

RESERVADO (Quando se tratar de aeronave militar)

SEÇÃO J -- TIPO DO ACIDENTE		SEÇÃO N -- ANÁLISE DAS CAUSAS		
PRINCIPAL	SECUNDARIA	PRINCIPAL	SECUNDARIA	
ASSINALE UM DOS ITENS ABAIXO COMO PRINCIPAL E TODOS OS OUTROS JULGADOS COMO SECUNDARIOS		ASSINALE A CAUSA PRINCIPAL E TODAS AS OUTRAS CONSIDERADAS SECUNDARIAS		
	Cabeça do pivô em terra ou na água	1) ERROS DA TRIPULAÇÃO	PRINCIPAL SEC.	5) FALHA DO MATERIAL TREM DE ATERRAGEM
	Aterragem com o pivô da asa			
	Aterragem com o trem recolhido			
	Aterragem brusca			
	Quebra ou recolhimento do trem			
	Aterragem antes da pista			
	Aterragem longa, ultrapassando a pista			
	Pisotagem ou empolgagem			
	Colisão com outra aeronave			
	Colisão com terra ou água			
X	Outra colisão (escalântos)	2) ERROS DA TRIPULAÇÃO		
	Paralisação	3) ERROS DO PASSAJO DE AFOIO		
X	Perda de de altura	4) FALHA DO MATERIAL		
7	Fogo em terra	5) FALHA DO MATERIAL		
11	Fogo em voo no ar em voo in facto	6) FALHA DO MATERIAL		
	Falha da estrutura em voo	7) FALHA DO MATERIAL		
	Abandona da aeronave	8) FALHA DO MATERIAL		
	Acidente de hélice em solo	9) FALHA DO MATERIAL		
	Outros (cite)	10) DIVERSOS		
	Indeterminado	11) INDETERMINADOS		
X	SEÇÃO K -- FASE DA OPERAÇÃO			
	ASSINALE SOMENTE UM ITEM			
	Rotagem para voo			
	Descolagem			
	Aterragem			
	Arremetida			
	Avião parado com motor(es) em movimento			
	Operações em terra			
	Em voo			
	Indeterminada			
X	SEÇÃO L -- CONDIÇÕES QUE CAUSARAM O ACIDENTE			
	ASSINALE TODAS APLICAVEIS			
	Aterragem forçada imediata			
	Aterragem de precaução			
	Falta de combustível			
	Falha do motor			
	Furto de			
	Não cumprimento de ordens técnicas			
X	Outra (cite) não observação dos instr. em decolagem noturna			
X	SEÇÃO M -- VIOLAÇÕES			
	ASSINALE TODAS APLICAVEIS			
	Procedimento irregular para rotagem			
	Falha no uso da lista de cheque			
	Voo baixo sem autorização			
	Violação de plano VXE ou IFR			
	Formação não autorizada			
	Outras (cite)			

(Continuação da Reconstituição do acidente ocorrido com a aeronave LV-AHR, em Campinas - Estado de São Paulo, no dia 23 de novembro de 1961).

A aeronave LV-AHR ao atingir 120 metros de altura, estava com 55 segundos desde o início da corrida e atingia, baseando também no voo do LV-AHU, a velocidade indicada de 170 kts. - Nesta situação, estava a meio caminho entre os 1000 mts da pista e os 1930 mts que vão da cabeceira II ao local do primeiro impacto. A pista III/32 de Viracopos tem 3000 mts e a saída da aeronave do solo deu-se na altura dos 2000 mts; entre este ponto e o local do primeiro impacto a distância é de 2930 mts. O ponto em que o LV-AHR iniciou a perda de altura, não pode ser calculado de maneira precisa, porém, poderemos considerá-lo a meio caminho entre os 2930 metros.

O cálculo de aceleração nos dá um ângulo de subida em função da altura alcançada.

No Comet II, ao se atingir o mínimo de 170 kts., o piloto comanda o Elevator Change Gear e esta unidade modifica a atitude de subida para um abaixamento do nariz do avião. O funcionamento da unidade está descrito no documento às pags. 20 e 21 (ver também pags. 22, 23, 24, 25, 26, 27 e 28). Ao ser comandada a unidade, de "Coarse" para "Fine", o nariz do Comet II baixa e faz-se necessário uma correção com o auxílio do compensador manual. Observando-se o croquis, nota-se que o avião bateu em linha de voo, donde conclui-se que, um pouco antes, o piloto notara a perda de altura, isto é, voltara a observar os instrumentos básicos em uma decolagem por instrumentos (horizonte artificial e climb) e corrigia a atitude da aeronave porém, tarde de mais, visto que os impactos já se sucediam. Os eucaliptos nos primeiros 120 metros estão cortados em plano horizontal e a proteção externa do radar, localizada no nariz do Comet II e que estava a 50 metros do primeiro impacto, corrobora a afirmativa de que o LV-AHR teve o primeiro impacto em linha de voo. Todos os impactos estão plotados no croquis e, no recobrimento foto, tem-se uma idéia exata da catástrofe. A 55 metros do primeiro impacto estavam as antenas do VHF. Elas ficam localizadas no infra-dorso e foram danificadas nos primeiros impactos. Isto impossibilitou qualquer transmissão para a torre.

O LV-AHR prosseguiu em impactos sucessivos até a altura dos 120 mts, onde conseguiu um ângulo de subida de mais ou menos 25 graus. Deste ponto em diante a cota do terreno é sempre negativa, diminuindo até o local do impacto final (vide croquis e curvas de nível). Evidencia o ângulo de subida, o fato de estarem os eucaliptos queimados de cima para baixo, pela ação dos gases na saída e, o contrapêso do profundor que, devido a cabrada, foi arrancado pelos impactos que se sucederam na cauda. O contrapêso está

(Continuação da Reconstituição do acidente ocorrido com a aeronave LV-AHR, em Campinas - Estado de São Paulo, no dia 23 de novembro de 1961).

va a 125 metros do primeiro impacto.

Na altura dos 145 metros, chocou-se com um eucalipto de maior porte, dando origem a fogo no "pod tank" da asa esquerda, sendo o primeiro clarão observado pelo operador da torre. Logo a seguir outro impacto, também com outro eucalipto, na altura do reator nº 1. Encontramos nesta parte do terreno, pedaços da fuselagem do "pod tank" e carenagens da asa esquerda. Estes impactos torçeram o eixo longitudinal do LV-AHR sem desviá-lo de sua trajetória. Nesta altura a aeronave tinha sua estrutura totalmente afetada e não obedecia mais aos comandos. O aileron direito que foi encontrado nos 205 metros, foi danificado nos primeiros 120 metros de impactos sucessivos. Devia vir pendurado, tendo caído somente ali. Após o impacto no reator nº 1, o avião começou a afundar e devido a cota negativa, foi tocar o solo na altura dos 313 metros (vide croquis e fotos). O eucalipto, nesta parte, está cortado em forma de plano inclinado até o solo. O avião, após tocar o solo, prosseguiu em impactos violentos e de arrasto, até chocar-se em um barranco, num grotão, havendo explosão e desintegração total da aeronave.

Em todo sentido de deslocamento encontramos pequenas partes do avião sendo que, nos primeiros 145 metros, todas as partes encontradas (vide croquis), indicavam ruptura por impacto e nenhuma apresentava indício de fogo.

Pelo que foi relatado, pelo que foi observado na área do acidente, pelo estudo de todos os documentos, pelo estudo de algumas partes do avião, pela análise do combustível (documento à pag. 29), pelo relatório do oficial investigador sobre o estado do reator suspeito (documentos pags. 30, 31, 32, 33, 34 e 35), pelo relatório da Hollis Royce (doc. pag. 35a,

pelos croquis, pelas fotos, pelo recolhimento fotográfico, pelo cálculo de aceleração e pelo estudo de todos os documentos desta IAA, conclui-se que: O ACIDENTE VERIFICOU-SE POR FALHA PESSOAL, caracterizada pela não observação dos instrumentos básicos, numa decolagem noturna (IFR).

A. P. D.

RELATÓRIO DO OFICIAL DE MANUTENÇÃO

SOBRE ACIDENTE AERONÁUTICO QUE ENVOLVA MANUTENÇÃO INADEQUADA, FALHA OU FALHA DO MATERIAL - PREENCHA ESTE FORMULÁRIO DE ACORDO COM O REGULAMENTO PARA O S.P.I.A. E OS MANUAIS DE INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES

SEÇÃO A - INFORMAÇÃO GERAL

1) DATA DO ACIDENTE 23 NOV 961	2) TIPO E MODELO DA AERONAVE COMET IV	3) MATRÍCULA DA AERONAVE LV - AHR	4) DATA DA ÚLTIMA REVISÃO DE 24 HS. 20 NOV 961	5) HORAS DA AERONAVE APÓS A ÚLT. REVISÃO DE 24 HS. 06:30
6) DATA DE FABRICAÇÃO DA AERONAVE 1959	7) HORAS TOTAIS 5.212:00	8) DATA DA ÚLTIMA REVISÃO GERAL ABR 1961	9) LOCAL ONDE FOI FEITA A REVISÃO GERAL AA. BERTIA	10) HORAS TOTAIS DEPOIS DA REVISÃO GERAL 2.212:00

SEÇÃO B - MOTOR

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)
1) N.º DO MOTOR	35155	35150	35119	35033				
2) HORAS DO MOTOR DESDE A ÚLTIMA REVISÃO GERAL	26:00	1929:00	201:00	234:00				
3) LOCAL ONDE FOI FEITA A ÚLTIMA REVISÃO GERAL	GLASGOW - Inglaterra							
4) HORAS TOTAIS DO MOTOR(ES)	Ignoradas							
5) N.º DE REVISÕES GERAIS FEITAS NO MOTOR	Ignoradas							
6) MODELO DA HÉLICE	- - - -							
7) HORAS DA HÉLICE DESDE A ÚLTIMA REVISÃO GERAL	- - - -							
8) MODELO DO MOTOR	AVON 524B				9) NÚMERO DE OCTANAS DO COMBUSTÍVEL JP-1 - Querosene			

SEÇÃO C - DESCRIÇÃO DA FALHA

Descreva aqui, tão detalhadamente quanto necessário, qual a parte do avião que falhou, entretanto, em parte do não era adequada, seu julgamento sobre a ocorrência e suas recomendações para uma ação preventiva adequada para prevenir repetições de ocorrências semelhantes. Tenha certeza ao relatar se foi alguma peça erro de manutenção ou pessoal que contribuiu para este acidente. Termine a descrição ao verso.

NÃO HOUVE FALHA MATERIAL

Vide relatório do Ten. Amorim (Oficial Investigador) e relatório da Rolls Royce.



MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA
QUARTA ZONA AEREA
QUARTEL GENERAL

C Ó P I A

DE HAVILLAND 106 COMET-A - MATRICULA: IV-AHR

Monoplano terrestre metálico a reação, tetramotor, triciclo, retrátil.

Envergadura 35 mts.
Comprimento 34 "
Sup. Alar 197 m²
Peso Vazio 33.310 kgs
Peso Total 71.669 kgs

Nº de Serie - Planador 6130

Ficha de entrega - 10 de março de 1960.

Ficha de Inspeção Nº 4 - de 17 a 14 de março de 1961.

9 a 16 de abril de 1961.

Ficha de Inspeção Nº 3 - de 03 a 09 de outubro de 1961.

Complemento A (90 ha) 11 de novembro de 1961.

Pre-voo dia 22 de novembro de 1961.

PLANILLA DE CAMBIOS DE ACCESORIOS

AVION LV-AHR

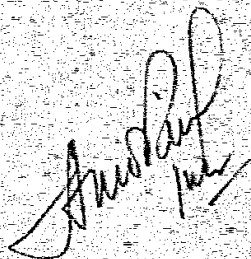
MOTOR No 1 P.V. RAM - Série KE 2509/R CAMBIADO EN
 No 35155 P.U.C. " B 2538/LR LONDRES

9-11-61

MOTOR No 2 P.V. RAM - Série KE 2012/R
 35150 P.U.C. " B 2663/R

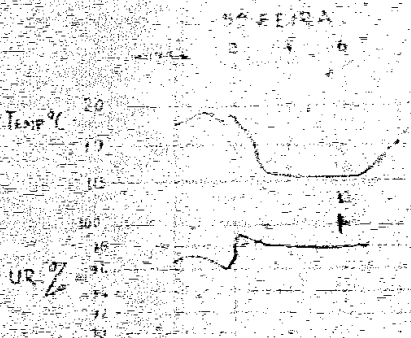
MOTOR No 3 P.V. RAM - Série KE 2272/R
 35119 P.U.C. " B 3327

MOTOR No 4 P.V. RAM - Série KE 2131/R
 35033 P.U.C. " B 1920/LR



ACROPORTO DE VITACÓPOS EM CAMPINAS

ESTAÇÃO METEOROLÓGICA



DIA...27 DE NOVEMBRO DE 1961

HORA - LOCAL

OP. SERVIÇO. 25 JCS3 NUNDES PING

HORA ACIDENTE: 02:01 (05:02)

TEMPERATURAS	HORA	UMIDADE RELATIVA
19,4	06:00P	55
19,0	08:00P	65
19,0	08:00P	55
20,0	18:00P	50
17,6	05:00P	55

DADOS TÉCNICOS DO HIETERMÓGRAFO

1 - GRÁFICO APRESENTA TRAÇADO DISCREPANTE DEVIDO:

- A). BOMBAZES GENERALIZADOS, RECALANDO SEMPRE ONDECE DETERMINADAS VARIÁVEIS; DURANTE A MONTAGEM, O GRÁFICO FORNECE VALORES MAIS BAIXOS; (MÉDIA - 1º GRAU); PATEMTE ATRASO E ADIANTAMENTO DO SISTEMA DE REGULAÇÃO; DURANTE O FUNCIONAMENTO DAS TURBINAS, COM TEMPOS FAVORÁVEIS AO ARRIO METEOROLÓGICO, TEMPERATURA DO AR PELO TERMOMETRO SECO E PELO TRAÇADO SÃO PARIAS DEVIDO AO AQUECIMENTO NA SUPERFÍCIE; VIBRAÇÕES EXTERNAS (VIBRACIONES DE AEROPORTO ETC.); IMPUREZAS QUE ULTRAPASSAM A MANUTENÇÃO PERIÓDICA, POR SE ACHAR LOCALIZADO EM ÁREA DE TRÁFEGO DE AERONÁVES ETC.

