurso de uma carga de Termite no surgimento daqueles teores (Cfr. Relatório CESSNA, SPM/IST).

De acordo com a resposta obtida, não é possível relacionar o Alumínio detectado com qualquer outra fonte que não a própria liga de Alumínio em que é construída a aeronave.

Quanto ao sulfato de bário, composto também objecto de controvérsia, é uma substância adicionada, com a função de adensante, às semigelatinas amoniacaís, quando estas se destinam a acções de prospecção sísmica. Surge neste tipo de explosivos com teores de cerca de 5-6%, o que permite afirmar que, na sua essência, o Sismogel I não é qualitativamente distinto da série de explosivos atrás referidos sob o nome de “Gelamonites”.

A conclusão que pode extrair-se consiste no seguinte:

Se acaso foi mobilizada uma dinamite da classe das semi-gelatinas para concretização de uma acção de sabotagem, a opção entre uma Gelamonite típica e o Sismogel I terá sido mais casuística do que motivada pela expectativa de extrair um qualquer efeito específico da sua utilização.

De qualquer modo, a exacta natureza do explosivo presente a bordo é relativamente indiferente se, como já tive oportunidade de referir, com a sua utilização se pretendia uma explosão com intensidade não muito elevada, isto é, mais perturbadora a vários níveis do que destruidora.

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

Dentro desta ordem de ideias, avento como fortemente plausível a hipótese de a carga explosiva ter consistido em uma mistura artesanal de explosivos diversos, a saber:

- Uma pequena porção de dinamite-gelatina , cuja função no processo seria a de assegurar os efeitos rompedores (trata-se de um alto explosivo, o mesmo é dizer, dotado da faculdade de fracturar e projectar fragmentos dos materiais que o rodeiam, a que esteja adossado ou materiais em que esteja embutido).
- Uma porção complementar de um explosivo simples essencialmente incendiário (Fósforo branco) ou de um explosivo composto como é o caso da Termite com idêntica finalidade de aplicação.

O TNT surgirá neste quadro, em muito pequena quantidade, como carga iniciadora, isto é, desencadeadora da explosão da carga base por efeito de “flash – over” (detonação por “simpatia”). Quanto ao processo provável de iniciação da carga de trotil (TNT), remeto para o depoimento do Sr Coronel Oliveira Marques, de 15 /Jan/87 (documentação da III CEIAC, 38º Volume Cx 27) que sobre este assunto se pronunciou com autoridade que obviamente não possui (Item 8 do referido depoimento) . Chamo apenas a atenção para o facto de as características morfológicas do chamado “orifício A” serem congruentes com a detonação de uma pequena carga de TNT, eventualmente iniciada em relação com a recolha do trem de proa da aeronave sinistrada, como vem aventado no sobredito depoimento.

Referi anteriormente a relativa indiferença da natureza do explosivo na criação de uma brusca transformação da atmosfera global da cabina da aeronave. O quadro seguinte, elaborado com base em fórmulas constantes na II Parte de “Análise “, suporta a asserção anterior.

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

QUADRO 2

Tempo	ΔT (°C)	ΔP (atm)	Peso de explosivos G(P)				
			Fósforo	Gelamonite	Termite	TNT	Pólvora
1seg	128,115	0,445	79,830	187,560	185,767	218,820	638,603
5seg	104,682	0,363	65,227	153,254	151,789		520,165
10seg	94,888	0,329	59,125	138,916	137,588		471,498
15seg	89,038	0,309	55,480	130,352	129,105		442,430
20seg	84,886	0,295	52,892	124,273	123,085		421,799
30seg	79,044	0,274	49,252	115,720	114,614		392,770
1min	69,038	0,240	43,018	101,072	100,105		343,050
2min	59,038	0,205	36,787	86,432	85,605		293,360
3min	53,186	0,185	33,140	77,864	77,120		264,281
4min	49,035	0,170	30,554	71,787	71,101		243,655
5min	35,815	0,159	28,547	67,073	66,432		277,655

Como se constata, com excepção da pólvora (que é um explosivo deflagrante) são muito pequenas as quantidades dos explosivos anteriormente citados que seria necessário mobilizar para, em intervalos de tempo inferiores a 30 segundos, poderem criar na atmosfera da cabine os teores de CO deduzidos aquando da elaboração do Quadro I, aos quais correspondem variações de temperatura e pressão situadas, respectivamente, entre 79°C e 128°C e entre 0,27atm e 0,45atm.

Ainda no âmbito do tema “Assinaturas químicas da eventual utilização de explosivos”, é imperioso referir que as análises químicas executadas na SPM /IST sobre um provete retirado dos destroços - concretamente, um cabo de comando de “aileron” – e provetes de cabos novos idênticos cortados por explosivos diversos, revelam, em ambos os tipos de provetes, a presença de “quantidades extremamente elevadas de carbono e oxigénio, provavelmente de origem orgânica, uma vez que os contaminantes de exposição à atmosfera foram removidos através do processo de limpeza por iões argon” (Vd Relatório aeronave CESSNA item 2.5, pag 12 , do SPM/IST).

A meu ver – e dado que são orgânicas as substâncias explosivas detectadas no fragmento 7- a asserção transcrita vai ao encontro da hipótese de os cabos de comando da aeronave terem

ANEXO 21 - Relatório respeitante a assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião CESSNA 421 A , YV314P

colapsado por acção de uma carga explosiva colocada em uma sua vizinhança muito próxima. (Cfr relatório ref^a Cabos de aeronave)

6. CONCLUSÕES

Pelo que precede, entendemos suficientemente evidenciado

- que a bordo da aeronave rebentou um engenho explosivo instalado sob o pavimento da cabina de pilotagem, com potência suficiente para danificar cabos de comando e para causar danos na integridade física dos tripulantes.
- que a intensidade do “blast” foi suficiente para desconjuntar as molduras do pára-brisas da aeronave, fenómeno que permitiu inferir a grandeza aproximada da pressão sobre aquele incidente (Pressão da ordem de 1,97 atm).
- que, associado à elevação de pressão, esteve uma elevação momentânea da temperatura da ordem dos 560°C, obviamente suficiente para desencadear a combustão rápida de inúmeros materiais presentes na cabina.
- que a temperatura média e pressão rapidamente criadas a bordo da aeronave foram suficientes para provocar uma intoxicação grave, por CO, de todos os ocupantes da aeronave e que tal intoxicação se terá operado em um intervalo de tempo de poucos segundos.
- que a natureza das substâncias explosivas detectadas a bordo fornece pistas para uma identificação tentativa, mas plausível, da composição do engenho utilizado para induzir o despenhamento da aeronave.
- que a localização e as características do “Orifício A” (ver Anexo 12) se coadunam com um modo perfeitamente exequível de iniciação, a partir do exterior, da carga explosiva instalada a bordo da aeronave.
- que o fragmento 7 (onde foram primeiramente detectadas as substâncias explosivas) não terá sofrido qualquer contaminação em momento ulterior ao sinistro, mas que terá sido simplesmente aspergido por partículas não decompostas do explosivo, como resultado de reflexão do sopro associado ao “blast” na superfície interna do pára-brisas.

Este conjunto de evidências parece-me suficientemente coerente para permitir alicerçar os indícios de que a aeronave CESSNA 421A YV-314-P se despenhou em Camarate na noite de 4 de Dezembro de 1980, em consequência de um acto de sabotagem.

ANEXO 22

ANÁLISE DE DIRETIVAS TÉCNICAS

Anexo 22 – Análise de Directivas Técnicas

Análise de directivas técnicas aplicáveis ao Cessna 421A YV-314P

Ref.	Data	Assunto	Comentários
FAA			
AD-96-20-07 Amdt 39-9773	2 Out 1996	Inspeção e ensaio de aquecedores Janitrol/Janaero B1500, B2030, B3040 e B4050.	<p>Aplicável a todas as aeronaves com este sistema instalado, incluindo todos Cessna 421A, e destina-se a evitar a recorrência de duas avarias que tiveram por consequências:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Uma explosão do sistema, resultando na expulsão da porta do compartimento da bagagem durante o voo (modelo de avião não identificado); 2. Um incêndio em voo, no compartimento da bagagem (modelo de avião não identificado). <p>O aquecedor do YV-314-P não evidencia danos de explosão ou incêndio.</p>
AD 2001-17-13 Amdt 39-12404	11 Set 2001	Inspeção e ensaio de válvulas de corte do regulador de combustível 14D11, A14D11, B14D11, C14D11 23D04, A23D04, B23D04 e C23D04, instaladas em aquecedores Janitrol/Janaero B1500, B2030, B2500, B3040, B3500, B4050 e B4500.	<p>Aplicável a todas as aeronaves com este sistema instalado, incluindo todos Cessna 421A, e destina-se a eliminar ou reduzir o potencial de ocorrência de fugas de combustível em aeronaves com estes aquecedores instalados, podendo resultar em incêndio da aeronave, com a sua destruição ou danificação daí decorrentes. Equivalente a Kelly Aerospace A-107A</p> <p>O aquecedor do YV-314-P não evidencia danos de explosão ou incêndio.</p>

Página A22-1 de 7

Anexo 22 – Análise de Directivas Técnicas

Ref.	Data	Assunto	Comentários
AD 2000-01-16 Amdt 39-11514	19 Jan 2000	Inspeção e possível substituição dos sistemas de escape dos motores.	<p>Aplicável a todas as aeronaves Cessna das séries 300 e 400, incluindo todas as 421A. Destina-se a evitar falhas do sistema de escape que possam resultar em incêndio incontrolável em voo. Este incêndio, a ocorrer, teria a sua origem nos fusos dos motores, não parecendo por isso ser esta questão relevante, uma vez que:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Os danos existentes dos motores e respectivas coberturas e fusos não são coerentes com um incêndio iniciado na zona de um dos motores; 2. As testemunhas que falam em incêndio no ar, descrevem-no a envolver a fuselagem. <p>Não relevante, o incêndio não teve origem nos motores</p>
AD 97-01-13 Amdt 39-9884	22 Jan 1997	Inspeção e possível substituição de condutas flexíveis de combustível.	<p>Aplicável a todas as aeronaves Cessna das séries 100, 200, 300 e 400, incluindo todas as 421A, no caso de as referidas condutas tiverem sido instaladas entre Março de 1995 e 3 de Fevereiro de 1997. Se as condutas não forem substituídas, poderá existir o perigo de perda de potência de motor, por insuficiência de abastecimento de combustível.</p> <p>Não relevante pela data</p>
AD 92-16-18 Amdt 39-8328	10 Set 1992	Inspeção e modificação das cadeiras dos passageiros.	<p>Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. Possível desprendimento das cadeiras.</p> <p>Não relevante, não foi factor contributivo</p>
AD 90-02-13 Amdt 39-6445	5 Fev 1990	Inspeção do trem de aterragem principal para detectar possíveis fracturas.	<p>Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. Possível colapso de um rolamento do trem de aterragem, causando prisões nos movimentos dos mesmos.</p> <p>Não relevante, não foi factor contributivo</p>