2 - LEITURAS DAS TEMPERATURAS SÃO FEITAS ENTRE 10 e 15 MINUTOS ANTES DA HORA CHEIA.

3 - COMO MEDIDA DE SEGURANÇA FOR DADA A TEMPERATURA NA HORA DA DECOLAGEM DE 21 GRAUS (VINTE E UM).

CAMPINAS, 25 DE NOVEMBRO DE 1961.

(2) JOSÉ SANTOS CARVALHO PINGO - SO

Chefe de OF

MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA
DIRETORIA DE ROTAS AÉREAS

OBSERVAÇÕES METEOROLÓGICAS À SUPERFÍCIE
REMESSA MENSAL À D.R. E AO S.R.

A HORA LEGAL CORRESPONDE
PARA CONVERTER A T.C.G.
ALT. DA CUBA DO BARÔMETRO

TIPO	HORA LOCAL	DIR. DE VENTO	VENTO		VIBR.	CONDIÇÕES GERAIS DO TEMPO	NUVENS								ALT. METEO. (75)	T		
			VEL. (10)	VEL. (15)			GEN. (1)	TIPO (2)	ALT. (3)	GEN. (4)	TIPO (5)	ALT. (6)	GEN. (7)	TIPO (8)			ALT. (9)	
H	0600	S	20	10	20km		3	CU	600	7	AS	2100					109	19
H	0700	E	150	6	20km		2	CU	600	6	AS	2100					105	19
L	0800	E	350	15	20km	CHV LEV INT	7	SC	400	8	AS	2100					132	19
H	0900	E	320	15	20km	CHV LEV INT	6	SC	400	8	AS	2100					134	19
H	1000	E	320	5	20km	CHV LEV INT	5	SC	400	8	AS	2100					130	20
H	1100	E	90	4	20km	CHV LEV INT	3	ST	400	8	AS	2100					123	20
H	1200	E	90	6	20km	CHV LEV INT	3	ST	400	8	AS	2100					122	20
H	1300	E	120	12	20km		8	AS	2100								119	20
H	1400	E	90	5	20km		6	SC	1800	5	AS	2400					127	21
H	1500	E	80	3	20km		2	SC	1600	8	AC	2600					132	21
H	1600	S	70	9	20km		1	SC	1500	3	AC	2600	5	AC	3200		133	21
H	1700	B	20	3	20km		7	AC	3200								132	21
H	1800	B	20	3	20km		1	CU	800								125	21
H	1900	B	20	3	20km		2	CU	900	3	AC	3600					121	21
H	2000	B	20	3	20km		1	CU	900								110	21
H	2100	B	20	3	20km		1	CU	900								100	21
H	2200	B	20	3	20km		1	CU	900								097	22
H	2300	B	20	3	20km		4	CU	1000								103	22
H	0000	B	20	3	20km		3	SC	1000								103	22
H	0100	L	C	0	20km		1	CS	600	6	SC	1800	8	CS	6000		118	22
H	0200	L	C	0	20km	CPG	4	SC	1800								114	22
H	0300	L	C	0	20km	CPG	4	CS	600								129	22
H	0400	B	C	0	20km		4	SC	900	6	CS	6000					120	22
H	0500	B	C	0	20km		6	SC	1600	8	CS	6000					120	22
H	0600	B	C	0	20km		6	CS	6000								123	22

SUMÁRIO DO DIA - (DE MEIA NOITE E MEIA NOITE, HORA LEGAL)

INÍCIO DO DIA 0514 - FIM DO DIA 1837

TEMP. MÁX. 26,7 - mín. 14,0 - média 18,2 - máx. 26,7 - mín. 06,8

PRECIPITAÇÃO TOTAL (MILÍMETROS) 06,8

HORAS E MINUTOS DE NEVOEIRO

VEL. MÁX. VIT. 15 - média 33,0 - máx. 92,4 - mín. 0

OBSERVAÇÕES COMPLEMENTARES

CLASSE DE NEV. (1)	NEV. (2)	TEMP. MÁX. (3)	TEMP. MÁX. (4)	TEMP. MÁX. (5)	TEMP. MÁX. (6)	TEMP. MÁX. (7)	TEMP. MÁX. (8)
0600	7	26,7	19,0	9,3	x	x	x
1200	068	26,7	18,3	7,5	x	x	x
1800	068	26,7	22,7	11	x	x	x
2400	068	31,6	26,1	7,7	x	x	x
0000	000	27,1	22,8	8,8	x	x	x

AO MERIDIANO DE 72° W
 DE 3 HORAS
 6345 METROS (N.M.M.)

ESTAÇÃO *ESTACIONAMENTO*
 LATITUDE 22° 15' S LONGITUDE 52° 00' W
 DATA 23 DE ABRIL DE 1967

OBSERVAÇÕES

OBSERVAÇÕES	PREF. NIVEL DO MAR (m) (1)	PREF. NIVEL DO PNE (m) (2)	DIR. DOS NUVENS			TEMP. PNE (3)	DIR. V. (4)	V. (5)	TEMP.		INDIC. DO CERRADO (6)
			(7)	(8)	(9)				AR. (10)	DO. (11)	
	357	357	20	W					19.4	18.4	SKC
	354	354	24	W					19.6	18.4	SKC
	378	378	24	W					19.0	18.2	SKC
<u>ACCIDENTE COMET 4 01/11-4NR</u>	350	350	34	W		3	15	19.0	18.3	SKC	
	376	376	34	W					19.0	18.1	SKC
	370	370	34	W					19.0	18.0	SKC
	363	363	34	W		8	11	19.6	18.8	HRB	
	362	362	34	W					19.1	18.1	SKC
	374	374	W	NEW		3	09	19.7	20.5	CCC	
	378	378	W	NEW					19.2	19.9	CCC
	370	370	W	NW	NW				18.0	17.2	CCC
	375	375	NW			8	06	19.7	19.7	CCC	
	372	372	NW						19.0	18.4	CCC
	368	368	N	NW					19.4	18.3	CCC
	358	358	N			7	23	19.6	19.2	CCC	
	349	349	N	NW	NW				19.6	19.3	CCC
CB NINE	350	350	N						19.6	18.3	CWA
CB NE/NW	350	350	N						19.1	17.6	CWD
CB NE/NE	350	350	N			6	03	19.1	17.6	CWD	
CB S	360	360	NE	NE	E				19.9	18.8	CWA
CB N-NE-S	340	340	NE			3	23	19.1	17.1	CWA	
CB N-NE/S	370	370	SW						19.2	17.1	CWA
	370	370	SW	SW	SW				17.7	17.8	CWA
	370	370	SW			3	05	19.2	18.3	CWA	

Handwritten signature and notes:
 1967
 1967

PAG 13

SINÓTICAS			OBSERVAÇÕES				SINÓTICAS		CODIFICADAS			
N	DIR	IND	TEMP	DIR	TEMP	DIR	TEMP	TEMP	DIR	TEMP	DIR	TEMP
			1111	NESE	56609	WV 19	1542K	12315			86613	88657
			8729	52215	70014	WV 24	1537K	14329	70718		85670	88358
			8729	23318	70021	WV 32	18513	18723			81630	
			8729	42213	70111	WV 24	19508	20383	70022		81420	

CONTINUAÇÃO DO COMPLETO COM O ORIGINAL NA PÁGINA 14
 B.O.

AEROLINEAS ARGENTINAS

EMPRESA DEL ESTADO

VUELO AER 322/R - 95/23 DE VIRACOPOS A PIARCO RUTA DIRECTA

DE	A	IDENT	REC	Altura Seguridad	Altura Presión	Pres. al Comenzar C. Seguridad	Desnivel Temp. Stand.	VENTO	Desnivel Esperado	Barra
71.500										
VIRACOPOS	TOC	AP2	ABC	71.000	+18	340 10	3370	00
	# NDB SBON	UL	235	6.5	32.0	67.550	+14	320 10		100
	# NDB SBBB	BR	210	6.5	32.0	67.430	+13	180 10		100
	120 00'8	4.5	32.0	65.470	+13	160 10		00
	070 30'8	4.5	32.0	62.670	+13	1 60 10		00
	# NDB SH	SH	270	4.5	32.0	59.940	+13	1 60 10		00
	L. FIR MLAK	6.5	32.0	5 7.140	+13	160 10		00
	# NDB MLAK	VRL	356	6.5	32.0	5 8.320	+13	160 10		00
	# AMAGURO	ATV	305	4.5	32.0	5 1.870	+14	220 25		100
	TOC	4.5	32.0	5 0.410	+14	220 25		100
	MEPP	TOC	382	D8C	D8C	49.710	+19	100 10		200

32.0 FT. = 9.750 Mts
~~.....~~
~~.....~~

49.410 SALIDA DEL SOL
 49.0-18 SHPP
 48.460 MEPP

DISTANCIA BALANCEADA AL DEP -

TIPO CRUCERO ~~.....~~ *Aerona Construc. 0,75% Mts*
 RWY 14/32 Long. 3.000 Mts Temp. C°
 W CALM Comp. PWD. 72,575 %
 V₁ 100 IAS K. V₂ 2.240 Mts V₃ 131.5 IAS.

P. S. C. 40.188 Kgs.

ALTERNATIVA: TREPADA HASTA 31.000 Ft.

MEPP	100 SH	5.0	31.0	49.010	+19	100 10	036	201
	MEPP (SWEAUEL) Bretbacs	VTV	345	3.0	D8C	+19	100 10	036	201

PLAN DE VUELO

BASE: - SAN PABLO

COMTE ROBERTO MORLA

AVION 47-422

FECHA 25-1-60

Fecha Vuelo	Cucheta Mayor	Samba Mayor	I.A.S.	Compart.	Vuelo Terrest.	Distancia	Tempo	Combustible Esperado KGS	Distancia Actual	Combustible Realizado	E.T.O.	Horas Real.	Tempo Real
337 0130	370	373	-10	303	189	0132	3500	1999	27300				100
336 0130	369	363	-10	433	9	0100	70	1990	27230				98
336 0130	369	363	+10	453	215	0120	1960	1773	25270				98
337 0120	369	363	+10	453	300	0140	2000	1671	22470				98
337 0110	368	363	+10	453	255	0139	2730	1178	19740				120
337 0100	367	363	+10	453	305	0140	2000	873	16940				07300
337 0100	367	363	+10	453	300	0140	2000	973	16140				98
337 0090	366	363	+10	453	277	0137	2470	295	11670				L.FIN
336 0080	366	363	-20	419	162	0123	1440	131	10210				BLAN
336 0080	366	363	-20	419	80	0121	700	54	9510				AMC
337 0080	367	310	+6	320	54	0110	3000		9210				TCO
													1037

Total Hasta 50,000 ft. en Zona Aeron.

Descenso Hasta 1000 ft. Sobre Destino

Aproximacion Final y Atarizaje

Total Hasta Destino

Reserva

Espera a

Total Esquero

Corporo e Peticion Carga

Total a Bordo

51022000

0100 400

51123000

1100 7000

0197 30000

0110 1200

7000

Reserva a 1,000 ft. Sobre Destino

Peso de Despague 71,000

Peso Calculado Pil. 71,500

Diferencia - 500

Combust. A Bordo 21,000

Comb. Total a Cargar 30,000

Fecha Vuelo	Cucheta Mayor	Samba Mayor	I.A.S.	Compart.	Vuelo Terrest.	Distancia	Tempo	Combustible Esperado KGS	Distancia Actual	Combustible Realizado	E.T.O.	Horas Real.	Tempo Real
336 0090	0470		-5		100								
336 0100	0480		-5		89	0139	2500						

[Handwritten Signature]

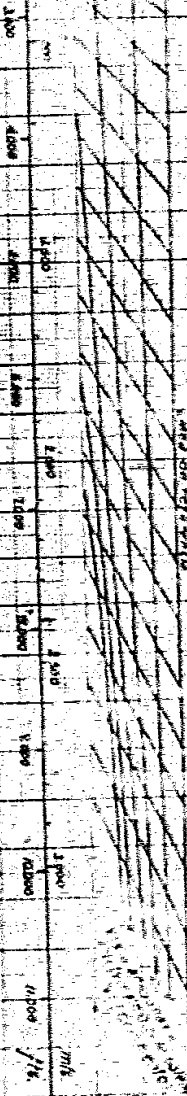
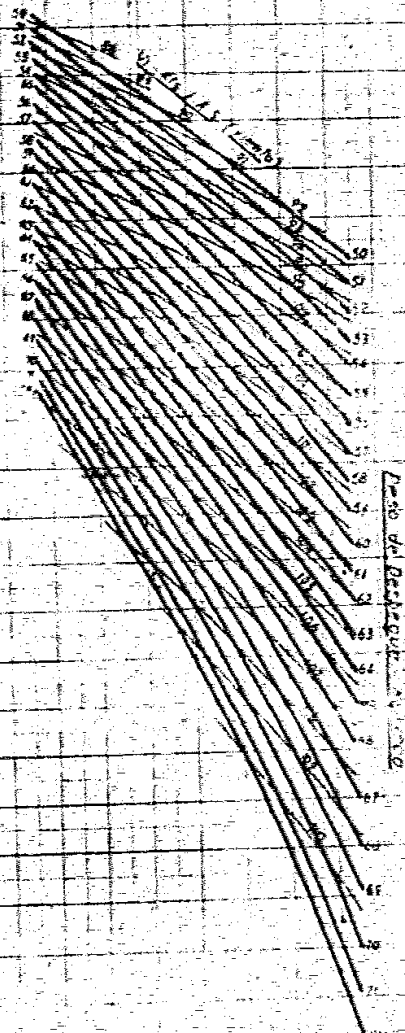
Temperatura SC

Viento AAE
centígrados

GRÁFICO PARA DETERMINACIÓN DE

ángulos máximos de desviación
de ángulos de salidas y de llegada
de heliofilos 1/12

DISTANCIA MÁXIMA DE DESVIACIÓN



[Handwritten signature]
200-111

Temperatura SC

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
100	90	80	70	60	50	40	30	20	10	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90

Distancia Máxima de Desviación - Miles

INSTRUCCIONES PROVISORIAS COMET-IV

CAPITULO I

- GENERALIDADES -

1.1 - CARACTERISTICAS PRINCIPALES.

1.1.1 - Limitacion es estructura las

1.1.1.1. - Los pesos máximos de operación son:

- a) PESO MAXIMO DE DESPEQUE 72.575 Kg. (160.000 lb.)
- b) " " DE ATERIZAJE 52.518 Kg. (116.000 lb.)
- c) " " SIN COMBUSTIBLE 43.998 Kg. (97.000 lb.)

TANQUE NO	CANTIDAD	UBICACION	CAPACIDAD TOTAL	CAPACIDAD USABLE
1	1	Central	7.303	7.274
2	2	Ala	2.870	2.863
3	2	Ala	5.094	5.080
4	2	Ala	3.041	3.019
4 A	2	Nacala (Pod Tank)	1.574	1.567
TOTAL			32.461	32.332

1.1.3 - COMBUSTIBLE A UTILIZAR. - El combustible a utilizar en nuestros Comet-4 es el JP-4. En ningun caso debiera utilizarse JP-4.

1.1.4. - Capacidad de aceite : Capacidad total : 7,5 galones USA
Capacidad usable : 4,2 galones USA

1.2 - LIMITACIONES DE VELOCIDAD

- 1.2.1 - VNE (NEVER EXCEED SPEED) : ~~XXXXXXX~~ 300 Kts IAS ó 0,78 M. el menor de los dos. Para propósitos de familiarización de tripulación exclusivamente ~~XXXXXXX~~ puede operarse hasta 0,81M.
- 1.2.2 - VNO (NORMAL OPERATING SPEED) 270 Kts. IAS.
- 1.2.3 - MCO (NORMAL OPERATING LIMIT MACH NUMBER)

el número Mach límite de operación normal es función del peso y la altura, pero nunca será superior a 0,75, indicados (Ver grafico 19). En el ejemplo mostrado a una altura de 36.400 ft y un 132.000 lb. correspondiente a 0,73. No debe volarse a 1 avión en ninguna combinación de pesos y alturas por encima de la línea de 0,66 Mnd.



MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA
QUARTA ZONA AÉREA
QUARTEL GERAL

[Handwritten signature]

COMET 4

RELATÓRIO DE FUNCIONAMENTO DA UNIDADE RESTRITORA DE AMPLITUDE DO PROFUNDOZ (ELEVATOR CHANGE GEAR).

1. DESCRIÇÃO - A unidade restritora da amplitude do profundor, é um dispositivo mecânico acionado eletricamente, cuja função, é limitar o curso do profundor para 54% de seu movimento total. Como medida de segurança, a unidade é construída com duplo sistema independente, com dois motores elétricos, para atender a emergências. Conectado à unidade, existe um transmissor de posição para indicação do instrumento no painel central. Vide foto anexo. O comando do dispositivo elétrico é localizado na cabine de pilotagem, possuindo uma chave de duas posições (Coarse e Fine), existindo ainda, uma chave-freio para mudança de sistema, em caso de colapso de um motor elétrico. Esta micro-chave acionará o outro motor elétrico, também acoplado ao sistema mecânico (unidade restritora do profundor).
2. FUNCIIONAMENTO E FIDELIDADE - A unidade restritora de amplitude do profundor é localizada na cauda do Comet 4, entre a unidade servo (unidade hidráulica) e os profundores. A unidade é acoplada aos comandos normais de profundor. O comando elétrico acionará um eixo cardan que, através de um mecanismo de transmissão, modificará o braço de alavanca das hastes de comando, provocando, dessa forma, a variação do curso do profundor. Na posição "grosso" (Coarse) amplitude total e, na posição "fino" (fine) restrição de 46% de curso total, isto é, restringe para 54% seu movimento.
3. EMPREGO - A unidade restritora de amplitude do profundor é acionada pelo piloto e o tempo de mudança de "coarse" para "fine" é de 12 segundos o tempo normal, sendo prevista uma tolerância máxima de até 22 segundos. A deceleração é feita em "coarse" e é comandada para "fine" depois que a aeronave atinge 1700 Kt no mínimo. A unidade quando comandada para "fine", modifica a atitude da aeronave da seguinte forma: volante de acionamento do compensador aquém da posição "NEUTRO", nariz para baixo; volante de acionamento do compensador, além da posição "NEUTRO", nariz para cima. Esta situação é sempre mais acentuada, quanto menor for a velocidade. Quando a aeronave está entre 100 e 200 Kt (velocidade indicada no M

(Continuação do relatório de funcionamento da unidade restritora da amplitude do profundador (Elevator Amplitude Limit).

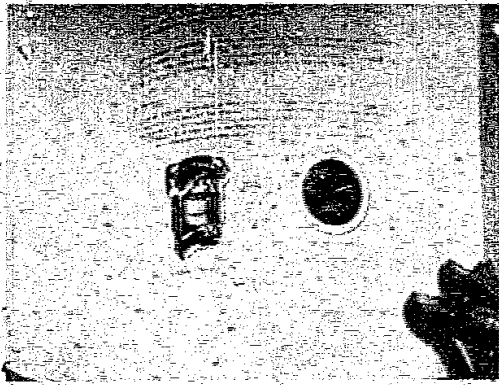
Manual para se determinar a amplitude, o piloto inclina um elevadormente para de nariz para cima, o piloto corrige este comando manual de compensador.

O relato é baseado em estudos do Manual de Manutenção do Comandante e ensaio de Rego de XV-414 (Unidade restritora de amplitude do profundador). Verificou-se que ligada a uma porta fechada, a Unidade, que estava na posição "Wine", mudou automaticamente para a posição L/R. Isto acontece a posição em "Wine" ~~.....~~ ~~.....~~ isto é, se a unidade tivesse um comando "Course" no teste, ela passaria para "Wine" visto as transmissões, eixos, etc., estarem encadeados. Foi constatado que a Unidade estava na posição "Wine", e não a porta retinha os escópios de XV-414.

O relato acima baseia-se nos estudos do Manual de Manutenção, verificação da Unidade e no ensaio de Rego (posição "Wine") e ensaio da mesma pelos Oficiais do Arco.

Amorim Rego
 AMORIM DA SILVA AMORIM REGO
 1º Ten. Av. - Secretário

Henrique
 HENRIQUE
 2º Ten. Esp. Av.



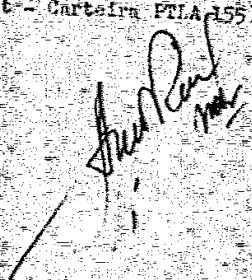
- C O P I A -

"ELEVATOR CHANGE GEAR" tem por objeto cambiar a relação de magnitudes do movimento do elevador de maneira tal que o piloto, quando voar com velocidade superior a 200 Kts não poderá fazer movimentos exagerados no elevador, impedindo o chamado "over control" para evitar esforços extraordinários à estrutura do avião. O movimento do elevador fica limitado a 54% do total. O mecanismo tem um switch duplo uma seção para passar de grosso a fino, a outra para usar com servo Normal ou Emergência. Tem no painel um instrumento indicador de posição, uma luz vermelha que faz o alarme do mecanismo em Fino quando o trem de aterragem está baixo e travado.

Além, tem incorporado o chamado Match-Switch cuja função é que ao passar a velocidade do avião 0,77 da velocidade do som desconecta o piloto automático; faz cabrar o avião com um movimento do elevador de 51 minutos de arco para reduzir velocidade e mais põe em funcionamento uma buzina de alarme.

a) A.E. AGUIRRE

(Cmt Aguirre - Aerolíneas Argentinas
- Instrutor Comet - Carteira FTLA-155)



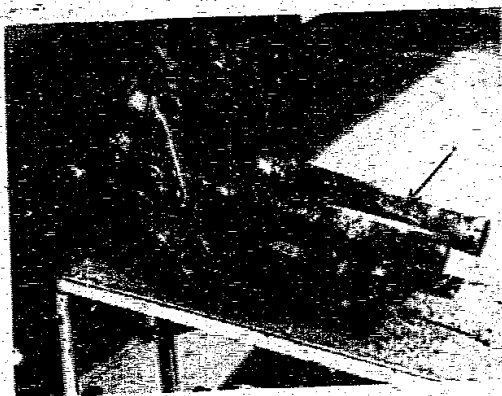


FOTO 1 - Elevator James Earl

Esta é a unidade que limita o curso de ascensão. A seta está ligada ao comando elétrico e a seta vermelha o comando que atua sobre a unidade servomotores hidráulica.
A seta está no plano horizontal, indica as duas bobinas elétricas.

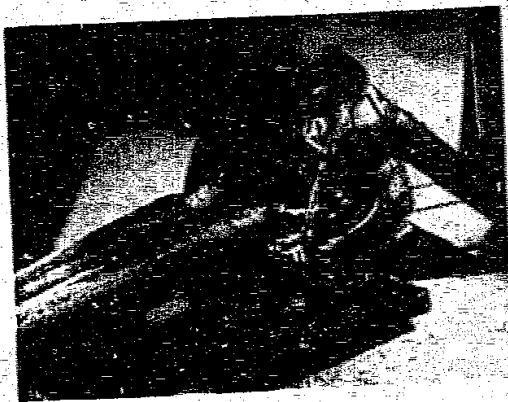


FOTO 2 - Vista foto nota-se F. (Foto). F. (Foto) e ao lado da unidade até uma vista a unidade está a unidade visto relacionado ao F. (Foto).

DE HAVILLAND
COMET 4
CREW'S NOTES

GENERAL HANDLING

AIRCRAFT HANDLING :

Control handling

CAUTION : WHEN OCCUPYING THE PILOTS' SEATS, PILOTS MUST BE STRAPPED IN AT ALL TIMES. WHEN A PILOT IS GETTING INTO OR OUT OF HIS SEAT, THE OTHER MUST GUARD THE CONTROLS AGAINST INADVERTENT MISHANDLING.

Control loads on the ground are those imposed by the control spring struts. The forces which a pilot must apply to overcome them are :

Elevators ... 'break out', 11 lb. ... at full deflection, 90 lb.
Ailerons ... 'break out', 10 lb. ... at full deflection, 18 lb.
Rudder ... 'break out', 40 lb. ... at full deflection, 140 lb.

During take-off, elevator stick forces are approximately the same as when the aircraft is static but as speed rises after take-off, the q-feel unit incorporated in the elevator control circuit provides an increasing elevator stick force as shown in Table 1.

TABLE 1
EFFECT OF Q-FEEL UNIT
ON ELEVATOR STICK FORCE

I. A. S. - knots	Stick force for 1g increment lb., at a mean weight and c. g.
150 COARSE GEAR	55
200	80
250 FINE GEAR	85
275	100

The elevator break-out force remains approximately the same in flight as when on the ground.

Control forces for ailerons and rudder are the same in flight as on the ground. In order to limit the loads applied to the aircraft, the aileron servodynes are designed to stall progressively at speeds above 125 knots I. A. S. Thus the angle through which the spectacles can be moved decreases with increasing I. A. S. This does not impose any limitations on aircraft handling and the rate of roll is more than adequate at all speeds. The ailerons are used in a conventional manner.

It must be emphasized that a change in technique is needed for smooth control on the elevators except when large movements are required, as during take-off and landing. In climb, cruise and descent normal practice should be reversed, i.e., the trim wheel should be used to adjust elevator setting and not the stick. The elevator movements required at the higher speeds are so small that flying the aircraft with the stick will tend to result by slight over-control with consequential discomfort in the cabin. As far as possible the aircraft should be allowed to fly itself to produce optimum results.

The use of rudder is not necessary for normal flying. It need only be used during take-off, approach and landing and then only in turbulent conditions or to counteract drift. In the event of engine failure, use of rudder may be necessary to hold the aircraft straight until trim adjustment is made. Rudder movement is limited automatically at speeds above 185 kt. I. A. S.; full movement is restored when the speed is reduced below 160 kt. I. A. S.

DE HAVILLAND
COMET 4
 CREW'S NOTES

The yaw damper is switched on after take-off and used during flight and for landing. This unit, which acts on the rudder alone, automatically applies the correct amount of rudder for a given application of aileron. It also eliminates Dutch roll at altitude and any tendency to yaw in turbulent conditions.

Use of elevator gear change

All flying other than take-off, approach and landing should be done in FINE gear. During the change-over there is a progressive nose-up trim change followed by a similar trim change nose-down. The residual trim change is zero when the elevator is trimmed with the indicator NEUTRAL. At other trim positions the following residual trim changes occur, the amount increasing proportionally to the amount of trim:

	COARSE TO FINE	FINE TO COARSE
Indicator FORWARD of NEUTRAL	Nose up	Nose down
Indicator AFT of NEUTRAL	Nose down	Nose up

The maximum speed for flight in COARSE gear is 200 knots I.A.S. Minimum speed for flight in FINE gear is normally 170 knots I.A.S. The auto pilot must be disengaged before changing from FINE to COARSE with flaps up in order to avoid considerable change in pitch due to cutting out of the auto-pilot. Refer to ARRIVAL for use of the auto pilot during coupled approaches.

*NOTE: If the gear change mechanism fails it is possible to land in FINE gear. If the aircraft has to be flown in Coarse gear at speeds above 140 knots, even greater care must be taken when manoeuvring to reduce the likelihood of overstressing the airframe, because of the lighter attack forces.

Stability and trim change

The inherent stability is good under all conditions, although the possible rapid changes of height mentioned under FLIGHT HANDLING (Cruising) may be mistaken for lack of stability in pitch.