Página A22-2 de 7

Anexo 22 – Análise de Directivas Técnicas

Ref.	Data	Assunto	Comentários
AD 87-21-02 R1 Amdt 39-6215	16 Jun 1989	Modificação dos bocais de abastecimento de combustível, de acordo com a Cessna SIL ME84-31 de 20 Jul 1984, para impedir a possibilidade de abastecimento incorrecto da aeronave.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. O referido abastecimento incorrecto pode implicar a falha de motor. Relevante
AD 76-13-07 Amdt 39-2656	7 Jul 1976	Inspeção de um componente do sistema de recolha do trem de aterragem principal.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. Destinada a eliminar a possibilidade da falha do sistema de recolha do trem. Não relevante
AD 72-14-08 R1 Amdt 39-4215	4 Set 1981	Ensaio para determinar a presença de fugas de combustível com origem nas condutas do mesmo sistema, na zona dos motores.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. Destina-se evitar fugas do sistema de combustível, deixando implícito o perigo de incêndio. Este, a ocorrer, teria a sua origem nos fusos dos motores, não parecendo por isso esta questão ser relevante, uma vez que: 1. Os danos existentes dos motores e respectivas coberturas e fusos não são coerentes com um incêndio iniciado na zona de um dos motores; 2. As testemunhas que falam em incêndio no ar, descrevem-no a envolver a fuselagem. Não relevante

Página A22-3 de 7

Anexo 22 – Análise de Directivas Técnicas

Ref.	Data	Assunto	Comentários
AD 72-11-05 Amdt 39-1454	2 Jun 1972	Inspeção e possível modificação de acordo com a Cessna SIL ME72-8, para detectar e evitar fugas de combustível nas células de combustível auxiliares.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. As fugas referidas podem resultar em perigo de incêndio e explosão a partir da ignição de vapores de combustível. Esta, a ocorrer, teria a sua origem nas asas, não parecendo por isso esta questão ser relevante, uma vez que: 1. Os danos existentes nas asas não são coerentes com um incêndio iniciado nesta zona; 2. As testemunhas que falam em incêndio no ar, descrevem-no a envolver a fuselagem. Não relevante, não foi factor contributivo
AD 72-03-07 Amdt 39-1391	9 Feb 1972	Inspeção do trem de aterragem principal para detectar possíveis fracturas e fugas de fluido hidráulico.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, possivelmente a todas as aeronaves Cessna 421A. Possível colapso do trem de aterragem. Não relevante, não foi factor contributivo
AD 78-13-05 Amdt 39-3250	5 Jul 1978	Inspeção às calhas das cadeiras dos passageiros.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. Possível desprendimento das cadeiras. Não relevante, não foi factor contributivo
AD 76-08-02 R2 Amdt 39-4540	31 Jan 1983	Inspeção às luzes estroboscópicas instaladas nos reservatórios de ponta de asa.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. Destina-se a evitar possíveis explosões dos reservatórios de ponta de asa. Não é referido o perigo de incêndio. Não relevante, não foi factor contributivo
AD 73-22-01 R1 Amdt 39-3215	29 Mai 1978	Inspeção e modificação (Cessna SK 421-56) do bordo de ataque da asa para evitar a acumulação de combustível nesta zona.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, à aeronave S/N 421A-0040. Deixa implícito o perigo de incêndio da asa. Relevante, não foi factor contributivo

Página A22-4 de 7

Anexo 22 – Análise de Directivas Técnicas

Ref.	Data	Assunto	Comentários
AD 72-02-01 Amdt 39-1379	18 Jan 1972	Inspecção para evitar o desprendimento das hélices em voo.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, todas as aeronaves Cessna 421A. Não relevante, não foi factor contributivo
AD 69-14-01 R1 Amdt 39-793	11 Jul 1969	Alteração de procedimentos para evitar a falha de abastecimento de combustível aos motores em situações de descidas de inclinação elevada.	Aplicável a, entre outros modelos da Cessna, à aeronave S/N 421A-0040. Inclui: <ol style="list-style-type: none"> 1. A proibição de abastecimento de menos do que 10 US Gal de combustível (cerca de 38 litros) em cada tanque principal, com afixação de dístico, junto aos indicadores de combustível, com os seguintes dizeres: "OPERATION WITH LESS THAN 10 GALLONS OF FUEL IN EACH MAIN TANK IS PROHIBITED"; 2. A afixação de outro dístico, junto ao indicador de velocidade: "MAXIMUM SPEED WITH 15 DEGREES TO FULL FLAPS SHALL NOT EXCEED 140MPH"; 3. A instalação de uma bomba em cada tanque de combustível principal, de acordo com a Cessna SIL ME69-16. Não relevante, não foi factor contributivo
Kelly Aerospace (ex-Janitrol, ex- Janaero)			
A-101 Rev. D	21 Mar 2003	Novas configurações do aquecedor	Não aplicável a Cessna 421A. Não relevante

Página A22-5 de 7

Anexo 22 – Análise de Directivas Técnicas

Ref.	Data	Assunto	Comentários
A-103 Rev A	Fev 1998	Avarias do pressoestado do ar para a combustão Ref. 42D36. Substituição por nova Ref. 94E42.	Aplicável a aquecedores ref. B1500, B2030, B3040 e B4050 com pressostatos Ref. 42D36. Pode causar a acumulação de combustível não queimado no aquecedor: o perigo de incêndio está implícito. Os modelos do aquecedor e seus acessórios instalados no YV-314P são desconhecidos. O aquecedor do YV-314-P não evidencia danos de explosão ou incêndio.
A-104 Rev B	14 Mar 2001	Novas referências dos motoventiladores do ar de combustão e de ventilação de cabina.	Sem implicação na segurança de voo. Não relevante
A-105 Rev B	21 Mar 2003	Informação de novos componentes incorporados nos aquecedores novos ou reconstruídos.	Sem implicação na segurança de voo. Não relevante
A-106 Rev A	21 Mar 2003	Informação de novos intervalos de manutenção para os aquecedores novos ou reconstruídos.	Sem implicação na segurança de voo. Não relevante
A-107A	6 Set 2002	Inspecção e ensaio de válvulas de corte do regulador de combustível 14D11, A14D11, B14D11, C14D11 23D04, A23D04, B23D04 e C23D04, instaladas em aquecedores Janitrol/Janaero B1500, B2030, B2500, B3040, B3500, B4050 e B4500.	Equivalente a AD 2001-17-13 Amdt 39-12404. O aquecedor do YV-314-P não evidencia danos de explosão ou incêndio.
A-108	6 Set 2002	Nova Ref. de válvula para aquecedores B3500 instalados em Piper PA-31-350.	Não aplicável a Cessna 421A. Não relevante

Página A22-6 de 7

Anexo 22 – Análise de Directivas Técnicas

Ref.	Data	Assunto	Comentários
A-110A	6 Mar 2003	Fuga nas bombas de combustível 91E93-1 (12 volt) e 91E92-1 (24-volt), e sua reparação.	Aplicável a bombas 91E93-1 (12 volt) e 91E92-1 (24-volt). Pode causar fugas de combustível: o perigo de incêndio está implícito. Os modelos dos acessórios instalados no YV-314P são desconhecidos. O aquecedor do YV-314-P não evidencia danos de explosão ou incêndio.

ANEXO 23

RELATÓRIO TÉCNICO



RELATÓRIO TÉCNICO Technical Report

CLIENTE: ASSEMBEIA DA REPÚBLICA Sr. Presidente da Comissão Nuno Teixeira de Melo			O.T: 60/ 03
DESIGNAÇÃO: DOIS VEIOS DO HÉLICE (SHAFT ASSMBLY, PROPELLER)			
FABRICANTE	MODELO DOS MOTORES	P/N	S/N
TCM	GTSIO-520-D (21)	N/A	219304-R
TCM	GTSIO-520-D (22B)	N/A	219298-R
TIPO DE INTERVENÇÃO			
<input type="checkbox"/> O/H <input type="checkbox"/> Reparação <input type="checkbox"/> Modificação <input type="checkbox"/> Ensaio <input checked="" type="checkbox"/> Inspeção			
ANOMALIA REPORTADA: IMPACTO DOS HÉLICES NO SOLO			
TRABALHO REALIZADO: INSPEÇÃO QUANTO AO EMPENO DA FALANGE DOS DOIS VEIOS DOS HÉLICES (PROPELLER SHAFTS), DE ACORDO COM O MANUAL DO CONSTRUTOR Nº X30045A DE MARÇO DE 1981 <u>VEIOS DOS HÉLICES (PROPELLER SHAFTS)</u> Motor # 1 P/N: 633908 S/N: GIH Empeno da falange encontrado: 0.055" inch Motor # 2 P/N: 633908 S/N: GID Empeno da falange encontrado: 0.010" inch De acordo com o Manual do Construtor, o empeno deve ser: Mínimo: 0.000" inch, Máximo: 0.002" inch, Limite: 0.003" inch.			
CONCLUSÃO: OS VEIOS DOS HÉLICES (PROPELLER SHAFTS) ESTÃO FORA DOS DE SERVIÇO, POR O EMPENO DAS FALANGES SE ENCONTRAR PARA ALÉM DOS LIMITES.			
O Certificador:		Data: 12-12-2003	

ANEXO 24



NOTA INFORMATIVA

ASSUNTO:

Propeller Governor Serial No. 803479
 Propeller Governor Model: 210596A
 T.S.N.: UNK.
 T.S.O.: UNK.

DATA DE ENTRADA:

18-11-2003

MOTIVO PARA REPARAÇÃO:

Verificação, ensaio funcional e determinação do ultimo standard.

ENSAIO FUNCIONAL:

DESIGNAÇÃO	LIMITES	V.MEDID.	CONDIÇÃO
Óleo de Ensaio — Acrosshell W100	140°F/60°C	#####	Sat.
Rodagem	Mínimo 15'	15'	Sat.
Sentido de rotação	#####	FWD	Sat.
Tampão (A/B)	#####	B	Sat.
Válvula de alívio	260 to 280	250 PSI	N/Sat.
Fluxo de óleo - capacidade	Min. 5 USQ/m	5.02 USQ/m	Sat.
Fuga interna	Max. 40 USQ/h	18.70 USQ/h	Sat.
Fuga externa	0.0	0.0	Sat.
Máximas RPM	2750 +/- 10	2850 RPM	N/Sat.
Posição de comando	50° +/- 5°	60°	N/Sat.
Curso do comando das Max. às 1825	70° +/- 5°	78°	N/Sat.
Bandeira	1550 +/- 25	1600	N/Sat.
Curso de comando	#####	26°	Sat.
Saída de bandeira	1650 +/- 50	1672 RPM *	Sat.
Posição de comando	#####	31°	Sat.
Das RPM de bandeira até ao poste	Min. 12°	12°	Sat.
Curso total entre batentes	#####	103°	Sat.
OBSERVAÇÕES:			
* Removido o "Elbow" do governor S/N. 1579803K e instalado nesta unidade, pois o "Elbow" desta unidade se encontrava degolado.			
1) Parafuso de ajuste de máximas RPM partido e sem frenagem.			
2) Tirante de regulação de entrada em bandeira com rosca arrasada.			
3) Contra-porca do tirante de regulação de entrada em bandeira com rosca arrasada.			