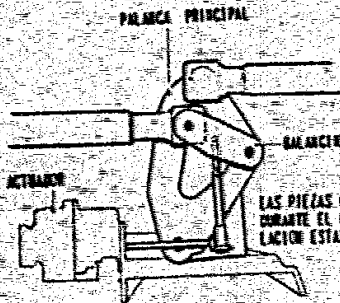
The trimmers are fairly sensitive in action although they may appear to have some slight time lag in operation before their effect is felt as they do not act on the controls themselves.

Trim changes: The following trim changes will be observed:

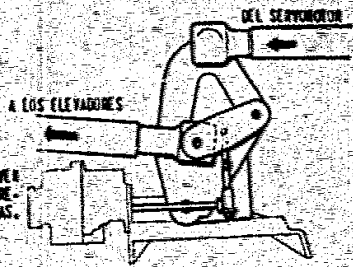
- Landing gear UP - Slight NOSE UP
- Landing gear DOWN - Slight NOSE DOWN
- Flaps UP - Slight NOSE DOWN
- Flaps DOWN - Slight NOSE UP
- Airbrakes IN - Slight NOSE DOWN
- Airbrakes OUT - Slight NOSE UP
- Power increase - NOSE UP
- Power decrease - NOSE DOWN

The full range of throttle movement, power on to power off, gives a moderate trim change but the stick forces involved are never more than 40 lb. under normal conditions.

- *NOTE: 1. A moderate NOSE UP trim change will occur if the flaps are lowered to 20 deg. with the airbrakes OUT.
2. The flaps must never be lowered more than 30 deg. with the airbrakes OUT as severe buffet will be felt.



UNIDAD EN POSICION PARA MOVIMIENTO NORMAL



UNIDAD EN POSICION PARA MOVIMIENTO REDUCIDO

LAS PIEZAS QUE SE MUEVEN DURANTE EL CAMBIO DE REGULACION ESTAN SOBRECARGADAS.

TIPES DE MOVIMIENTO NORMAL (DOS POR CADA UNIDAD)

NOTA: LA UNIDAD SE VE EN POSICION PARA MOVIMIENTO NORMAL.

TUBOS ACTIVADORES CONECTADOS A LAS PALANCA PRINCIPALES DEL ELEVADOR

APUJOS PARA REGULAR MOVIMIENTO NORMAL

ACTUADOR ELECTRICO DUPLICADO

APUJO PARA REGULAR MOVIMIENTO REDUCIDO

APUJOS PARA REGULAR MOVIMIENTO REDUCIDO

TIPES MOVIMIENTO REDUCIDO (DOS POR UNIDAD)

PUNTO DE GIRO DE PALANCA PRINCIPAL

GATO

APUJO DE REGULAR NEUTRAL

BANCA DE REGULAR NEUTRAL

BIROINTERRUPTOR DE CORTE DE PILOTO AUTOMATICO

PALANCA PRINCIPAL DERECHA

PALANCA PRINCIPAL IZQUIERDA

TUBOS ACTIVADORES CONECTADOS A LA UNIDAD SERVIDORA

BALANCI OPERADO POR EL GATO

INTERCONEXION DE ARTICULACION

INTERCONEXION DE PALANCA

PUNTO DE GIRO BALANCI

LEVA DE MICROINTERRUPTOR

TRANSMISION DE POSICION (OPERA EL INDICADOR CENTRAL EN PANEL CENTRAL DE INSTRUMENTOS)

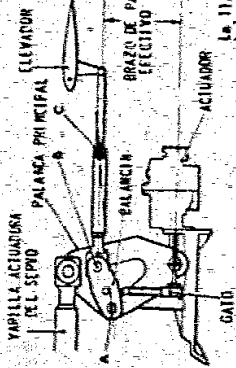
BIROINTERRUPTOR DE COMPENSACION AUTOMATICA

INTERCONEXION DE ACCIONAMIENTO

LEVA DEL MICROINTERRUPTOR

adelante

OPERACION DE LA UNIDAD DE CAMBIO
CORRECCION EN NEUTRAL

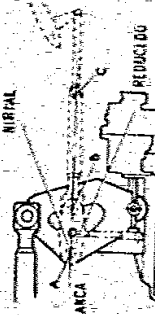


La llave se coloca en "N". El actuador mueve al balancín en un arco hacia abajo en torno a "A". Cuando este se acerca a "A-C" los elevadores se mueven hacia arriba. Cuando se pasa debajo de "A-C" los elevadores se mueven hacia arriba a su posición original.

NORMAL

CAMBIO DE AMPLITUD DE NORMAL A REDUCIDA

EFFECTO EN LA COMPRESION



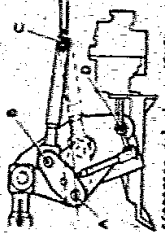
REDUCIDO

COMPRISION DESPUES DE LA OPERACION EN NORMAL

COMPRESION AUTOMATICA

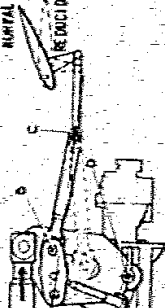
LOS AJUSTES DE ELEVADOR SIN ESTARADOS PARA INICIAR

CORRECCION DELANTE DE NEUTRAL



REDUCIDO

CORRECCION DETRAS DE NEUTRAL

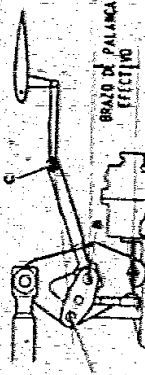


REDUCIDO

Al cespar delante de NEUTRAL la palanca principal oscila a la izquierda en torno a "D". La cilindrada oscila a la derecha en torno a "D" con un efecto opuesto en el mecanismo de cambio de amplitud. Los elevadores no vuelven a su posición original.

CORRECCION DELANTE DE NEUTRAL
Los cambios de corrección son Normal a Reducido; Mariz Arriba y Reducido a Normal; Mariz Abajo

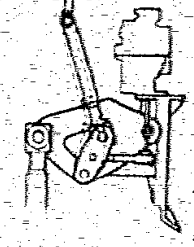
CORRECCION DETRAS DE NEUTRAL
Los cambios de corrección son Normal a Reducido; Mariz Abajo y Reducido a Normal; Mariz Arriba



BRAZO DE PALANCA EFECTIVO

Para cambiar de reducido a normal, se levanta el resorte del actuador y balancín. Los alfileres se mueven de nuevo hacia arriba. Luego hacia abajo, hacia su posición original.

REDUCIDO



CORRECCION AUTOMATICA
REDUCIDO

Una velocidad excesiva hace que los contactos de los reflectores "B" y "C" aprietan el actuador principal haciendo ligeramente al balancín de posición reducido hasta que el movimiento de actuador se detiene por el interruptor de corrección. Automáticamente elevadores se elevan ligeramente. Cuando velocidad disminuye los contactos se abren y el actuador vuelve el balancín a la posición reducida. Los elevadores se mueven p/abajo.

FIGURA 2 - FUNCIONAMIENTO DE LA UNIDAD DE CAMBIO DE AMPLITUD DE MOVIMIENTO DE LOS ELEVADORES

VALVULA ACTIVADORA DE INTERCOMUNICACION DE PILOTO AUTOMATICO

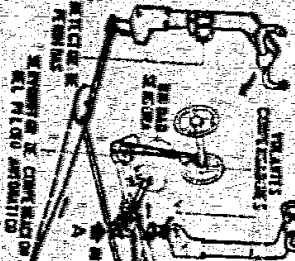
CONEXION CON LA LINEA DE ENERGIA



MANEJO A RESORTE

CONEXION CON EL CABLE DE CABLEADO DE LA VILLA NEVOIDA

DEVALLE A MEDIDA CON RESORTE



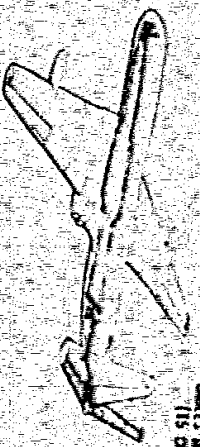
ARMADILLO AUTOMATICO A RESORTE

ACTIVACION A RESORTE

CABLES DE CABLEADO (15 CRT)

COMPLETO CON RESORTE Y LE DE PULSA

TRAYECTORIA COMPENSADORA
MEMBRANA
SE ENCONTRA EN CONTACTO CON EL PILOTO AUTOMATICO



NO SE DEBE INTENTAR LA REPARACION EN EL ELEVADOR ANTES DE TENER LOS COMPONENTES EN TIPO. SE ESTAN CONSERVANDO.

INDICACION DE CAMBIO DE CABLEADO DE REACCION EN EL PANEL DE CONTROL DE PILOTO



INDICACION DE CAMBIO DE REACCION DE SIMULACION EN EL PANEL DE CONTROL DE INSTRUMENTOS DE PILOTO.



CILINDRO ACTIVADOR SECUNDARIO

SEÑAL DE PILOTO

CABLES DE CABLEADO (15 CRT)

VALVULA DE CAMBIO DE DIRECCION (DE APERTURA NORMAL)



VALVULAS DE CAMBIO DE DIRECCION
CONTRAPESOS

VALVULA CON RESORTE

Handwritten signature

Shell

TEST REPORT-SHELL AVIATION TURBINE FUEL (AVTUR)

NAME: **[REDACTED]**
ADDRESS: **[REDACTED]**

DATE: **03.11.61**
TIME: **11.1.61**

TESTING ORGANIZATION: **[REDACTED]**
TEST NUMBER: **[REDACTED]**
TEST TITLE: **[REDACTED]**

TESTING LOCATION: **[REDACTED]**

TESTING EQUIPMENT: **[REDACTED]**

TESTING CONDITIONS: **[REDACTED]**

TESTING RESULTS: **[REDACTED]**

TESTING CONCLUSIONS: **[REDACTED]**

TESTING RECOMMENDATIONS: **[REDACTED]**

TESTING APPROVAL: **[REDACTED]**

TESTING SIGNATURE: **[REDACTED]**

TESTING DATE: **[REDACTED]**

TESTING TIME: **[REDACTED]**

TESTING LOCATION: **[REDACTED]**

TESTING EQUIPMENT: **[REDACTED]**

TESTING CONDITIONS: **[REDACTED]**

TESTING RESULTS: **[REDACTED]**

TESTING CONCLUSIONS: **[REDACTED]**

TESTING RECOMMENDATIONS: **[REDACTED]**

TESTING APPROVAL: **[REDACTED]**

TESTING SIGNATURE: **[REDACTED]**

TESTING DATE: **[REDACTED]**

110014

0.002

+ 21

138

173

104

111

11

103

9.3

9.7

1.0

106

101

11

11

11

11

11

11

11

11

11

11

11

11

11

See Standard for Fueling of J47 - Shell Fueling

RELATÓRIO DE INSPEÇÃO DAS TURBINAS

Local: ROLLS ROYCE - São Bernardo do Campo - São Paulo.

RELATOR Nº 1
AVON 52HB/10
Série 35.155

Retirada a carcaça do compressor constatou-se o seguinte:
- Os estatores superiores indicavam deslocamento no sentido horário. Este deslocamento, muito acentuado, indica que a turbina estava em rotação. Observe foto nº 1.

Compressor - Estágios 0, 1, 2, 3 e 4. As palhetas apresentavam um deslocamento no sentido anti-horário. O compressor gira no sentido horário. Observe foto nº 2.

As palhetas do 5º, 6º, 7º e 8º estágio foram arrancadas - por rotação do compressor, sendo visível o deslocamento na base das mesmas, no sentido anti-horário. Observe foto nº 3.

As palhetas do 9º ao 16º estágio são de aço e apresentavam um deslocamento no sentido anti-horário. Observe foto nº 4.

Observação: As palhetas do 0 até o 8º estágio inclusive, são de alumínio e, do 9º ao 16º são de aço. As palhetas do 9º e 10º estágio se apresentavam com coloração azulada, evidenciando mudança de temperatura de metal em consequência de atrito contra corpo estranho (pedaços de eucalipto e palhetas de alumínio dos estágios anteriores). O fenômeno observado nas palhetas de aço, indicavam funcionamento do reator em alta rotação (acima de 7000 RPM). Os reatores, pelo observado, estariam em regime de suída ou seja 7.400 rpm.

O reator nº 1 foi o único a ser aberto e inspecionado pelo fato de inspirar suspeita de falha.

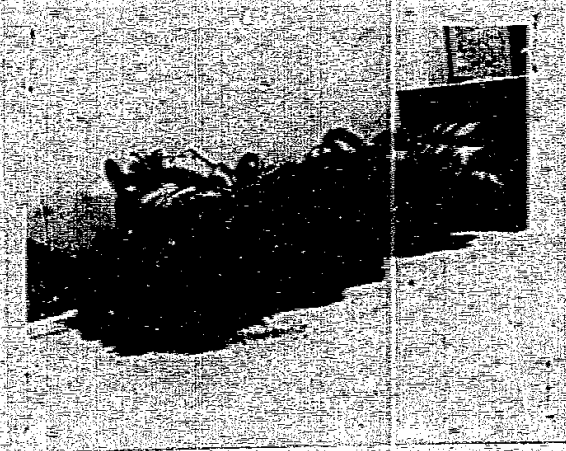
O reator 52HB/10 possui 16 estágios de compressor e 3 estágios de turbina. O compressor gira no sentido horário e é solidário à turbina, através de um eixo comum. No reator nº 1 as válvulas de alívio (2 em cada reator), que estão situadas na carcaça superior do compressor, se encontravam com resíduos de terra, havendo suspeita de que as válvulas estivessem abertas. As válvulas de alívio abrem-se automaticamente quando o reator está abaixo de 7000 RPM.

Continuação do Relatório de Inspeção da ...

Realizada a abertura da ... , constatou-se que os resíduos de terra, pela centrifuga, apresentaram a ... e que as válvulas de alívio O ... supõe-se estava em ... da ... e ... de ...

Assinado

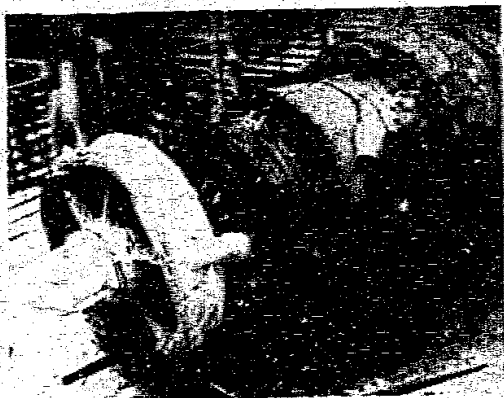
MAYOR DA SILVA ... - 1º Ten. AV.
OFFICIAI Responsável



REACTORES DO COMET 4
LV - AHR NA ROLLS
ROYCE - São Bernar-
do do Campo - São
Paulo.

Manoel da Silva Amorim
MANOEL DA SILVA AMORIM 2500 - 1º Ten. Av.
Oficial Investigador

O REATOR Nº 1 FOI O ÚNICO A
SER ABERTO E EMPACOTADO, PE
LO PAIZ DE INGENHARIA JOSPHITA
DE FAHIA



REATOR Nº 1
AYON - 524 B/10
SÉRIAS 35.155

AS PAINHAS DO COMPRESSOR DE 0-115 O 12
ESTÁGIO INCOMPLETO, SÃO DE ALUMINIO E, DO
32 ATÉ O 164 ESTÁGIO AS PAINHAS SÃO DE
AÇO. O COMPRESSOR GIRA NO SENTIDO HORA-
RÍO E É SOLIDÁRIO À TURBINA, ATRAVÉS DE
UM EIXO COMUM.
AS FOLHAS SEGUINTE SE REFEREM AO REATOR
Nº 1.

Antonio J. Silva
ANTONIO DA SILVA ANTONI REGO - 14/08/57.
Oficial Investigador



FOTO 1 - CARCACA DO COMPRESSOR E ESTATORES SUPERIORES DO REATOR Nº 1. OS ESTATORES INDICAM DESLOCAMENTO NO SENTIDO HORÁRIO. OBSERVA-SE QUE O DESLOCAMENTO É ACENTUADO O QUE INDICA ESTAR O REATOR EM ROTAÇÃO.



FOTO 2 - COMPRESSOR DO REATOR Nº 1. AS PALMETAS DOS ESTÁGIOS 0, 1, 2, 3 e 4 SE APRESENTAM DESLOCADAS NO SENTIDO ANTI-HORÁRIO. O COMPRESSOR GIRA NO SENTIDO HORÁRIO.

Manuel da Silva Amorim
MANUEL DA SILVA AMORIM REATO Nº 1 - IV.
Oficial Investigador

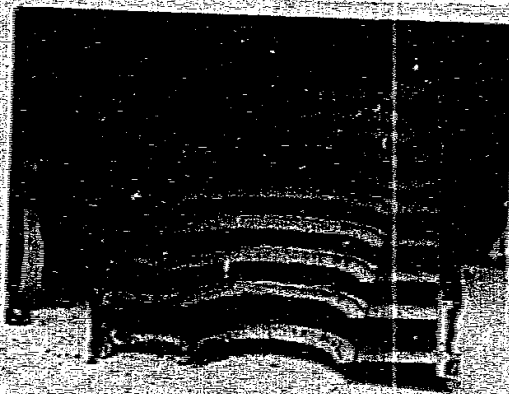


FOTO 1 - CARCACA DO COMPRESSOR E ESTATO-
TORES SUPERIORES DO REATOR Nº 1
OS ESTATOES INDICAM DESLOCAMENTO NO
SENTIDO HORÁRIO. OBSERVA-SE QUE O
DESLOCAMENTO É ACENTUADO O QUE INDI-
CA ESTAR O REATOR EM ROTAÇÃO.



FOTO 2 - COMPRESSOR DO REATOR Nº 1. AS
PALHETAS DOS ESTÁGIOS 0, 1, 2, 3 e 4
SE APRESENTAM DESLOCADAS NO SENTIDO
ANTI-HORÁRIO. O COMPRESSOR GIRA NO
SENTIDO HORÁRIO.

Manoel da Silva Amorim
MANOEL DA SILVA AMORIM REGO
Oficial Investigador



FOTO 3 - COMPRESSOR DO REATOR Nº 1. AS PÁ-
 RENTAS DO 2º, 10º, 7º e 9º ESTÁGIO FORAM
 AVANÇADAS, SENDO VISÍVEL O DESLOCAMENTO
 NA BASE. ESTE DESLOCAMENTO REPRESENTA-SE
 NO SENTIDO ANTI-HORÁRIO.

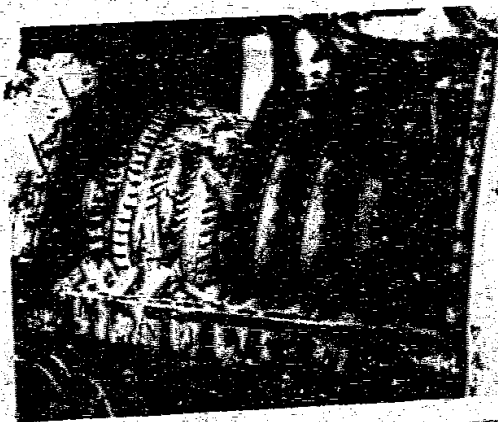


FOTO 4 - O COMPRESSOR DO REATOR Nº 1. A ESTA VER-
 VELHA TUBERIA O 1º ESTÁGIO E A SETA AZUL O 10º
 ESTÁGIO. OS DEMAIS ESTÁGIOS A PARTIR DO 11º
 NÃO ESTÃO VISÍVEIS. DO 1º AO 16º ESTÁGIO AS PA-
 LHEITAS SÃO DE AÇO E APRESENTAM CORONAÇÃO AZUL
 DA, EVIDENCIANDO MUDANÇA DE TEMPERATURA DO ME-
 TAL, EM CONSEQUÊNCIA DO ATRITO COMO SEMPRE SE
 VERNE (PEDAÇOS DE BUCALIERO E PALHEITAS DE ALU-
 MÍNIO DOS ESTÁGIOS ANTERIORES). O FENÔMENO
 OBSERVADO NAS PONTAS DAS PALHEITAS, INDICAM FUM-
 CIGAMENTO DO REATOR EM ALTA POTÊNCIA.

MARCELO DE OLIVEIRA FERREIRA - 19/10/64
 Oficial Investigador

Marcelo de Oliveira Ferreira

MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA

TRADUÇÃORELATÓRIO DE INVESTIGAÇÃO DE DEBITO

Publicado por

MOTORES ROLLS-ROYCE S.A., SÃO PAULO, BRASIL

MOTIVO: Com 4 acidentado em Viracópos, Brasil.	RELATÓRIO Nº: A.25
---	---------------------------

AERONAVE: Com 4, Registro LV-ARR**OPERADOR:** Aerolíneas Argentinas.**MOTORES:**

Nº 1 Avon 524B - 35155
 Nº 2 Avon 524B - 35150
 Nº 3 Avon 524B - 35119
 Nº 4 Avon 524B - 35033

TEMPO DE FUNCIONAMENTO DOS MOTORES

Nº 1 - 26 horas
 Nº 2 - 1929 horas
 Nº 3 - 901 horas
 Nº 4 - 284 horas.

TUBOS DE ESCAPAMENTO

Nº 1 JLPG 77
 Nº 2 JLPP 41
 Nº 3 JLPP 69
 Nº 4 JLPG 104

DATA DO ACIDENTE: 23 de novembro de 1961.**INTRODUÇÃO:**

O Com 4 LV-ARR decolou do aeroporto de Viracópos, em São Paulo, Brasil, com destino a New York, via Trinidad, às 02h 38 min. do dia 23 de novembro de 1961. 80 segundos mais tarde a aeronave caiu, após abrir uma brecha pelas copas de um eucaliptal, cerca de 1.700 metros e 10° a esquerda da pista de decolagem. Aproximadamente 1200 metros mais adiante a aeronave teve seu impacto final contra uma encosta, onde se desintegrou e incendiou, com perda total dos passageiros e tripulantes a bordo.

Este relatório trata da condição dos quatro motores, determinada pelo levantamento feito no local do acidente e poste-

SUBJETO A QUAISQUER DIREITOS EXISTENTES DE TERCEIROS, ESTE DOCUMENTO E TODA INFORMAÇÃO NELE CONTIDO É DE PROPRIEDADE DA ROLLS-ROYCE LIMITED, NÃO DEVENDO SER COPIADO (em seu todo ou parte) NEM USADO PARA FINS DE FABRICAÇÃO OU OUTROS, SEM A ANTERIORMENTE AUTORIZAÇÃO POR ESCRITO DADA PELA COME-
 NHEIA.

rior exame de acôrdo com o procedimento da Motores Rolls-Royce 3.A. O diagrama anexo mostra a disposição dos motores relativamente à trajetória da aeronave e sua área final de impacto; dele pode-se notar que a esta altura todos os quatro motores encontravam-se desprendidos da aeronave.

DISCUSSÃO:

Visto que a aeronave colidiu com árvores, rasgando de 5 a 6 metros de suas partes mais altas e tendo também encontrado o chão antes do impacto final era de se esperar que sérias avarias devido à ingestão de matéria estranha tenham ocorrido antes da aeronave ter-se despedaçado e sido presa do fogo. De fato, tal evidência está presente nos motores nº 1 e nº 4, uma vez que os bordos de fuga das lâminas guias de admissão estavam dobrados na direção de rotação devido ao contacto com as pás do rotor do estágio zero. Este dano é típico como sendo consequência de ingestão de matéria fibrosa, tal como galhos e folhagem, e de contacto com o chão. Isto tem sido constatado claramente pela experiência que se tem com motores Avon de uso civil. É bastante provável que o mesmo dano tenha ocorrido com os outros dois motores, mas nenhuma prova pôde ser colhida nesse sentido, uma vez que não foram recuperadas partes que pudessem identificar o alojamento do rolamento dianteiro desses motores. Ademais, as pás dos rotores dos primeiros estágios de compressor nesses motores foram arrancadas do impacto final.

A experiência tem demonstrado que a velocidade de rotação do motor nos instantes que precederam a ingestão pode ser estimada pelo ângulo atingido pelo dobramento dos bordos de fuga das lâminas guias de admissão. Esse dobramento se dá quando ocorre a ingestão e as pás do rotor do estágio zero defletem para frente, forçando as lâminas. Nessa base, as velocidades dos motores nº 1 e nº 4 foram estimadas como estando entre 7.400 e máximo r.p.m. de decolagem.

As condições mecânicas dos motores nºs 2, 3 e 4 foram muito semelhantes quanto ao seguinte

- (a) Todos perderam uma porção de pás do rotor, as quais foram arrancadas no impacto, sendo que as remanescentes se encontravam severamente dobradas e dilaceradas.
- (b) Uma cobertura de alumínio, originada pela fragmentação das pás do compressor estava evidente nas lâminas diretrizes dos bocais de baixa pressão.

(c) As carcaças de compressor de magnésio quebraram no impacto.

A experiência mostra também que esse grau de danos é coerente quando ocorre um impacto de motor numa velocidade da ordem daquela estimada para os n^{os} 1 e 4, a partir da apresentação das lâminas guias de admissão.

A condição do motor n^o 1 é interessante por ter este apresentado o menor dano de impacto. Embora certo número de acessórios desse motor tenham se desprendido durante a queda, a carcaça principal estava intacta e uma grande proporção de pás do compressor também se encontravam intactas. Contrastando, as pás de turbina de baixa pressão nesse motor estavam bastante danificadas, e isto juntamente com o entortamento das cavilhas entre a carcaça traseira do compressor e a carcaça de saída, indicou que o primeiro impacto ocorrido após o motor se desprender da aeronave tenha causado antes uma avaria na turbina que no compressor. Isto está ainda salientado pela condição da caixa de bocais, que se encontrava atingida localmente na posição de 6 horas. Desta maneira a condição mecânica deste motor está coerente com a velocidade de 7.400 rpm ou mais, conforme o deduzido já exposto.

O extenso dano em todos os quatro motores, envolvendo as válvulas de sangria do 4^o e 7^o estágios, as unidades de controle das válvulas de sangria e os atuadores das lâminas guias de admissão, tornaram a condição em que se apresentaram as válvulas de sangria um indicador bastante duvidoso da velocidade do motor no momento de impacto, uma vez que as válvulas ficaram livres para assumir qualquer posição desde que a tabulação de combustível estava fraturada.

O exame dos motores foi suficiente para confirmar que nenhum componente rotativo de tamanho apreciável fôra libertado antes ou após o impacto.

O severo dano observado nos tubos de escapamento estava coerente com o impacto sofrido, o que também se evidenciava nos reversores de tração. As portas reversoras de jato de ambos os reversores foram achadas amassadas na posição aberta (tração para a frente), o que parece confirmar que estavam travadas nessa posição antes do acidente.

CONCLUSÕES:

1) A evidência indica que todos os quatro motores estavam

cionando normalmente no momento do impacto e todo dano verificado neles ocorreu durante ou após este impacto.

- 2) Das condições apresentadas pelas lâminas guias de admissão dos motores nºs 1 e 4, assim como das suas condições mecânicas em geral, a velocidade dos motores no momento do impacto foi estimada de não ter sido menos que 7.400 rpm em cada um, sendo essa uma velocidade suficiente para possibilitar à aeronave de manter altitude.
- 3) Dano por fogo foi somente confinado ao motor nº 4, tendo esse ocorrido após o impacto.
- 4) Nenhum componente rotativo de tamanho apreciável foi desprendido dos motores antes ou após o impacto.
- 5) Não há evidência da existência de qualquer falha nos tubos de escapamento ou reversores de tração.

Os informes deste relatório foram aprovados para Rolls-Royce Ltd., Derby, pelo Service Project Engineer (Avon) Mr. E. A. Johnson.

Handwritten signature and initials
1/20

Ref. | Relatório A-25.