ENSAIOS NÃO DESTRUCTIVOS / NONDESTRUCTIVE TESTING:

- Efectuados E.N.D. pelo método de "Partículas Magnéticas" - Nenhuma peça apresentou defeitos
- Efectuados E.N.D. pelo método de "Líquidos Penetrantes" - Nenhuma peça apresentou defeitos.





NOTA INFORMATIVA

ILUSTRAÇÕES

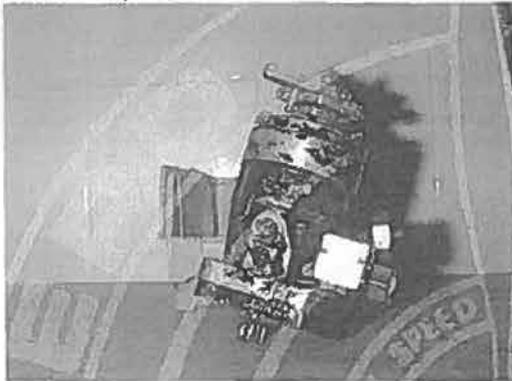


Ilustração 1

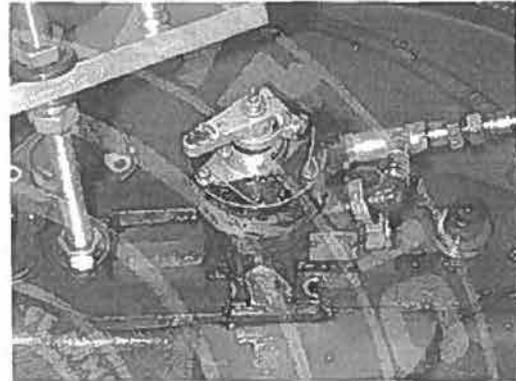


Ilustração 3



Ilustração 2

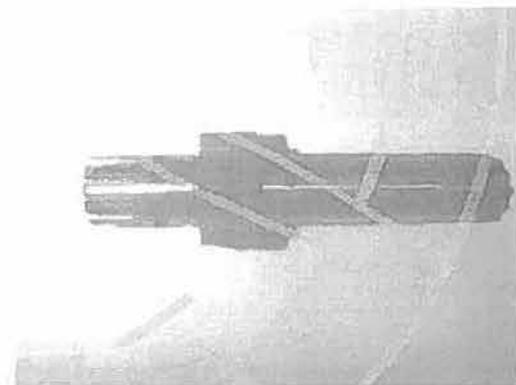


Ilustração 4





NOTA INFORMATIVA

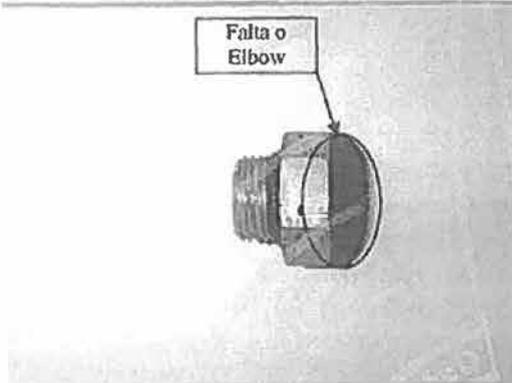


Ilustração 5

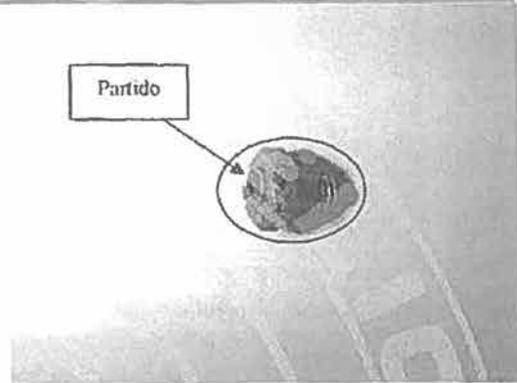


Ilustração 8

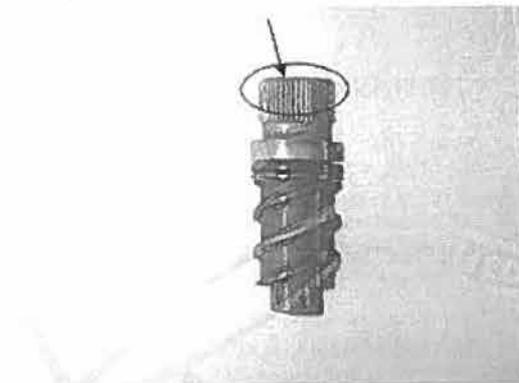


Ilustração 6

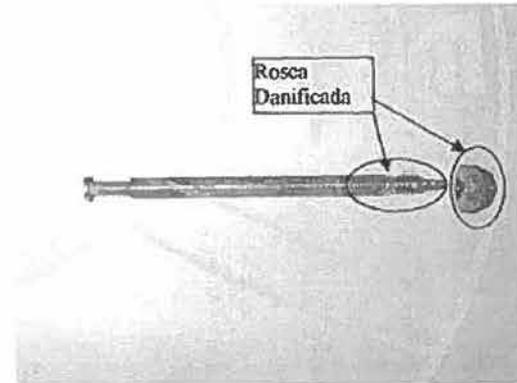


Ilustração 9

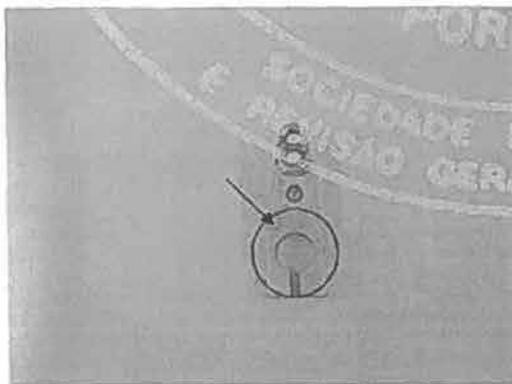


Ilustração 7

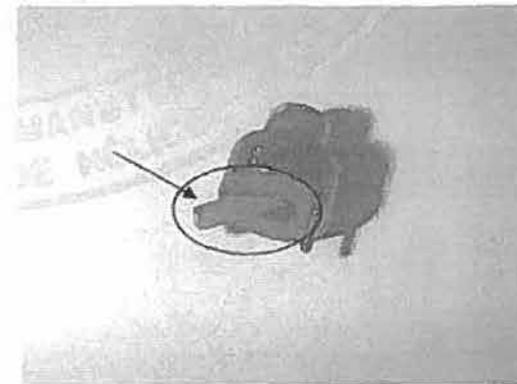


Ilustração 10





NOTA INFORMATIVA

INDICE:

Ilustração 1	Regulador de Passo totalmente montado
Ilustração 2	Ensaio no banco de ensaio.
Ilustração 3	Montagem do Regulador de Passo no banco de ensaio.
Ilustração 4	Pormenor da "Drive Gear".
Ilustração 5	Pormenor do "Elbow de 90º" partido pela base.
Ilustração 6	Pormenor do "Control Shaft" quanto à não existência de caixa para retentor.
Ilustração 7	Pormenor da "Control Lever" quanto à não existência de caixa para retentor.
Ilustração 8	Pormenor do parafuso de ajuste de Máximas RPM, partido.
Ilustração 9	Pormenor do "Rod" e "Contra-Porca" com rosca arrasada.
Ilustração 10	Pormenor da "Lever. Ball Unseating".

DOCUMENTAÇÃO E EQUIPAMENTOS DE REFERENCIA:

- Manual 33002B - Jan /1982.
- Manual 33201 - R.2 / 2001.
- Banco de ensaio Mod.: 202, S/N: 51160, Ref. AH512.
Calibrado em 31-05-2003.
Próxima Calibração em: 31-05-2004.

DATA DE ELABORAÇÃO DESTA NOTA:

19-12-2003, Composta por 5 páginas.

TÉCNICO RESPONSÁVEL:



Pedro Horta
Licença: [REDACTED]



NOTA INFORMATIVA

ASSUNTO:

Propeller Governor Serial No. 1579803K
 Propeller Governor Model: 210596
 T.S.N.: UNK.
 T.S.O.: UNK.

DATA DE ENTRADA:

18-11-2003

MOTIVO PARA REPARAÇÃO:

Verificação, ensaio funcional e determinação do último standard.

ENSAIO FUNCIONAL:

DESIGNAÇÃO	LIMITES	V.MEDID.	CONDIÇÃO
Óleo de Ensaio — Acrosnell W100	140°F/60°C	#####	Sat.
Rodagem	Mínimo 15'	15'	Sat.
Sentido de rotação	#####	FWD	Sat.
Tampão (A/B)	#####	B	Sat.
Válvula de alívio	260 to 280	230 PSI	N/Sat.
Fluxo de óleo - capacidade	Min. 5 USQ/m	5,06 USQ/m	Sat.
Fuga interna	Max. 40 USQ/h	23,14 USQ/h	Sat.
Fuga externa	0.0	0.0	Sat.
Máximas RPM	2750 +/- 10	2790 RPM	N/Sat.
Posição de comando	50° +/- 5°	47°	Sat.
Curso do comando das Max. às 1825	70° +/- 5°	71°	Sat.
Bandeira	1550 +/- 25	1555	Sat.
Curso de comando	#####	25°	Sat.
Saída de bandeira	1650 +/- 50	1695 RPM	Sat.
Posição de comando	#####	32°	Sat.
Das RPM de bandeira até ao poste	Min. 12°	30°	Sat.
Curso total entre batentes	#####	109°	Sat.
OBSERVAÇÕES:			

ENSAIOS NÃO DESTRUCTIVOS:

- Efectuados E.N.D. pelo método de "Partículas Magnéticas" - Nenhuma peça apresentou defeitos
- Efectuados E.N.D. pelo método de "Líquidos Penetrantes" - Nenhuma peça apresentou defeitos.