APÊNDICE - DETALHES DE INVESTIGAÇÃO DE MOTORES, TUBOS
DE ESCAPAMENTO E REVERSORES DE TRACÇÃO.

MOTOR Nº 1 (Nº DE SÉRIE 35155):

Este motor foi localizado num pequeno riacho (ver diagrama anexo), sendo que sofreu relativamente pouco dano, uma vez que todas as carcaças estavam em posição e intactas. Não havia sinais de danos por fogo, nem fuligem nas carcaças. A caixa de engrenagens externa, alternador, eixo de transmissão inclinado e controlador de combustível tinham sido arrancados no impacto. A suspensão dianteira permaneceu intacta, sendo que parte da estrutura do berço, na ligação do lado esquerdo ainda estava junta ao motor. O munhão traseiro esquerdo ainda estava em sua posição, mas o do lado direito tinha sido arrancado e não foi recuperado.

ALOJAMENTO DO ROLAMENTO DIANTEIRO:

O alojamento do rolamento dianteiro estava intacto, com exceção de uma fratura no lado de fora do braço de suporte superior. A extremidade fraturada estava disposta circunferencialmente em relação ao anel do alojamento.

Seis lâminas guias de admissão, incluindo a lâmina mestra nº 1, estavam arrancadas do seu suporte externo. Todas as lâminas exibiam danos no bordo de fuga, característica da ingestão de folhagem e terra. Essa ingestão causou o dobramento para frente das pás do rotor do estágio zero, forçando as lâminas. Todas as lâminas se travaram na posição fechada, com o pistão atuador das lâminas guias de admissão estendido. As articulações e alavancas operatrizes não estavam danificadas, se bem que o parafuso de ajuste na conexão entre atuador e articulação de operação das lâminas guia de admissão estava bastante dobrado.

Das marcas nas lâminas guia de admissão, causadas pelas pás do rotor do estágio zero, o ângulo de incidência das lâminas guia de admissão foi estimado de ter sido de 5° a 10°, corres-pondendo a uma velocidade do motor entre 7.400 rpm e máxima rpm de decolagem, tendo em vista a temperatura de 23°C do ar exterior, na hora do acidente.

Handwritten signature and initials

CONJUNTO DO COMPRESSOR:

Nenhuma pá dos primeiros quatro estágios estava perdida, mas as pás tinham sofrido severo dano de impacto, apresentando-se bastante dilaceradas.

Os rotores dos estágios 5, 6 e 7 estavam sem a parte do aerofólio das pás, sendo que o rotor 8 estava parcialmente despidido destas; tôdas as fraturas tinham se produzido na altura da raiz do aerofólio. Exame das superfícies fraturadas não revelou sinais de fadiga.

As pás dos rotores de estágio 9 e 10 não tinham sido arrancadas, mas tôdas estavam bastante dobradas no sentido de rotação, assim como para frente, em direção axial. Onde as pás dos rotores tinham roçado os estatores o metal estava com aspecto de revenido, cansado pelo calor de fricção, sendo que a ponta de uma pá do rotor do estágio 10 mostrou sinais de ter-se fundido por esse efeito.

As pás do rotor do estágio 11 não estavam dobradas, mostrando apenas em certas partes o dano de impacto de matéria estranha. Danos equivalentes à condição dos rotores foram causados às pás do estator, sendo que também fortes marcas de raspagem estavam evidentes entre os anéis internos dos estatores e os espaçadores-vedadores dos rotores de estágios 0-4.

As passagens de ar das válvulas de sangria estavam plenas de matéria vegetal picada. Ambos os corpos dos atuadores dessas válvulas estavam deslocadas e danificadas, sendo que o atuador do estágio 4 estava trincado e a unidade do estágio 7 estava despreendida da sua válvula. Na condição encontrada, a válvula do estágio 4 estava parcialmente aberta e a do estágio 7 totalmente aberta. A articulação entre a unidade de controle de válvula de sangria e o atuador das lâminas guias de admissão tinha sido quebrado no impacto. A válvula do anti-gêlo do lado esquerdo estava na posição fechada; a mesma do lado direito tinha sido arrancada no impacto.

CARCAÇA DE SAÍDA DO COMPRESSOR:

As cavilhas entre a flange dianteira da carcaça de saída do compressor e as demais carcaças do compressor se entortaram aproximadamente 0.060 polegadas, sendo que a carcaça de saída se moveu no sentido de rotação relativamente as outras carcaças do compressor.

Handwritten signature

CAIXA DE BOCAIS, TURBINA E UNIDADE DE EXAUSTÃO:

A tubulação de ar de resfriamento da caixa de bocais, na posição 6 horas, foi empurrada 4 polegadas para trás pelo impacto e a junta de seção intermediária para a traseira, da caixa de bocais, abriu-se por uma polegada, num arco de 90°, após os prisioneiros terem falhado sob tensão.

A unidade de exaustão e o cone interno foram amassados contra o disco e pás da turbina de baixa pressão, ambos mostrando sinais de se terem esfregado contra êsses dois enquanto ainda giravam.

Tôdas as pás da turbina de baixa pressão estavam fortemente dobradas contra a direção de rotação e as lâminas guias dos bocais de baixa pressão estavam arrancadas nas partes em que os bordos de ataque das pás de turbina de baixa pressão tinham colidido com elas enquanto esta ainda girava.

Cobertura de fragmentos de alumínio estava visível em tôdas as lâminas guias dos bocais de baixa pressão.

REVERSOR DE TRACÇÃO E TUBO DE ESCAPAMENTO (N.º DA SÉRIE TRU/A/30 E JLPQ 77):

O tubo de escapamento estava quase totalmente achatado, enquanto que a flange dianteira tinha sido arrancada e não foi encontrada. Ligeira cobertura com fragmentos de alumínio estava evidenciada no bocal. As articulações de comando do reversor de tração estavam quebradas, com o pistão atuador direito solto. O conjunto das portas estava amassado na posição aberta.

MOTOR N.º 2 (N.º DA SÉRIE 35150):

Este motor se encontrava a alguma distância atrás dos destroços principais, tendo sofrido forte dano do impacto. Não houve sinais de danos por incêndio, nem fuligem nas carcaças. A caixa de engrenagens externa, o alternador e parte da transmissão inclinada, assim como o atuador das lâminas guias de admissão, unidade de controle das válvulas de sangria e parte do controlador de combustível tinham sido arrancados no impacto, juntamente com a carenagem do motor de arranque e uma grande parte do alojamento do rolamento dianteiro e carcaças dianteiras do compressor. A suspensão dianteira estava ainda junto aos escombros das carcaças do compressor, com um suporte do motor de cerca de 2 pés de comprimento junto à conera direita. O munhão traseiro esquerdo estava em posição, mas o direito foi perdido.

ALOJAMENTO DO ROLAMENTO DIANTEIRO

Uma pequena parte do alojamento do rolamento dianteiro juntamente com uma lâmina guia de admissão estava junto com a parte remanescente da carcaça dianteira do compressor, ao motor.

O alojamento do rolamento dianteiro propriamente dito, junto com o motor de arranque e seu acionamento não foram encontrados.

CONJUNTO DO COMPRESSOR:

Maior parte da metade superior da carcaça dianteira do compressor estava bastante frouxa junto ao motor. Tinha fraturado circunferencialmente ao redor de sua parte trazeira e estava deslocada radialmente umas 7 polegadas.

As carcaças intermediárias estavam na posição embora rachadas axialmente num lugar, mas sem deslocamento marcante das peças.

Tôdas as partes aerofólios das pás do rotor do estágio zero estavam arrancadas na altura da raiz. Aproximadamente metade das pás dos rotores dos estágios 1, 2, 3 e 4 tinham sido arrancadas idênticamente, sendo que as restantes estavam fortemente dobradas e torcidas contra a direção de rotação. Todas as aerofólios dos rotores do 5º e 6º estágios estavam arrancados. Aproximadamente um terço das pás do rotor do estágio 7 estavam ausentes, enquanto que o estágio 8 não tinha nenhuma pá faltando, porém tôdas dobradas e torcidas severamente.

Um grande número de pás de estatores tinham sido arrancadas das carcaças atingidas, sendo que tôdas estavam severamente danificadas, coerente com o esforço sobre elas dos rotores e também pela ação dilaceradora e fragmentos estranhos.

O corpo do atuador da válvula de sancria do 7º estágio tinha sido despreendido e a válvula se encontrava na posição fechada enquanto que a válvula do 4º estágio estava parcialmente aberta. Ambas as válvulas do anti-gêla eram pré-Mod 1913 standard e uma inspeção visual não pôde constatar se estavam abertas ou fechadas.

CARCAÇA DE SAÍDA DO COMPRESSOR E CARCAÇA EXTERIOR DE COMBUSTÃO:

Olhando na posição 7 horas, parte da porção trazeira, a saída do compressor foi sujeita a cargas de impacto extremamente altas, que a achataram na sua parte trazeira e partiram a costura soldada na barriga da carcaça. Dano semelhante estava eviden-

te na carcaça exterior de combustão.

CAIXA DE BOCAIS, TURBINA E UNIDADE DE EXAUSTÃO:

A caixa de bocais, turbina e unidade de exaustão estavam fortemente danificadas em linha com o achatamento verificado na carcaça de saída do compressor. Nesta área os prisioneiros que seguram as carcaças da caixa de bocais se torceram e romperam por tensão, devido ao impacto, tendo as juntas se aberto. A tubulação de ar de resfriamento intermediário estava partida onde o metal tinha sido esticado e assumido o contorno da carcaça da caixa de bocais.

Novamente em linha com a área de forte impacto os prisioneiros que seguram a unidade de exaustão romperam por tensão e a unidade encontrou-se deslocada para trás.

A principal parte da unidade de exaustão e o cone interno foram amassados contra a turbina de baixa pressão. Ambas as abraçadeiras de tubo de escape estavam em posição e fechadas.

As pás da turbina de baixa pressão estavam em geral retas e ligeiramente cobertas de fragmentação de alumínio, porém em linha com o dano das pás na extensão de 2 polegadas na parte superior e os anéis estavam dobrados pelo amassamento devido ao deslocamento da carcaça exterior da caixa de bocais.

Leve camada de alumínio era visível nas aletas guias de entrada dos bocais de turbina de baixa pressão.

TUBO DE ESCAPAMENTO: (Nº DE SÉRIE JLEP 41)

Devido ao impacto, o bocal de escapamento estava torto, rasgado e amassado. A secção de transição estava ainda acoplada, mas a junta entre as duas metades estavam abertas devido à alta tensão aplicada aos parafusos da metade superior de circunferência. A longarina da fuselagem permaneceu acoplada a uma suspensão trazeira. Restos de alumínio eram visíveis no silenciador.

MOTOR Nº 3 (SÉRIE Nº 35114)

Este motor, como os de nºs 1 e 2 foi encontrado a certa distância do ponto de impacto e sofreu severos danos. Não havia sinal de fogo ou fuligem nas carcaças. O alojamento do isolamento dianteiro, motor de arranque e transmissão, carcaça dianteira do compressor, alternador, e parte da transmissão inclinada, unidade controladora de combustível, atuador de lâminas guias de ad-
...

admissão e controlador das válvulas de sangria, junto com a maioria das caixas reductoras externas foram arrancadas violentamente durante o impacto. A metade superior dianteira da carcaça do compressor foi encontrada parcialmente enterrada num terreno cultivado cerca de 40 jardas do motor. A suspensão dianteira permaneceu em posição na parte intacta da carcaça intermediária do compressor, com a parte da estrutura do avião ainda acoplada à barra da suspensão esquerda. Ambos os munhões traseiros estavam em posição e intactos.

CONJUNTO DO COMPRESSOR:

Tôdas as pás dos rotores acima do 5º estágio foram cortadas na altura da raiz.

Os espaçadores do 0 ao 4º estágio mostraram evidência de fortes roçamentos com a parte inferior dos rotores.

Os estatores 7 e 8 estavam em posição, contudo severamente dobrados na direção da rotação do compressor. A metade superior da carcaça do compressor partiu circunferencialmente ao longo da flange traseira e axialmente acima da linha divisória dos reforçadores dos prisioneiros do lado direito. Do lado esquerdo a junta da linha divisória estava intacta com a metade inferior da carcaça acoplada. Os estatores permaneceram na carcaça e estavam fortemente rasgados e dobrados na direção de rotação e suas condições estavam inteiramente consistentes com os danos previamente vistos no rotor.

A válvula do degelador do lado esquerdo estava fechada; a posição da do lado direito não pôde ser determinada sem desmontagem.

CARCAÇA DE SAÍDA DO COMPRESSOR E CARCAÇA EXTERIOR DE COMBUSTÃO:

A carcaça de saída do compressor estava amassada e o revestimento rasgado onde foi atingido pela unidade controladora do combustível quando solteu-se de seus suportes.

Os danos da carcaça exterior de combustão se resumiram apenas em amassamento e distorção devido ao impacto porém sem orifícios.

CAIXA DE BOCAIS, TURBINA E UNIDADE DE EXAUSTÃO

O impacto do motor se deu fortemente na altura da caixa de

bocais na posição de 9 horas vista de trás; isto deslocou a tubulação de ar de resfriamento 4 polegadas no máximo para trás e causou a falha por tensão dos prisioneiros adjacentes na junta da carcaça externa da caixa de bocais, resultando neste local a abertura da junta de cerca de 1 polegada. A unidade de descarga estava amassada mas não em contacto com o disco da turbina de baixa pressão. Os prisioneiros falharam por tensão na metade superior da circunferência. Ambos os tubos de descarga estavam conectados em posição na flange da unidade de descarga; a peça direita estava atada mas a esquerda não.

A única peça do cone interno que estava acoplada à unidade de descarga era a carenagem suporte na posição de 5 horas vista de trás. Contudo, das marcas de roçamento no disco e pás da turbina de baixa pressão conclui-se que o cone estava em contacto com o conjunto de turbina antes de separar-se do motor.

A parte superior das pás da turbina na altura de 3 polegadas estavam dobradas axialmente para trás e circunferencialmente na direcção de rotação e enroscaram contra os segmentos da turbina de baixa pressão.

TUBOS DE ESCAPAMENTO (Nº DE SÉRIE JLPF 69):

O tubo de escapamento estava quase que completamente amassado e separado da secção de transição na flange de junção. A secção de transição não foi encontrada.

MOTOR Nº 4 (Nº DE SÉRIE 35033):

Este motor permaneceu com a maior parte dos destroços do avião e sofreu ação de fogo na parte exterior. A carcaça do mancal dianteiro, motor de arranque e transmissão, alternador e transmissão inclinada, caixa de engrenagens externas, atuador das lâminas guias de admissão e controlador das válvulas de sangria, parte do controlador de fluxo de combustível foram arrancados durante o impacto. A suspensão dianteira estava ainda em posição na carcaça traseira do compressor, mas os parafusos de ajustagem e barras de sustentação estavam faltando. A suspensão traseira estava em posição sem dano visível.

ALOJAMENTO DO MANCAL DIREITO:

Parte do alojamento do mancal dianteiro, incluindo 20 pás diretoras de admissão foram encontradas longe do motor. *John R. [Signature]*

de fuga das pás diretoras de admissão estavam dobradas devido ao contacto com as pás do rotor do estágio "0".

CONJUNTO DO COMPRESSOR:

A carcaça de magnésio do compressor estava rachada e deslocada, embora ainda enroscada no rotor do compressor, contendo as restantes pás do compressor.

As carcaças estavam rachadas perto da flange trazeira circumferencialmente e longitudinalmente cerca de 1 polegada acima da linha divisória dos parafusos do lado direito do motor.

Tôdas as pás dos rotores dos estágios 0 e 1 estavam quebradas na altura da plataforma da raiz. Aproximadamente metade dos correspondentes estatores estavam ainda na posição mas severamente danificadas e dobradas na direcção de rotação.

Observando o máximo possível através da fenda da carcaça do compressor, viu-se que tôdas as pás dos estágios 7, 8 e 9 e parte do estágio 10 estavam quebradas na altura da plataforma da raiz. Severos dobramentos sofreram também os correspondentes estatores. Ambas as válvulas de sangria estavam abertas.

O atuador foi arrancado e a válvula do degelador do lado direito, mostrava evidências de estar na posição aberta. A válvula de anti-gêlo esquerda, com pré-modificação 1913 não permitiu determinar a posição do seguidor simplesmente por inspecção visual.

CARCAÇA DE SAÍDA DO COMPRESSOR E CARCAÇA EXTERIOR DE COMBUSTÃO:

A flange dianteira do lado direito da linha divisória da carcaça dianteira do compressor foi arrancada da carcaça de saída do compressor e a carcaça em si esmagada (para dentro).

A carcaça de saída do compressor estava também furada pela metade trazeira da unidade controladora de combustível, ainda acoplada ao motor sendo levada através da carcaça no impacto. Ambas as carcaças de saída e o alojamento das câmaras de combustão sofreram severos danos devido ao impacto.

CAIXA DE BOCAIS, TURBINA E UNIDADE DE EXAUSTÃO:

A tábulaçao de ar resfriadora da caixa de bocais sofreu severos danos e penetrou (inteiramente) em diversos lugares. A unidade de descarga e cone interno estavam comprimidos e amassados contra a turbina de baixa pressão e causou profundos

Rasgae na raiz das pás e disco antes da turbina parar de girar.

A presilha direita do tubo de descarga estava na posição e travada na unidade de descarga; a do lado esquerdo estava faltando.

As pás da turbina de baixa pressão não estavam dobradas, mas sofreram razoavelmente danos severos nos seus bordos de fuga onde o contacto se deu com o material amassado da unidade de exaustão.

Os bocais da turbina de baixa pressão mostraram pó de alumínio.

TUBO DE ESCAPAMENTO E REVERSOR DE TRAÇÃO:

O tubo de descarga sofreu pesados danos de impacto e distorção; via-se pó de alumínio na superfície interna. As alavancas operadoras estavam quebradas e o pistão atuador estava levemente acoplado. As portas reversoras do jato estavam travadas na posição normal de vôo. A carcaça traseira estava rasgada perto da flange de acoplamento e as partes rasgadas permaneciam ainda acopladas ao tubo de descarga por meio de presilhas.

John Ruff
1/2/58



MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA
QUARTA ZONA AÉREA
QUARTEL-GERAL

CONDIÇÕES DE DECOLAGEM E SUBIDA DO AVIÃO CV-440 NO DIA 30/11/1961
EM VIRACOPOS

Pêso	72.009 kg
Temperatura	20°
QNH	1008,4
Pêso sem combustível	10.309 kg
Pista	32
Vento	80/4
V ₁	103 kts
V ₂	131 kts
Altitude da Pista	2139 ft 610 mts

Atitude de Operação	Tempo desde 0 minuto	V ₁	Altitude
Roda do nariz fora da pista	30 seg ...	95 kts ..	2139 ft
Decolagem	40 seg ...	135 kts ..	
Ordem de tren em cima	41 seg ...	135 kts	
Primeira redução	55 seg ...		
Tren em cima - luzes apagadas	55 seg ...		
Flaps em cima	55 seg ...	175 kts ..	3000 ft
Elevator Gear a "Fine"	65 seg ...	120 kts ..	3200 ft
Elevator Gear completo em "Fine"	83 seg ...		

Observa-se que o Elevator Gear, de "Coarse" para "Fine", levou
19 segundos.

(a) A. AQUINO

DETERMINAÇÃO DO PÊSO BRUTO DE DECOLAGEM E DA VELOCIDADE NO 1º
IMPACTO DO COMET LV-AMU, ACIDENTADO EM VIRACOPOS NO DIA 23.11.61.

I - Dados e referências:

- a) : Tiradas da T.O. do avião e da fôlha de Despacho de mesmo
- 1) - Partida e cheque do cabine - 300 lb/5 min
 - 2) - Consumo de taxi (lb/hr) - 3,036 x Pêso (lb) do avião
 - 3) - Velocidade de retirada da roda de solo : 131 nós
 - 4) - Pêso do avião na rampa - 157.274 lb (71.448 kg)
 - 5) -
- b) - Obtidos pelo Oficial Investigador e por informações da Ferret:
- 5) : Distância percorrida na pista : 2.000 m
 - 6) : Altura máxima alcançada - 120m, distante 3.500m da cabeceira 32.
 - 7) : Ângulo de subida - aproximadamente 4,5°
 - 8) : Tempo gasto no taxi - 5 minutos
 - 9) : Tempo gasto na cabeceira - 8 minutos
 - 10) : - Distância da cabeceira II, as portas de 1º impacto - 1930m
- c) : Dados obtidos com o Comet IV, LV-AMU no dia 30.11.61
- 1) : Comparação de condições!

Santos, 4/12/61

EF - AM (20.11.01)

EF - AM (23.11.01)

Time (temp)	72.000 Kg	71.000 Kg
Temperature	20°C	25/27°C
Place	3	3
Value	80/A mls	300/25 mls

a) Resultados de operações obtidas com o EF-AM de CIA 20.11.01.

Altitude: Tempo desde o início: 71

Temp em cima	61 seg	135 mls
Tempo em cima	77 seg	170 mls

II - CÁLCULO

1) Peso de desenvolvimento

a) Consumo de combustível até o desenvolvimento

1) Na partida e decolagem = 300 lb.

2) No taxi.

Consumo (1b/A) = 0,036 x Peso de arife.

Peso (1) = 277,276 - 300 = 24 976 lb.

Consumo (2b) = 0,036 x 254 976 $\times \frac{1}{8}$ = 170 lb

3) Custo do combustível

200 x 1 = 200 lb

a) Total 300 + 170 + 200 = 670 lb.

b) Peso de arife no desenvolvimento

P = 277,276 - 1.250 = 256,026 lb.

2) Valorização do imposto

a) Cálculo de materialidade sobre o EF-AM, de acordo com o peso em cima até o fim do voo.

get

$$(v = v_0 + at \quad v_0 = 135 \text{ nós} = 69,6 \text{ m/s})$$

$$t = 14 \text{ seg}$$

$$v = 178 \text{ nós} = 87,5 \text{ m/s}$$

$$a = \frac{v - v_0}{t} = \frac{87,5 - 69,6}{14} = \frac{17,9}{14} = 1,28 \text{ m/s}^2$$

b) Caso de avião sinistrado (vide croquis anexo).
O avião, de acordo com investigações, subiu num ângulo de aproximadamente $4,55^\circ$. Assim, de acig de seu croquis anexo, a aceleração da subida, foi de:

$$T - D - P \sin \alpha = \frac{P}{g} a, \text{ sendo}$$

T - Tração total do avião, na subida

D - Arrasto do avião, na subida

P - Peso do avião na subida

a - Aceleração do avião na subida

Todos os parâmetros que entram na igualdade acima, são variáveis, a saber:

T - varia com a velocidade e com a altitude;

D - Aumenta proporcionalmente ao quadrado da velocidade.

P - Decresce com o funcionamento, pelo consumo de combustível.

No ramo descendente, a equação será:

$$T_d + P_d \sin \alpha = D_d = \frac{P_d}{g} a_d \dots (2)$$

A aceleração na descida deverá ser maior que a da subida; no entanto, devido à falta de dados, será calculada a aceleração na descida a partir do tempo e percurso (subida e descida), admitindo a aceleração anteriormente usada para a LV-ANU, (devido à semelhança de condições).

Será achada, pois uma ordem de grandeza da velocidade de impacto.

Temos:

$$\left. \begin{aligned} v &= v_0 + at \\ s &= v_0 t + \frac{1}{2} at^2 \end{aligned} \right\}$$

Movimento uniformemente acelerado.

$$v_0 = 131 \text{ nós} = 67,5 \text{ m/s}$$

$$t = 2930 \text{ m}$$

$$a = 1,28 \text{ m/s}^2 = 2,5 \text{ nós/s}^2$$

$$t = \frac{-v_0 + \sqrt{v_0^2 + 4 \times \frac{1}{2} \times a \times s}}{a} = \frac{-v_0 + \sqrt{v_0^2 + 2as}}{a}$$

$$t = \frac{-67,5 + \sqrt{67,5^2 + 2 \times 1,28 \times 2930}}{1,28}$$

$$= \frac{-67,5 + \sqrt{4556 + 7504}}{1,28} = \frac{107 - 67,5}{1,28}$$

$$= 32,4 \text{ (desde o momento de saída)}$$

$$v = v_0 + at = 131 + 2,5 \times 32,4 =$$

$$= 212 \text{ nós}$$

Sol

MURTON SOLAR SAUVAGE -
CAP. 2000 - RESERVA CONVOCADA

SECTION 5

PRE-TAKE-OFF, CLIMB AND DESCENT PERFORMANCE

5.1. PRE-TAKE-OFF FUEL

Allowance for pre-take-off fuel should be made on the following basis:-

Engine starting and
Cockpit check

5 minutes uses 300 lb.

Taxying consumption lb/hr.

$0.036 \times \text{aircraft weight in lb.}$

5.2. CLIMB PROCEDURE.

Climbs are carried out at a speed of 260 kts. I.A.S. or $M = 0.74$ ind., whichever is the lesser. The performance shown in this section assumes that the aircraft accelerates after unstick to achieve the required climbing speed at 6,000 ft. The engine R.P.M. are held constant at 7,350 r.p.m. from immediately after unstick until the desired cruising altitude is reached.

5.3. CLIMB PERFORMANCE AND TAKE-OFF ALLOWANCE.

Figs. 5.1. and 5.2. show the climb performance under I.S.A. and I.S.A. + 20°C conditions respectively. These curves include the time taken and the fuel used to take-off (1 minute and 500 lb.), but they do not allow for the fuel used during engine starting, cockpit check and taxiing.

Handwritten signature

Take-off Weight kg.	V ₂ Kts. I.A.S.
72,375	133
72,000	132
71,000	131
70,000	130
68,000	128
66,000	126
64,000	124
62,000	122
60,000	120
58,000	118
56,000	116
54,000	114
52,000	112
50,000	110
48,000	108
46,000	106
45,350 or less	104

Handwritten signature and initials

- 3.3 The values of V₁ given are for dry runway conditions. In the event of a runway being very wet, braking efficiency may be affected to some extent and if it is considered necessary to allow for this, the value of V₁ obtained above may be reduced by 2 knots, and the RTOV by 500 KGS., or the limiting temperature by 2°C, the limiting wind by 1 Knot (tail) or increase by 3 knots (head).
- 3.4 Where the actual take-off weight is less than 72,375 kgs. or the wind is more favourable than the limiting value, the V₁ obtained above will not be the only one which can be used. The choice of V₁ may then be made having regard to the information given in para. 5 below. To assist in defining the range of V₂ available, a column in the Limiting Conditions table shows the value of "knots to be subtracted etc." when take-off is in zero or headwind conditions.
- 3.5 The basic airport distances used in calculating the limiting conditions are shown in the table and may be used in the Generalised Take-off Chart, as described in Para. 3.2 (c) above, in any case which is not covered by the table.

4. R.T.O.V. CHARTS

A take-off weight chart is provided for each runway which is of insufficient length to enable it to be included in the table described above. These charts show the variation of R.T.O.V. with temperature for various wind components.

The charts are used as follows:-

- 4.1 Enter the appropriate chart with ambient temperature and runway wind component to read off the R.T.O.V. If take-off is made with engine icing bleed ON, enter with a temperature 15°C higher than ambient. Use actual wind components since the required factors are included in the charts.
- 4.2 For the ACTUAL take-off weight which is to be used for the flight, and which may be less than the R.T.O.V., read the value for V₂ from the scale on the right hand side of the chart. If the take-off weight is too low to be shown on the Chart, use the tabulation given in the table above.
- 4.3 For the ambient temperature at take-off, read off the scale at the bottom of the chart the number of knots to be subtracted from V₂ to obtain V₁. When taking-off at the R.T.O.V., this is the only value of V₁ which may be used. If the runway is very wet, braking efficiency may be affected and if it is considered necessary to allow for this the V₁ speed may be reduced by 2 knots, and the R.T.O.V. by 500 Kgs.
- 4.4 Where the actual take-off weight is less than the R.T.O.V., the V₁ obtained above will not be the only one which can be used. The choice of V₁ may then be made having regard to the information given in para. 5 below.
- 4.5 The R.T.O.V. Charts are drawn for the range of winds and temperatures which are likely to be met with in normal operations, but there may be occasions when the chart does not show the wind or temperature required. In such a case, no attempt should be made

continued...