NOTA INFORMATIVA

ANÁLISE DE STANDARDS CUMPRIDOS:

WOODWARD GOVERNOR COMPANY 112-43206
 ASSEMBLY NO: 210506
 ASSEMBLY NAME: GEORGINA Allegory - C58A 04221-001-001

REV	DATE	DESCRIPTION OF CHANGE
See	10-4-68	See Assembly
A	11-22-68	Replace P/A 13745 w. 11674031
D	10-14-68	No Change
F	10-14-68	Replace P/A 21015 w. 2102031
G	10-14-68	Replace 13742A w. 13742 "B" Pinet with 13742A
H	10-14-68	13742A Pinet w. Pinet
I	10-14-68	Replace 21035 Cover Assembly by 13742A Cover Assembly
J	10-14-68	Replace 21035 Pinet with 13742A Pinet
K	10-14-68	Advanced change bearing 13742A w. 13742A
L	10-14-68	drive gear to 13742A w. 13742A
M	10-14-68	Replace 13742A Valve Assembly by 13742A
N	10-14-68	Change from 13742A to 13742A
O	10-14-68	Change to 13742A Adapter Pinet w. 13742A Pinet
P	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
Q	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
R	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
S	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
T	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
U	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
V	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
W	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
X	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
Y	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet
Z	10-14-68	Replace 13742A Pinet w. 13742A Pinet

A unidade analisada:
 Propeller Governor Serial No. 1579803K
 Propeller Governor Model: 210506

Contém todas as modificações
 incorporadas até à letra "K", referente
 à data de 07-02-1973.





NOTA INFORMATIVA

ILUSTRAÇÕES:

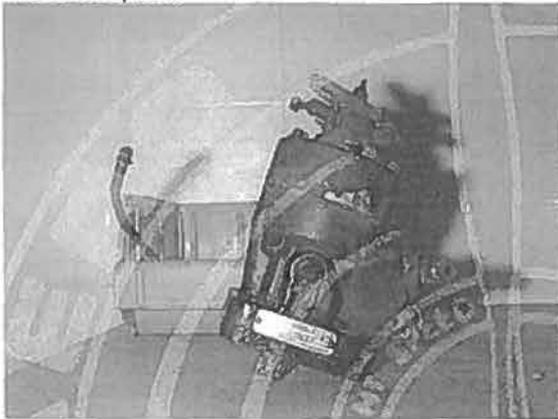


Ilustração 1

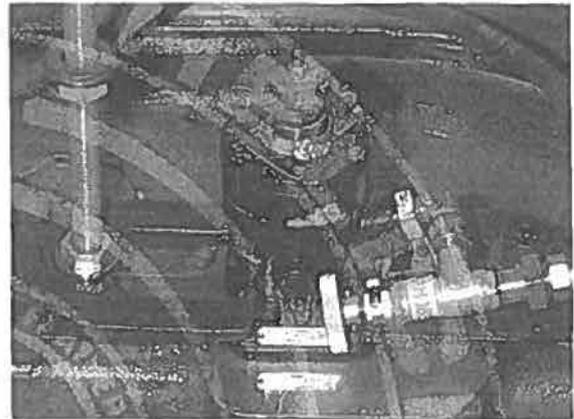


Ilustração 3



Ilustração 2

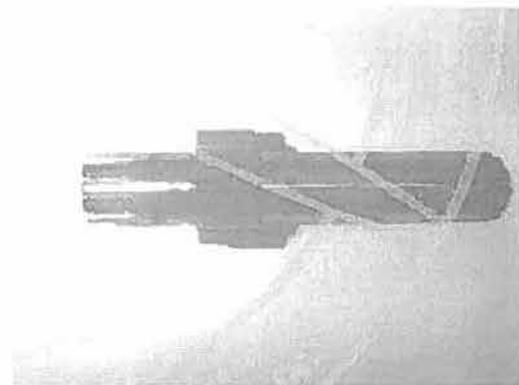


Ilustração 4





NOTA INFORMATIVA

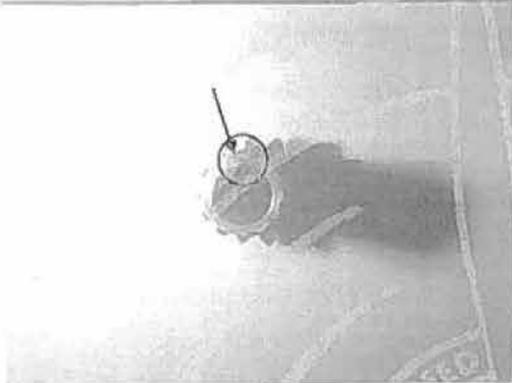


Ilustração 5



Ilustração 7

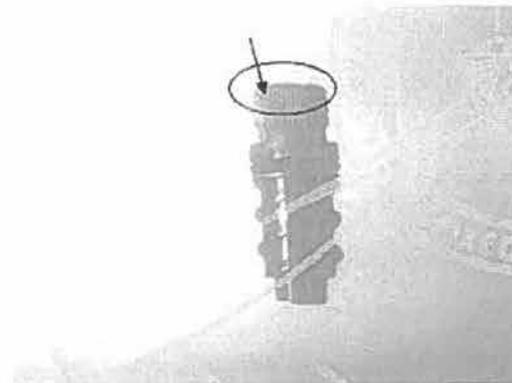


Ilustração 6

INDICE:

Ilustração 1	Regulador de Passo totalmente montado.
Ilustração 2	Ensaio no banco de ensaio.
Ilustração 3	Montagem do Regulador de Passo no banco de ensaio.
Ilustração 4	Pormenor da "Drive Gear".
Ilustração 5	Pormenor das letras apostas na "Drive Gear" ("M" – 1 Inspeção por NDT).
Ilustração 6	Pormenor do "Control Shaft" quanto à existência de caixa para retentor.
Ilustração 7	Pormenor da "Control Lever" quanto à existência de caixa para retentor.





NOTA INFORMATIVA

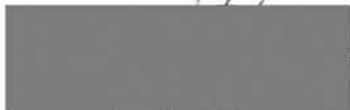
DOCUMENTAÇÃO E EQUIPAMENTOS DE REFERENCIA:

- Manual 33002B – Jan./1982.
- Manual 33201 – R.2 / 2001.
- Banco de ensaio Mod : 202, S/N: 51160, Ref. AH512.
Calibrado em 31-05-2003.
Próxima Calibração em: 31-05-2004.

DATA DE ELABORAÇÃO DESTA NOTA:

19-12-2003, Composta por 5 páginas

TÉCNICO RESPONSÁVEL:



Pedro Horta
Licença: [REDACTED]

ANEXO 25

CHEQUE DE VOO NO AVIÃO CESSNA 421-B CS-AJD

Tendo sido contactado por um elemento da comissão de inquérito Sr. Queirós, para dar um orçamento para efectuar uma hora de voo no avião acima referido e depois de o mesmo ter sido aceite, foi marcado o dia 24 de Janeiro de 2004 pelas 10h00, o referido voo, tendo comparecido quatro elementos da referida comissão mais o comandante do avião, num total de cinco pessoas a bordo.

Antes do início do voo foi dado um *briefing* pelo Comandante Branco do que se pretendia avaliar.

1. Inspeção de 360° para verificação da duração da inspeção;
2. Descolagem normal para verificar tempo de corrida;
3. Após a descolagem e a uma altitude de 800' QNH, foi posto o motor esquerdo em *Idle* para verificar se o avião mantinha, subia ou descia. Verificou-se que descia a 350' por minuto/ duração 30'';
4. Já em voo a 1000' foi novamente medido o motor esquerdo em *Idle* mas com o avião configurado com um ponto de *Flaps*, verificou-se que o avião descia mas só a 250'/minuto/ duração 20'';
5. Foi iniciada uma subida normal para 10000' ao largo do Espichel na Baía de Setúbal;
6. Estabilizado a 10000' a pedido do Sr. Comandante Branco foi escolhido um rumo de 030° e foi dado início ao embandeiramento do motor esquerdo que demorou 10'' a entrar em bandeira. Seguiu-se à verificação do comportamento com o motor parado e embandeirado que resultou numa subida de 500'/minuto/ duração 1'30'';
7. Foi tirada bandeira do motor para dar início ao arranque do mesmo, que após alguns minutos para estabilização da temperatura, foi pedida descida normal para o aeródromo de Cascais e com uma aterragem normal.

 Comandante,



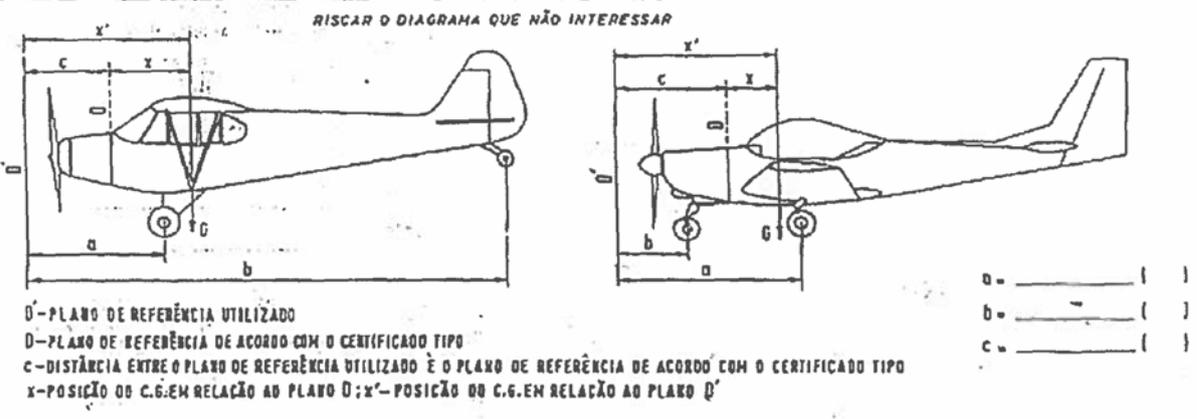
António José Frade

Tires, 24 de Janeiro de 2004

PCAJ 

13/03/04

REGISTO DE PESAGEM E CENTRAGEM DE AVIÕES			
DATA DA PESAGEM	LOCAL DA PESAGEM	OPERADOR DE PESAGEM	MARCA E MODELO DA AERONAVE Cessna 421B
NÚMERO DE SÉRIE	MARCAS DE NACIONALIDADE E MATRÍCULA CS-ATD	BALANÇA UTILIZADA:	APOIOS UTILIZADOS:
CONDIÇÕES DE PESAGEM:			EQUIPAMENTOS INSTALADOS DE ACORDO COM AS LISTAS DE EQUIPAMENTOS:
	VAZIO	CHEIO	PESO ()
COMBUSTÍVEL			BRACÇO ()
COMBUSTÍVEL			<input type="checkbox"/> H N° DE / / <input type="checkbox"/> I N° DE / / <input type="checkbox"/> E N° DE / / <input type="checkbox"/> RA N° DE / /
ELEC			
LÍQUIDO HIDRÁULICO			
LÍQUIDO HIDRÁULICO			LOCALIZAÇÃO DA LINHA DE REFERÊNCIA UTILIZADA:
LÍQUIDO DE DEGelo			LOCALIZAÇÃO DA LINHA DE REFERÊNCIA INDICADA NO CERTIFICADO TIPO:



REGISTO DA PESAGEM						
PESAGEM N°	APOIOS	LEITURA BALANÇA ()	TARA ()	PESO LÍQUIDO ()	BRACÇO ()	MOMENTO ()
1	PRINCIPAL ESQUERDA				a =	
	PRINCIPAL DIREITA				a =	
	CAUDA/PROA				b =	
				G ₁ =	x ₁ =	
2	PRINCIPAL ESQUERDA				a =	
	PRINCIPAL DIREITA				a =	
	CAUDA/PROA				b =	
				G ₂ =	x ₂ =	
3	PRINCIPAL ESQUERDA				a =	
	PRINCIPAL DIREITA				a =	
	CAUDA/PROA				b =	
				G ₃ =	x ₃ =	
$G = \frac{G_1 + G_2 + G_3}{3}$				$X = \frac{X_1 + X_2 + X_3}{3}$		

HA O PRESENTE REGISTO DE PESAGEM DEVE ACOMPANHAR O MANUAL DE VOO Fig. 11 CBI-SPF-S.Desenho

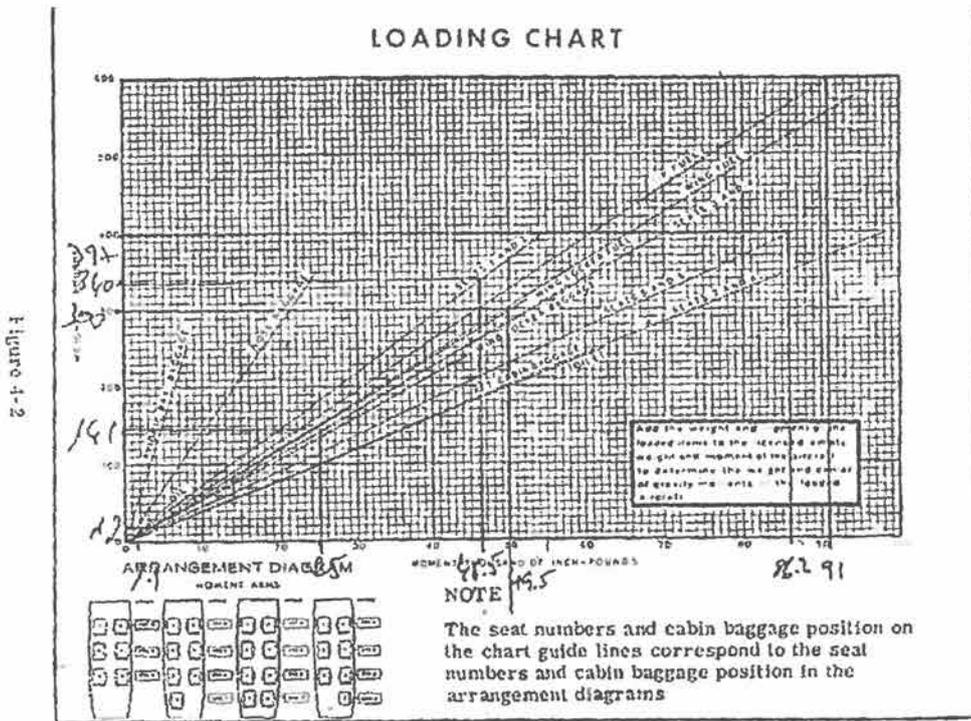


Figure 4-2

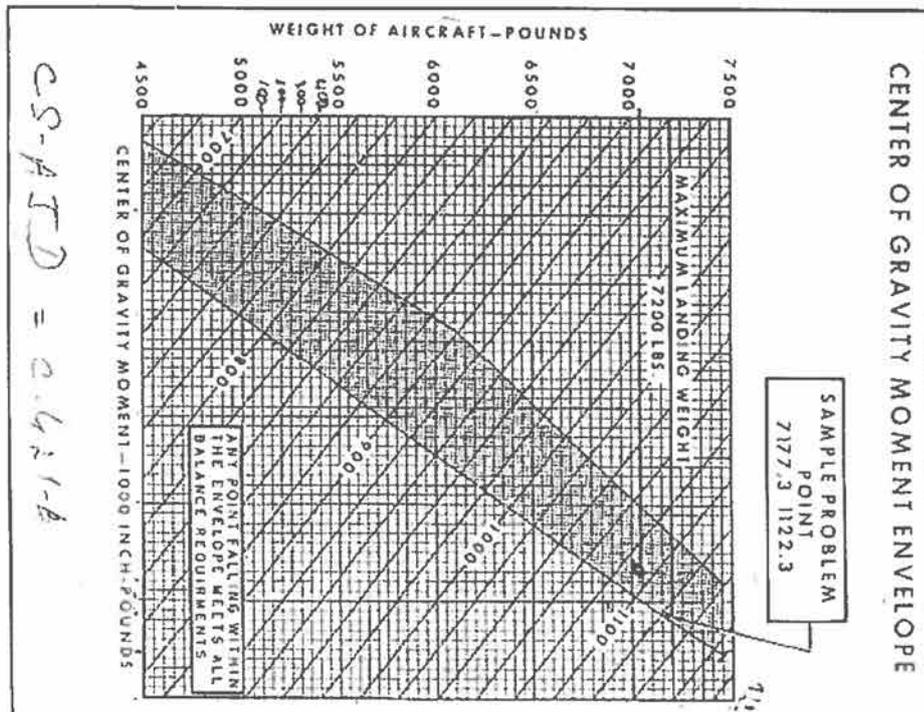


Figure 4-3

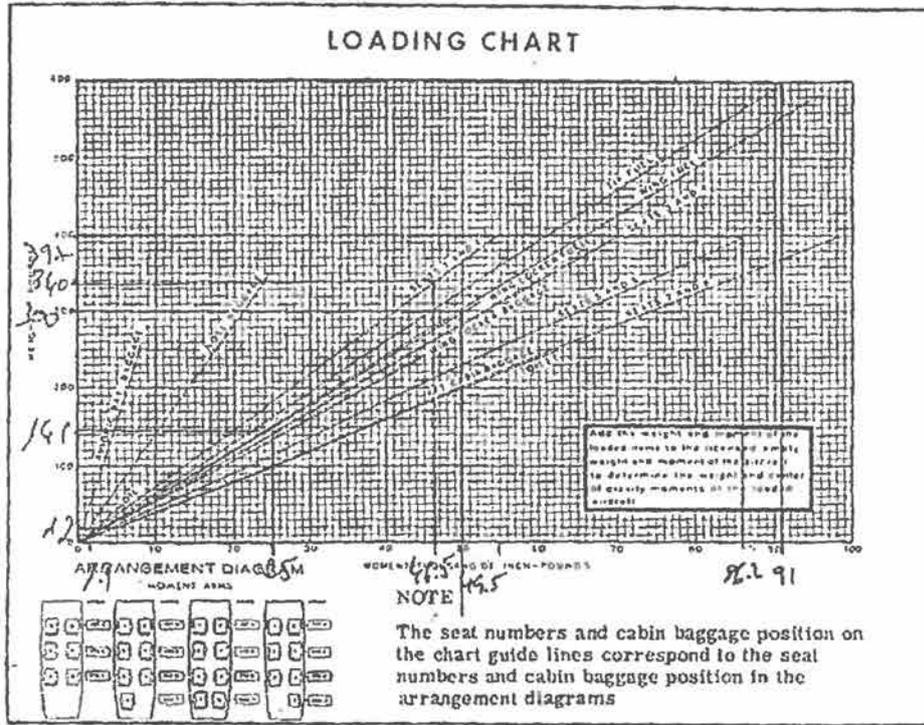


Figure 4-2

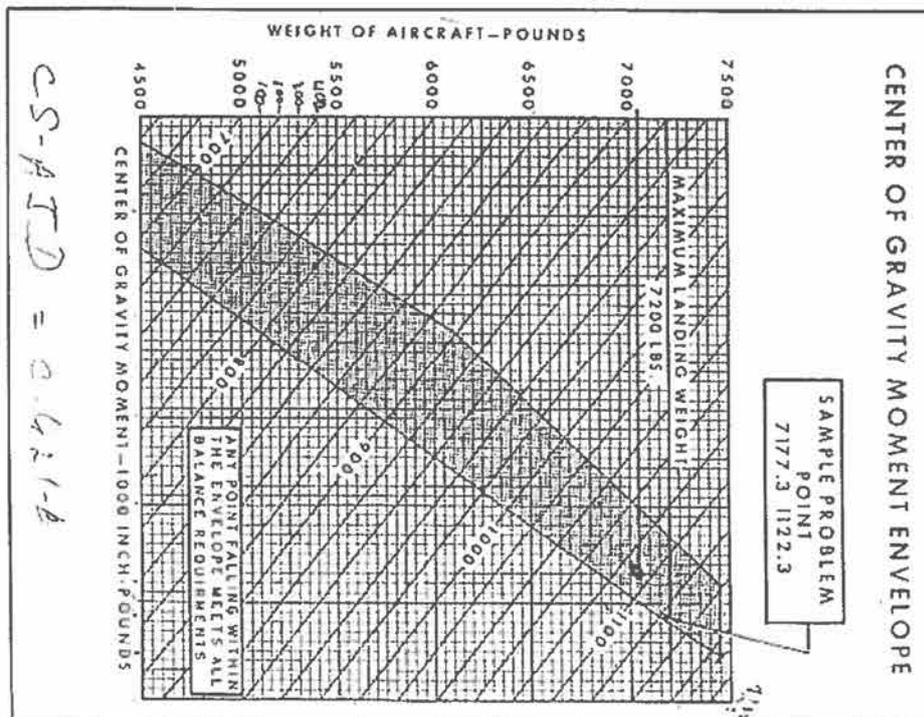


Figure 4-3



FORMULÁRIO DE TRÁFEGO/TRAFFIC FORM

VER INSTRUÇÕES NO VERSO/SEE INSTRUCTIONS ON BACK



1. MOVIMENTO/MOYEMENT			2. OPERADOR/OPERATOR	
	1.1 NÚMERO/Number	1.2 HORA/Hour UTC	1.3 DATA/Date	
CHEGADA/Arrival	001276	1145	04/01/24	
PARTIDA/Departure	001275	1100	04/01/24	
			<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; display: inline-block;"> ADMITOR </div>	

3. VOO/FLIGHT				
3.1 NÚMERO/Number	3.2 NATUREZA/Type	3.3 CLASSIFICAÇÃO/Classification	3.4 TIPO DE OPERAÇÃO/Type of Operation	3.5 HORÁRIO/Schedule (UTC)
	532	3	9	CHEGADA/Arrival: [][][][][][] PARTIDA/Departure: [][][][][][]

4. AERONAVE/AIRCRAFT						
4.1 MATRÍCULA/Registration	4.2 TIPO/Type	4.3 P.M.D./MTOW (Metric Ton)	4.4 PASSAGEIROS/Passengers	4.5 MISTO/Mixed	4.6 CARGUEIRO/Fighter	4.7 Lugares oferecidos/Available Seats
00CSAJD	CMA	066	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	[][][]

5. DISTRIBUIÇÃO DE TRÁFEGO/TRAFFIC DISTRIBUTION										
5.1 ESCALAS/Route Steps		5.2 PASSAGEIROS/Passengers						5.3 CARGA Freight (Kg)		5.4 COBREIO Mail (Kg)
		LOCAL/ Terminal			TRÂNSITOS/transit			LOCAL	TRANSB/ Transfer	
		SEM TAXA/ Without charge (a)	COM TAXA/ With Charge (b) (c)		DIRECT/ Direct (a)	TRANSBORDO/Transfer (a) (b) (c)				
CHEGADA/Arrival	ORIGEM/Origin	CASCAIS								
	INTERMÉDIAS/Intermediate Stops									
	TOTAL	03								
	TOTAL	03								
PARTIDA/Departure	INTERMÉDIAS/Intermediate Stops									
	DESTINO/Destination	CASCAIS								
	TOTAL	03								

OPERADOR/Operator <div style="background-color: gray; width: 100px; height: 50px; margin: 5px;"></div>	AEROPORTO/Airport RECIBO Nº/Receipt:	ALFANDEGA/Customs CARIMBO/Stamp ASSINATURA/Signature	CONTROLO DE PASSAP./Passport Control
-----------------------------------------------------------------------------------------------------------	---------------------------------------------	------------------------------------------------------------	--------------------------------------

OBSERVAÇÕES/Remarks: 2 CPW

É OBRIGATORIO O PREENCHIMENTO DESTA FORMULÁRIO PARA CADA VOO. TODAS AS INFORMAÇÕES PRESTADAS NESTE DOCUMENTO SÃO DA RESPONSABILIDADE DA ENTIDADE QUE AS EMITE.
 IT IS COMPULSORY TO FILL IN THIS FORM FOR EACH FLIGHT. INFORMATION PROVIDED IN THIS DOCUMENT IS THE RESPONSIBILITY OF THE ENTITY THAT ISSUES IT.

AERÓDROMO MUNICIPAL DE CASCAIS
MOVIMENTOS E OPERAÇÕES DE VÔO

FLIGHT PLAN PLANO DE VOO			
PRIORITY Prioridade <<= FF	ADDRESSEE(S) Destinatário(s)		
FILING TIME Hora de depósito		ORIGINATOR Emissor	
SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSEE(S) AND/OR ORIGINATOR Identificação específica do(s) destinatário(s) e/ou do emissor			
3 MESSAGE TYPE Tipo de mensagem <<= (FPL)	7 AIRCRAFT IDENTIFICATION Identificação da aeronave - CS-AJD	8 FLIGHT RULES Regras de voo - <input checked="" type="checkbox"/>	TYPE OF FLIGHT Tipo de voo G <<=
9 NUMBER Número -	TYPE OF AIRCRAFT Tipo de aeronave C4.11	WAKE TURBULENCE CATEGORY Categoria de risco aerodinâmico 10	10 EQUIPMENT Equipamento SIC <<=
13 DEPARTURE AERODROME Aeródromo de partida - LPCS		TIME Hora 11.00 <<=	
15 CRUISING SPEED Velocidade de cruzeiro - 10.980	LEVEL Nível F.060	ROUTE Rota DCT - ESP	
16 DESTINATION AERODROME Aeródromo de destino - LPCS			
TOTAL EET Duração total estimada HR MIN 0045		ALTN AERODROME Aeródromo alternativo - LPPT	2ND ALTN AERODROME 2º aeródromo alternativo -
18 OTHER INFORMATION Outras informações - OPR/ ADMITUR			
SUPPLEMENTARY INFORMATION (NOT TO BE TRANSMITTED IN FPL MESSAGES) Informações suplementares (NÃO É TRANSMITIDO NAS MENSAGENS DE PLANO DE VOO)			
19 ENDURANCE Autonomia HR MIN 010300	PERSONS ON BOARD Pessoas a bordo - P1005	EMERGENCY RADIO Rádio de emergência UHF <input checked="" type="checkbox"/> VHF <input checked="" type="checkbox"/> ELBA <input checked="" type="checkbox"/>	
SURVIVAL EQUIPMENT/Equipamento de sobrevivência POLAR DESERT MARITIME JUNGLE Polar Deserto Marítimo Selva - <input checked="" type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/>		JACKETS/Coletes de salvação LIGHT FLUORES Luzes Fluores UHF <input checked="" type="checkbox"/> VHF <input checked="" type="checkbox"/>	
DINGHIES/Barcos NUMBER CAPACITY COVER COLOUR Número Capacidade Cobertura Cor - 1 [] [] [] [] <<=	AIRCRAFT COLOUR AND MARKINGS Cor e marcas da aeronave A1 WHITE AND RED		
REMARKS Observações -			
PILOT-IN-COMMAND Piloto comandante C1 A. FRADE <<=			
FILED BY/Depositado por		SPACE RESERVED FOR ADDITIONAL REQUIREMENTS Espaço reservado a outras informações	

ANEXO 26

EXCERTO DA PUBLICAÇÃO *CAMARATE - RELATÓRIOS FINAIS DAS COMISSÕES PARLAMENTARES DE INQUÉRITO*, ASSEMBLEIA DA REPÚBLICA, 2005.

10 – Porventura mais relevante para esta Comissão foram os factos apurados que dizem respeito à exportação de material de guerra. De facto, no registo de correspondência classificada entrada no EMGFA foi possível encontrar inúmeras missivas relacionadas com este dossier (especialmente nos anos 1978, 1979 e 1980). Os colaboradores do Gabinete explicam esta situação afirmando que o EMGFA funcionaria como uma caixa de correio entre o Ministério da Defesa Nacional e a DILOG (Direcção de logística) e o DNA (Director Nacional de Armamento).

11 – No que diz respeito à autorização de exportação de armamento, importa realçar a evolução que sofreu no período entre o Estado Novo e 1980. Com efeito, antes da Revolução de Abril, a autorização de exportação de armas competia ao Ministro da Defesa Nacional havendo, nalguns casos, a necessidade de uma autorização do Conselho de Ministros (Decreto-Lei n.º 39397 de 22.10.1953). Após o 25 de Abril de 1974, as competências de autorização foram entregues ao CEMGFA, sendo imprescindível a elaboração de um parecer do Ministério dos Negócios Estrangeiros sobre a conveniência das transacções (Decreto-Lei n.º 400/74 de 29 de Agosto). Em 1980, o Eng. Adelino Amaro da Costa e o Prof. Freitas do Amaral fizeram aprovar um Decreto-Lei (371/80 de 11 de Setembro) que veio reforçar a capacidade de intervenção nestas matérias, por parte do Ministro da Defesa.

12 – Da análise do livro de registo da correspondência entrada no CEMGFA, é possível constatar que, mesmo antes da publicação do referido Decreto-Lei, o Ministro da Defesa Nacional estava a adoptar uma postura de intervenção activa nesta área. Essa intervenção caracterizou-se por pedidos de esclarecimentos adicionais sobre transacções em concreto e pela proibição de algumas delas (Argentina, Guatemala e Indonésia).

13 – A sua última acção neste domínio passou por uma solicitação de elementos acrescidos (2 de Dezembro de 1980) acerca da exportação de armas para o Irão. Refira-se que, decorrente da verificação do referido livro de registo, é possível concluir da realização efectiva desse negócio (9 de Dezembro de 1980), complementado por outra informação posteriores (26 de Janeiro de 1981).

662

4 – A CMP, no anexo 1 do seu relatório, conclui que o avião, à partida de Lisboa, tinha combustível. Através de um estudo minucioso aí apresentado conclui: “E é com este combustível, num total de 137.76 US Gal (525.26 litros), 68.06 em cada asa, mais 1.32 US Gal no depósito do fuso do motor esquerdo, que descola em 04/12/1980 de Lisboa para Porto.” (página A1-10). Acrescentam, ainda, “...é possível especular sobre outras configurações... mas os valores totais calculados são conclusivos e, tudo aponta para que a distribuição fosse esta ou muito semelhante, pois é a que resultaria de uma correcta aplicação dos procedimentos recomendados pelo fabricante e não temos qualquer indicação que estes não tenham sido aplicados.” (página A1-11).

5 – No anexo 3 do relatório encontramos a demonstração de o principal foco de incêndio que ocorreu no avião, aconteceu do seu interior para o seu exterior. Os peritos afirmam o seguinte: “Porém, dado que a extensão dos danos de combustão nas faces interiores dos destroços observáveis da cabina, é muito superior à das faces exteriores, concluímos que o foco principal do incêndio lavrou a partir do interior para o exterior.” (página A17-5). Aditam ainda que “...os revestimentos plásticos interiores, bem como a pintura de protecção contra a corrosão que subjaz aos referidos revestimentos plásticos, e em parte até a liga de alumínio aeronáutico da estrutura interior da aeronave foram consumidos num incêndio com o seu foco principal localizado no interior da aeronave.” (página A17-6).

6 – Uma análise solicitada e considerada fulcral, tinha a ver com a determinação da localização do referenciado Fragmento n.º 7 (fragmento onde foram encontrados vestígios de explosivos). A CMP, como evidenciado no Anexo 7 do seu relatório, afirma que “foi assim possível, sem margem para qualquer dúvida, provar que: o fragmento em questão corresponde a parte da aeronave Cessna 421 A; a localização do mesmo corresponde a uma zona de fuselagem do lado esquerdo superior entre a 1.ª e 2.ª janelas a contar da parte anterior da cabine da aeronave.” (página A07-8).

7 – A CMP, tendo detectado anomalias na rotura de alguns cabos da aeronave, decidiu avançar com perícias específicas para avaliar a causa dessas anomalias. As perícias, que podem ser analisadas no Anexo 8, resultaram nas conclusões que se reproduzem: “os cabos recolhidos dos destroços mantinham a sua integridade na zona das extremidades com os respectivos

664

C – Investigação da Equipa Multidisciplinar de Peritos

1 – A VIII Comissão Parlamentar de Inquérito à Tragédia de Camarate decidiu constituir uma Comissão Multidisciplinar de Peritos (CMP), cujos trabalhos tiveram o seu começo em 28 de Maio de 2003. Dessa Comissão faziam parte o Professor Doutor Duarte Nuno Vieira, especialista em Medicina Legal; a Dra. Maria João Aleixo, perita em Medicina Aeronáutica; o Professor António Mendes de Sousa, professor de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro; o Senhor Joaquim Queirós Neves, técnico de aeronaves e investigador de sinistros/incidentes de aeronaves; o Senhor Carlos Freitas Branco, piloto de aeronaves; o Professor Doutor Henrique Botelho Miranda, professor do Departamento de Minas da Faculdade de Engenharia do Porto; o Engenheiro António Acácio Lima, especialista em Radiografia Industrial e Controlo de Qualidade de Estruturas Metálicas; o Engenheiro Luís Ramos Alves, engenheiro mecânico, consultor em Aviação e Qualidade; o Dr. Luís Laureano Santos, jurista e piloto de aviões; o Professor Vicent di Maio, Forensic Pathologist; o Professor Anthony Busuttill, Forensic Medicine; o Professor Gerrard Murray, Forensic Investigation of Explosions. Refira-se que o Dr. Luís Laureano dos Santos foi nomeado coordenador da Comissão.

2 – A VIII CPITC determinou as áreas em que o estudo da CMP deveria incidir: a área aeronáutica (mecânica do avião, procedimentos de pilotagem, perfil de voo, incêndio a bordo); a questão do rasto; a área da Medicina Legal; a área das assinaturas físicas e químicas. Ficou ressalvada a possibilidade de fazer incluir no relatório qualquer outra matéria que entendesse relevante.

3 – A partir da altura definida na página 7 do relatório da CMP, os peritos Dra. Maria João Aleixo e o Comandante Carlos Freitas Branco optaram por apresentar relatórios individuais (sobre as suas investigações pessoais), directamente VIIIª CPITC. Uma vez que a Assembleia se encontrava na situação de anunciada dissolução, houve a necessidade de apressar a produção do relatório o que não permitiu a subscrição do mesmo pelos peritos estrangeiros.

663

terminais não afectados; a rotura ou quase rotura nos cabos recolhidos, não foi portanto provocada por arrancamento puro, dado que a zona dos terminais ser o «fusível» nestas situações...; a rotura não é do tipo corte mecânico, porque implicaria uma secção recta de corte, que não é o caso, portanto não pode ter tido origem em operações de remoção com cortes; a morfologia da rotura indicia acção local, pois a esfoliação só existe em uma secção muito limitada; o padrão morfológico não é similar à rotura por tracção pura, mas encontra a sua similitude nas roturas provocadas pelas experiências com cargas explosivas; a análise química efectuada aos cabos acidentados apresenta o mesmo tipo de elementos químicos que a análise química aos cabos provete de referência... a explicação para as anomalias encontradas é compatível com a explosão de engenho, com impacto directo na zona da aeronave caracterizada neste relatório.” (página A8-15).

8 – A Sociedade Portuguesa de Materiais procedeu a um alargado estudo científico com o objectivo de averiguar as causas da queda do avião, tendo como ponto de partida os destroços e componentes técnicos da aeronave. Dessa perícia resultaram as conclusões que se seguem: “os resultados da análise química realizados em destroços seleccionados de componentes da aeronave CESSNA 421, objecto de estudo, revelaram a presença de elementos químicos potássio (K) e chumbo (Pb) que foram também detectados nos mesmos materiais que foram sujeitos a ensaios explosivos com granada de fósforo incendiária.” (página 32 do Anexo 11).

9 – A pedido da CMP, os Professores José Cavalheiro e Manuel Vieira da Faculdade de Engenharia do Porto (Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais) elaboraram uma avaliação das possíveis causas de ocorrência de uma perfuração (identificada como perfuração A) na chapa da base da cabina, que exibia uma configuração diversa das restantes que era possível visualizar na aeronave em análise. Estes especialistas concluíram desta maneira: “em nosso entender outras causas, deverão ser procuradas para explicar a singularidade da deformação observada na perfuração A, diferentes das implicitamente resultantes da tese oficial, isto é, de uma acção mecânica simples, ou da acção termo-mecânica associada à queda seguida de incêndio do avião Cessna, que se despenhou em Camarate em Dezembro de 1980.” (página 32 do Anexo 12).

665

10 – Uma das peças lapidares deste relatório da CMP é o estudo realizado pelo Prof. Henrique Botelho de Miranda. O trabalho foi orientado no sentido de investigar as assinaturas físicas e químicas de uma eventual explosão a bordo do avião *Cessna 421 A, YV-314-P*. O perito acima referido confirma a evidência de que:

– *A bordo da aeronave reventou um engenho explosivo instalado sob o pavimento da cabina de pilotagem, com potência suficiente para danificar cabos de comando e para causar danos na integridade física dos tripulantes.*

– *A intensidade do «blast» foi suficiente para desconjuntar as molduras do pára-brisas da aeronave, fenómeno que permitiu inferir a grandeza aproximada da pressão sobre aquele incidente (pressão da ordem de 1,97 atm).*

– *Associado à elevação de pressão, esteve uma elevação momentânea da temperatura da ordem dos 560° C, obviamente suficiente para desencadear a combustão rápida de inúmeros materiais presentes na cabina.*

– *A temperatura média e pressão rapidamente criadas a bordo da aeronave foram suficientes para provocar uma intoxicação grave, por CO, de todos os ocupantes da aeronave e que tal intoxicação se terá operado em um intervalo de tempo de poucos segundos.*

– *A natureza das substâncias explosivas detectadas a bordo fornece pistas para uma identificação tentativa, mas plausível, da composição do engenho utilizado para induzir o despenhamento da aeronave.*

– *A localização e as características do «Orifício A» (ver Anexo 12) se coadunam com um modo perfeitamente exequível de iniciação, a partir do exterior, da carga explosiva instalada a bordo da aeronave.*

– *O fragmento 7 (onde foram primeiramente detectadas as substâncias explosivas) não terá sofrido qualquer contaminação em momento ulterior ao sinistro, mas que terá sido simplesmente aspergido por partículas não decompostas do explosivo, como resultado de reflexão do sopro associado ao «blast» na superfície interna do pára-brisas.*

Este conjunto de evidências parece-me suficiente coerente para permitir alicerçar os indícios de que a aeronave Cessna 421 A YV-314-P se despenhou em Camarate na noite de 4 de Dezembro de 1980, em consequência de um acto de sabotagem.” (página A21 18).

666

segundo na hierarquia da Agência na Europa. A sua convocação baseou-se nos factos por ele descritos no seu livro “Democracia e Secretismo” (Publicações Europa-América, ISBN 972-1-05003-2, pág. 116): “No entanto, eu continuei o meu trabalho e desenterei e apresentei provas numa série de países para provar que o meu próprio país, na pessoa do Dr. Henry Kissinger e/ou vários oficiais e operacionais da CIA, estava seriamente implicado de uma forma ou outra em vários homicídios. Entre aqueles que investiguei e expus em determinada altura da minha reforma contam-se os seguintes: 1980, Dezembro. O homicídio do primeiro-ministro português, Sá Carneiro, e o ministro da Defesa, Amaro da Costa, devido ao conhecimento dos embarques ilegais de armas de Portugal para o Irão via Israel, que receberam o nome de código de SURPRESA DE OUTUBRO.”

2. No decorrer da audição, o depoente fez um enquadramento da situação que se vivia na altura, relacionando-a com a tragédia de Camarate. Em traços gerais tudo ter-se-ia passado para impedir a denúncia, por Adelino Amaro da Costa e perante a comunidade internacional, de que o território português estaria a ser abusivamente utilizado como plataforma de envio ilegal de armas para o Irão.

D.2 – Tenente-Coronel Hugo Rocha

1. O Tenente-Coronel Hugo Fernando Gonçalves Rocha foi chamado à Comissão de Inquérito pelas informações privilegiadas que poderia providenciar, uma vez que era o Chefe de Gabinete do Ministro da Defesa Nacional em 1980.

2. Confirmou a existência de ameaças ao Ministro da Defesa Nacional (MDN): “...o Sr. Eng.º Amaro da Costa desabafava comigo, dizendo que, em casa...recebia por telefone ameaças à sua integridade física e que se sentia preocupado com isso”. Na sequência dessas ameaças, o MDN solicitou a disponibilização de uma arma de defesa pessoal e fez substituir o seu motorista por outro que tinha cumprido o serviço militar nos comandos.

3. Confirma o conhecimento que o MDN detinha acerca do comércio de armas com o Iraque e com o Irão: “Efectivamente, o Sr. Ministro da Defesa Nacional de então teve conhecimento, através das tais visitas dos Chefes

668

11 – Uma palavra é devida acerca dos relatórios apresentados ao piloto Carlos Freitas Branco e pela médica psiquiatra Dra. Maria João Aleixo. Não se trata de verdadeiras posições de vencido relativamente ao relatório da CMP, uma vez que aqueles Srs. peritos se dissociaram do trabalho daquela Comissão, não chegando a tomar conhecimento, nem do seu relatório final, nem do resultado da maioria das perícias efectuadas.

12 – Acresce que as teses que subscrevem não correspondem a qualquer análise nova acerca dos temas em debate, antes retomando velhas posições há muito contrariadas por outros peritos e de há muito recusadas pelas anteriores Comissões Parlamentares de Inquérito à tragédia de Camarate.

13 – Relativamente à médica psiquiatra Dra. Maria João Aleixo, a sua posição é frontalmente contrariada pelo Prof. Duarte Nuno Vieira, Presidente do Instituto Nacional de Medicina Legal, e pela CMP, que categoricamente afirmam que o quadro anatómico-patológico e toxicológico compatível quer com um mero acidente, quer com a eventualidade de deflagração de um engenho explosivo, pelo que a solução decorrerá fundamentalmente do contributo de outras áreas periciais que não aquela a que se insere o trabalho da Dra. Maria João Seixas. Acresce ainda quanto ao seu relatório, a inclusão de referências a áreas que não são da sua especialidade e que não têm qualquer fundamentação científica substancial.

14 – O trabalho destes dois Srs. peritos apresenta visões parcelares sobre a matéria em investigação, quando o que agora está em causa é precisamente, a visão multidisciplinar e de síntese que o relatório da CMP apresenta. Este relatório aponta, inequivocamente, de uma forma congruente e fundamentada em variadíssimos exames periciais, no sentido de que ocorreu uma sabotagem provocada por um engenho explosivo a bordo da aeronave que transportava o Primeiro-Ministro de então, e que essa foi a única causa da queda da mesma.

D – Depoimentos relevantes

D.1 – Oswald Le Winter

1. Em 24 de Julho de 2002, ouvimos em audição o Sr. Oswald I Winter, antigo agente da CIA (Central Intelligence Agency), tendo sido

66

dos Estados-maiores ao gabinete dele, de que de Portugal, ou via Portugal, eram exportadas armas e munições quer para Bagdade, quer para Teerão, o que o preocupou... A certa altura, assisti a uma dessas conversas com o Chefe de Estado-Maior, em que ele manifestava uma grande preocupação, para não dizer uma grande indignação, pelo procedimento em causa.”

4. Confirma a presença em Portugal e a reunião com o MDN, do Sr. Henry Kissinger (Outubro de 1980): “O Sr. Eng. Amaro da Costa, depois do Sr. Kissinger ter saído, veio para o meu gabinete e sentou-se no sofá que eu lá tinha, perfeitamente à vontade, até tirou o casaco – lembro-me como se fosse hoje –, e apareceu-me com um ar, eu não quero dizer agastado mas com um ar de grande preocupação... O tempo passou e o Sr. Eng.º Adelino Amaro da Costa – imagino eu –, 12 a 15 dias depois, numa ida minha a despacho com ele, revelou-me que o Sr. Kissinger tinha um mandato do governo norte-americano – e era isso que ele vinha solicitar a Portugal – para que o armamento fabricado em Portugal ou fabricado noutro país e vindo para Portugal fosse destinado apenas e só ao Irão, pondo completamente de parte o Iraque.” Esta informação cresce em relevância quando, na data da ocorrência dos factos, estava em curso a dramática crise dos reféns americanos em Teerão.

5. Atestou das suspeitas que o MDN tinha sobre a origem das ameaças de morte que estava a ser alvo: “...depois de me ter solicitado que lhe arranjasse a arma de defesa pessoal, não uma, nem duas, mas várias vezes, teve desabafos com de que admitia que as ameaças de morte que ele recebia provinham de pessoas ligadas ao tráfico ilegal de armamento.”

D.3 – Dr. Acácio de Brito

1 – Recebemos em audição o Sr. Dr. Acácio de Brito cujo depoimento nos revelou a confissão do autor do atentado de Camarate: “Fiquei só com esse senhor, com o Jorge, que me convidou para tomar uma bebida no meu escritório. Aceito. É-me oferecida uma cerveja. De forma inesperada, o Jorge, personagem forte que permanece sentado, de calções e chinelos, diz que no Brasil é Jorge e em Portugal é Lee Rodrigues, repetindo vários outros nomes que eu não consigo recordar... Percebo uma vontade imensa de conversar ao

669

Peritos entende que a explicação plausível para o despenhamento da aeronave YV-314-P se encontra, não em razões acidentais, mas sim no rebentamento – e correspondentes consequências – de um engenho explosivo que incapacitou a aeronave e/ou os seus tripulantes de condução de voo, uma vez que não só se encontra qualquer indício que permita filiar tal rebentamento em qualquer anomalia dos equipamentos de bordo, como se consegue compatibilizar todo um conjunto de indícios reveladores de ter sido essa a causa adequada e necessária ao despenhamento.”

- Recomenda que, ulteriormente, sejam ouvidos os peritos internacionais que foram designados para integrar a Comissão Multidisciplinar de Peritos, que só não foram atempadamente ouvidos, em virtude da anunciada dissolução da Assembleia da República.
- Considera comprovado que o Fundo de Defesa Militar do Ultramar continuava a ser utilizado de forma irregular, apresentando movimentos não relevados contabilisticamente, discrepâncias muito significativas entre saldos reais e valores orçamentados, detectando-se que valores relevantes estiveram à guarda de terceiros sem qualquer justificação, revelando, ainda, utilização abusiva das suas disponibilidades.
- Considera comprovado que o Eng.º Adelino Amaro da Costa estava particularmente atento às operações de venda de armamento que envolvia o Estado português, tendo vetado várias operações (vendas à Indonésia, à Guatemala e à Argentina) e tendo pedido, a 2 de Dezembro de 1980, esclarecimentos adicionais acerca da venda de armas ao Irão (operações que se verificaram a 9 de Dezembro de 1980 e a 22 de Janeiro de 1981).
- Recomenda que seja efectuado um aprofundamento da investigação acerca das operações de comércio de armamento que tivesse envolvido o Estado português ou empresas portuguesas.

672

- C – Peritagem ao Fundo de Defesa Militar do Ultramar (FDMU) – relatório n.º 1007/2003 (IGF).
 - D – Auditoria às contas do Gabinete do CEMGFA referentes ao período entre 1974 e 1980 – relatório n.º 807/2004 (IGF).
 - E – Relatório da Comissão Multidisciplinar de Investigação.
 - F – Relatório do piloto Carlos Freitas Branco.
 - G – Relatório da Dra. Maria João Aleixo.
 - H – Depoimento do Tenente-Coronel Hugo Rocha.
 - I – Depoimento do Dr. Acácio de Brito.
 - J – Depoimento da Testemunha n.º 2.
- Lisboa, 9 de Dezembro de 2004.
Os Deputados Relatores, *Álvaro Castello Branco — Carlos Rodrigues.*

Declaração de voto apresentada pelo Sr. Alexandre Patrício Gouveia, representante dos familiares das vítimas

Ao terminarem os trabalhos da 8.ª Comissão Parlamentar de Inquérito ao Desastre de Camarate, os familiares das vítimas gostariam de referir que esta Comissão permitiu um avanço decisivo, no apuramento do verdade sobre as causas que motivaram a queda do *Cessna*, em 4 de Dezembro de 1980;

Dentro do importante trabalho realizado por esta Comissão, gostaríamos de salientar os seguintes resultados alcançados:

Em primeiro lugar, há cada vez mais indícios de que o crime de Camarate esteve associado ao tráfico de armas, que entre 1975 e 1980 se processava através de Portugal, envolvendo países como o Irão, o Iraque e Angola. As investigações relativas ao Fundo de Defesa do Ultramar, bem como vários depoimentos prestados a esta Comissão por pessoas que nessa época tiveram acesso a informações relevantes, salientaram claramente o envolvimento de sectores militares portugueses na venda de armamento a países estrangeiros. Esta prática, frequentemente processada à margem da

674

- Colheu novos depoimentos que corroboram denúncias anteriores, relacionando o cidadão Sinan Lee Rodrigues com a queda da aeronave em Camarate, pelo que recomenda o apuramento das eventuais responsabilidades desta pessoa na queda do *Cessna*.
- Considera imprescindível, para salvaguarda da dignidade do estado português, que os factos relativos à queda do *Cessna* em 4 de Dezembro de 1980 sejam apurados em julgamento que aprecie a acção criminosa que se encontra indiciada.

PROJECTO DE RESOLUÇÃO

A Assembleia da República resolve, nos termos do artigo 169.º, n.º 5, da Constituição, o seguinte:

- 1 – Dar total publicidade ao processo, nos termos das normas legais aplicáveis.
- 2 – Facultá-lo, de imediato e integralmente, ao Tribunal da Relação de Lisboa e à Procuradoria-Geral da República, na convicção de que contém elementos úteis à apreciação em curso.
- 3 – Expressar a confiança de que as autoridades judiciais possam atingir a verdade, nomeadamente através da realização de julgamento que aprecie a acção criminosa que se encontra indiciada.

ANEXOS

- A – Relatório de reabertura da Investigação Técnica ao acidente com o avião *Cessna*, modelo 421 A, n.º de série 421 A-0040, matrícula venezuelana YV-314P, ocorrido em Camarate em 4 de Dezembro de 1980 – relatório YV-314P/GPIAA/2002.
- B – Apreciação do relatório YV-314P/GPIAA/2002, relativo ao desastre ocorrido em Camarate em 4.12.1980.

673

lei, provocou comprovadamente a investigação e a preocupação do então Ministro da Defesa Nacional, o Eng. Adelino Amaro da Costa;

Em segundo lugar, diversos depoimentos prestados a esta Comissão, nomeadamente por pessoas que contactaram directamente com Sinan Lee Rodrigues, reforçaram a convicção de que este cidadão foi o autor material do crime de Camarate;

Em terceiro lugar, a Comissão Técnica Multidisciplinar, constituída por peritos dos mais reputados e isentos que existem em desastres de aeronaves, realizou um trabalho profundo e científico de grande qualidade, tendo fundamentado de forma objectiva, que em 4 de Dezembro de 1980, o *Cessna* caiu em Camarate, em resultado da explosão de uma bomba colocada no avião. Esta Comissão teve o mérito de ter sido a primeira comissão que integrou um grupo de peritos das diversas áreas de investigação, associadas a desastres aéreos, tendo por isso proporcionado, pela primeira vez, uma visão de conjunto sobre os factos que motivaram a queda do *Cessna*.

A ausência de uma investigação séria sobre as causas da queda do *Cessna* em 4 de Dezembro, sobretudo atendendo a que nesse avião viajavam o Primeiro-Ministro e o Ministro da Defesa de Portugal, constitui o maior escândalo da Justiça Portuguesa do último século. Contudo, e em face das extraordinariamente importantes, e bem fundamentadas conclusões desta 8.ª Comissão Parlamentar de Inquérito, o mínimo que se pode esperar é que finalmente a Justiça Portuguesa permita a realização do julgamento contra o presumível autor moral do crime de Camarate, o Sr. Sinan Lee Rodrigues. Não permitir a realização deste julgamento, proibindo portanto a apresentação das provas na sede própria, equivale a dizer que se tem a certeza que este cidadão nada teve a ver com o crime de Camarate. Esta afirmação estaria não só a negar evidências e múltiplos testemunhos, como constituiria uma posição totalmente inaceitável e incompreensível para a maioria esmagadora dos portugueses.

Gostaríamos por último de salientar a notável dedicação e interesse, que os deputados dos diferentes partidos demonstraram nos trabalhos desta Comissão. É infelizmente verdade que não votaram as conclusões desta Comissão dois deputados do Partido Socialista. É porém nossa certeza que esta actuação não é representativa do Partido Socialista, uma

675

O acesso ao relatório que ora se disponibiliza tem em conta os princípios e as regras quanto ao tratamento dos dados pessoais e dados sensíveis, nos termos do Regulamento Geral sobre a Proteção de Dados (Regulamento (UE) 2016/679 do Parlamento Europeu e do Conselho de 27 de abril de 2016) e a respetiva Lei de Execução Nacional (Lei n.º 58/2019, de 8 de agosto) nomeadamente, o princípio da minimização quanto ao conhecimento dos dados estritamente necessários e adequados às finalidades pretendidas e ainda quanto aos fundamentos de licitude aplicáveis.

Assim, todos os dados pessoais que não sejam necessários às finalidades subjacentes ao inquérito não são disponibilizados, tal como não é disponibilizado o acesso a qualquer informação sensível das vítimas versada no relatório, e ainda no anexo 14, referente à análise médico-legal.