Replaces page
dated 19.8.61 P49/43

Handwritten mark

DE HAVILLAND
COMET 4
CREW'S NOTES

Check the nose wheel steering for satisfactory functioning. It is normally light and positive in action but no attempt to turn the wheel should be made when the aircraft is stationary. Jerky movements should be avoided to prevent nose wheel skid. Short radius turns must be taken slowly for the same reason. Avoid excessive lateral G in the rear cabin. In the event of system failure, steering can be assisted by differential use of the brakes.

On the Comet, the distance between the main wheels and the nose wheel is unusually great. Care must be taken when taxiing, particularly when going round sharp corners, to keep the nose wheel well on the outside of the turn, otherwise the main wheels will cut the corners. An indication of the required nose wheel path is given in Figure 2.

Set the elevator trimmer control as follows:

Leading C.G. to S.M.C.	Aft of 0.29	0.29 to 0.30	Forward of 0.26
Trimmer setting	One division nose down	Neutral	One division nose up

At night, taxiing lights should be used at all times. If there are likely to be obstructions or if difficulty is experienced when taxiing, the taxiing lights may be used. Bear in mind however, that prolonged use on the ground can destroy the perspex cover and therefore their use should be kept to a minimum whilst taxiing.

Before taking off at night, the landing white lights must be switched on in that, in the event of a complete electrical failure, efficient light for the pilot's instruments panels will be immediately available.

The thrust reversers must be checked before every take-off whether or not it is intended to use reverse thrust on the subsequent landing. The check may be carried out whilst taxiing, but well clear of the loading area.

TAKE-OFF

Technique

It is recommended that the take-off should be commenced from a rolling start since this method causes less noise and disturbance and occupies less time on the runway. When a rolling start is used, the take-off run and distances available must be measured from the point at which the aircraft is lined up and the brakes are applied to full power. For this reason a standing start may be necessary on occasions when runway length is limiting.

When entering the runway use all four throttles for taxiing, with at least approx. idling r.p.m. and immediately the aircraft is lined up for take-off and the nose wheels are straight, full power should be applied. Care must be taken to ensure that the whole manoeuvre is carried out smoothly and progressively. In particular, the turn must not be made too sharply and power must not be reduced after turning. Light braking may be used to prevent excessive speed during the turn.

The Captain must check that the hand brake lever is fully forward to ensure that Maxaret braking is available in the event of an abandoned take-off. The co-pilot must check that all brass gauges read zero and then transfer his attention to the r.p.m., jet fuel and power loss indicators. He must report any indication of power loss or engine failure to the Captain. Fuel flow meters must also be checked during take-off to ensure that flow is normal for all four engines.

As the airspeed increases and the rudder becomes effective, directional control should be transferred from the nose wheel steering wheel to the rudder. With all engines operating the rudder control is effective very early in the take-off run.

After an engine failure, the minimum control speed on the ground, with flaps in the 20 deg. position for a continued take-off is 65 kts. T.A.S. at a temperature of I.S.A. -10 deg. C. at sea level. At this speed, directional control can be maintained by rudder alone. It is essential, therefore, to keep the nose wheel firmly on the ground until this speed is reached, to ensure adequate steering if an outer engine should fail at lower speed. Controllability is improved at higher temp.

BY JACKSON
COMET
CREW'S NOTES

creatures and for birds. **CAUTION** must be exercised in steep climbs - avoid use of extremes of temperatures (below 1,500 - 2,000 deg. F.).

The maximum rate of climb component in which the airplane has been demonstrated to be satisfactory for the use of power in being operating is 20 knots. This climb speed is related to a height of 10 metres (330 ft.).

When a speed about 10 knots above the unstick speed (see Fig. 10) is reached the aircraft nose should be raised so as to take about the maximum climb angle to the ground at the correct climb speed and a smooth transition to a moderate climb angle should be made away attitudes. The rate of change in attitude required will vary with weight and configuration. Care should be taken at low accelerations. The pull force required to pull the aircraft out of the forward climb position to flight at the lift-off.

There is a warning against any rapid roll accidents such that as the climb rises before unstick the rate of increase in A.S. should be of appreciation.

Should the pilot attempt to lift the nose too high during take-off, the climb warning will come into operation. This will occur should the approach to unstick be such that the aircraft allowed to accelerate to the unstick speed in adverse conditions.

It is emphasized that under limiting conditions the aircraft is designed to take-off once. If the decision speed is exceeded and any subsequent attempt to stop the aircraft will be unsuccessful within the distance available.

The cockpit should inform the Captain when V₁ is reached to the runway and conditions are been reached.

After unstick the pull force should be limited to achieve a smooth transition to the initial climb-away attitude. During transition the indicated airspeed will rise to the maximum climb speed. The rate of change in position and to the change in position as the aircraft climbs away. The ground effect on position of the propellers until at a height of 50 to 60 feet the free air position is reached. At and above this height, the indicated airspeed should be at least no less than the free air safety speed as shown on Figure 5.

In practice, due to the unavoidable accelerations, the tendency is to exceed this speed, but an allowance for this has been made in drawing up the charts for maximum distance. In high performance conditions this value will be as high as 12 knots and in the worst performance conditions (6,000 feet, 1.5 A.S. + 30 deg. C.G. one engine failed) it will be 1 to 2 knots. It will be reduced to zero in strong tailwinds.

It is not necessary to brake the wheels after take-off and in adverse instances should brakes be applied during retraction.

As the lighter weight acceleration to the landing gear limits a speed is rapid. If the landing gear limiting speed of 155 knots I.A.S. is exceeded, a very short time will increase and there is a risk of overstressing the door attachments. Warning that a door has failed to close must be investigated before commencing a flight.

Initial climb

Under normal conditions with all engines operating the technique adopted is that when caused the minimum of noise and disturbance. The principle to be observed is that of climbing away as steeply as possible on take-off power until the aircraft reaches the populated area and then reducing r.p.m. while passing over it.

The recommended procedure is to accelerate on take-off power to reach 1000 ft. at 170 kt. I.A.S. and then reduce r.p.m. to maximum continuous to continue climbing at 170 kt. I.A.S. to 1,500 ft. Raise the flaps as soon as, but not before, the landing gear warning lights go out. At 1,500 ft. allow the aircraft to accelerate while climbing at 7,350 r.p.m. (514 engine) to 7,600 r.p.m. (524B engine) so as to reach 250 kt. at 6000 ft. and the recommended climb speed at 7,000 ft. Get the climb air speed appropriate to the height. Change elevator gear to Fine before reaching 200 kt. I.A.S.



FOTO 2 - Proteção externa do Radar - localizada no nariz do Comet 4. Estava a 50 metros do 1º impacto. (Vide croquis).

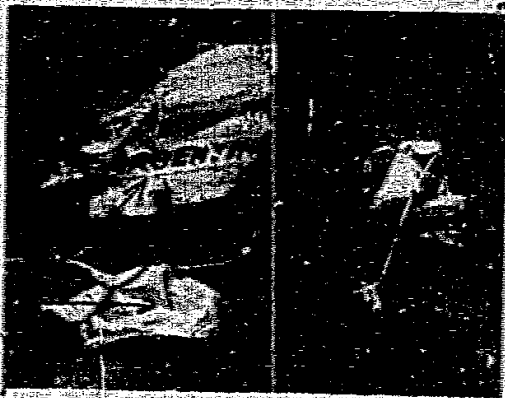


FOTO 3 - As setas mostram as antenas do VIF (localizadas no infra-dorso). Estavam a 55 metros do 1º impacto. A seta vermelha indica parte do "Pod Tank" esquerdo. Estava a 145 metros do 1º impacto. (Vide croquis).

Manoel da Silva
MANOEL DA SILVA ANDRÉ REGO - 1º Ten. Av.
Oficial Investigador



FOTO 4 - Pega encontrada a 57 metros do 3º Impacto. Ponta da canoa-esquerda - Itacaré do arquipélago.



FOTO 5 - A foto nos mostra a pega da foto 4, tirada de outro ângulo. Observe o ponto nos sucatas - seta azul.

Antonio de Oliveira
MÊS DE MAIO DE 1968 - 10/05/68
Oficial- Investigador



FOTO 6 - Eucalipto com 30 cm de diâmetro na altura do impacto. Item 12 - do croquis. Este impacto deu origem a fogo no "Pod-Tank" da asa esquerda. Na foto 2, um pedaço do "pod-tank" (seta vermelha). Foi removido do local, a fim de facilitar a foto. Estava nos sem "flash".

MARCEL DA SILVA AMORIM LAGO
MARCEL DA SILVA AMORIM LAGO - 19 2000
Oficial Investigador

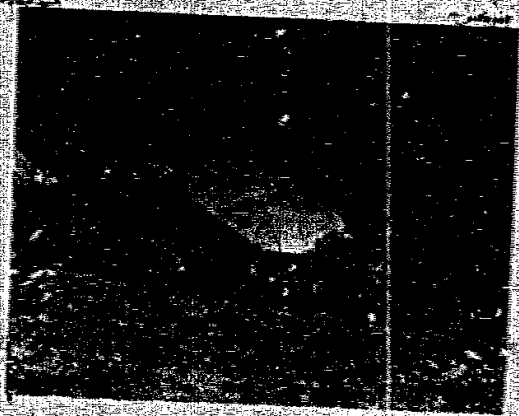


FOTO 8 - Peçaço do aleron direito. item 13 do croquis. A margem da 2a. estrada (Vida de recobrimento foto), na altura dos 295 mts a partir do 1º impacto.



FOTO 9 - Esta foto foi batida da 2a. estrada (item 13 do croquis). O IV-ANR neste ponto, tinha sua estrutura demasiadamente afetada e sem comando, afundava e cortava os eucaliptos em um plano inclinado. Observa-se croquis entre itens 13 e 14.

Handwritten signature



FIGURA 10 - Matagalpa no Itan 15 do cricquim. Neste ponto o D-410 foi usado para a coleta de amostras. Encontrados sinais de arrasto até a altura dos 1250ms. Fotografia de João - Maurício, durante a "observação" observada de deslucamento.



FIGURA 11 - Matagalpa no Itan 15 do cricquim. Fotografia de João - Maurício durante a coleta de amostras (vide nota) de Itan 15 do cricquim no "matagalpa". Esta foto foi tirada durante a "observação" observada de deslucamento.

João - Maurício



FOTO 12 - Foi tirada na altura dos 265 mts a partir do 1º Impacto. Ela nos dá uma idéia do local e nos mostra que, se o terreno fosse plano, a dispersão seria maior.



FOTO 13 - Tirada no local. O LV-AMÁ desintegrou-se pela ação do impacto no grotão e exulção. Seta vermelha - Vide Foto 14.



Foto 14 - A foto mostra uma tucula de colheita.
A seta vermelha indica fenoço.

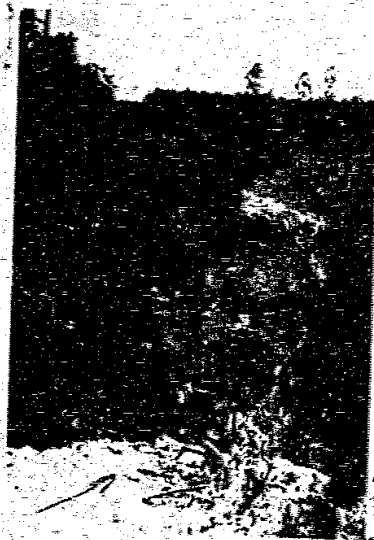


Foto 15 - Foto tirada em sentido con-
trário ao do deslocamento do
L1-414. A seta indica o fo-
cal de onde foi tirada a foto.

Luiz Carlos

A

MINISTERIO DA AERONAUTICA
INSPETORIA GERAL

Serviço de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

FICHA SUMARIA DO ACIDENTE

AERONAVE	Tipo: Comet-4	Matrícula: LV-AHR
	Unidade ou Proprietário: Aerolineas Argentinas	
ACIDENTE	Data: 23 Nov 61	Hora (P): 02:39
	Local: Campinas	Estado: São Paulo
	Classificação: GRAVE	
	Tipo: Choque com obstáculos após entrar em perda.	

HISTORICO DO ACIDENTE: A aeronave COMET-IV, de prefixo LV-AHR pertencente à Aerolineas Argentinas procedia de Buenos Aires. A aeronave pousou normalmente em Viracopos, Campinas. Às 05:20Z do dia 23 de Novembro de 1961, iniciou o taxi para a decolagem com destino a Trinidad. O aeroporto de decolagem se achava aberto IFR, em face as condições meteorológicas reinantes. O peso de decolagem era de 71.488 Kg, sendo que o peso máximo de decolagem, para as condições atuantes, seria de 72.575 Kg. A aeronave gastou cerca de 18 minutos entre a partida dos reatores e a decolagem, o que reduziu o seu peso de decolagem para 70.888 Kg. Após tomar a posição na pista, a aeronave percorreu cerca de 2.000 mts em 40 segundos e decolou normalmente. Ao alcançar cerca de 120 mts de altura, o avião iniciou uma descida brusca para, em linha de voo, vir a colidir com arvores distantes cerca de 2.930 mts do ponto de decolagem. O choque provocou a destruição completa da aeronave e perda de seus tripulantes e passageiros.

CAUSAS DO ACIDENTE: **PRINCIPAL - FALHA PESSOAL:** Erro do instrutor - Instrução de voo mal dirigida - Falha no exercício de sua missão supervisora - Falha do comandante da aeronave em re tomar os comandos a tempo de evitar o acidente.

SECUNDARIA - FALHA PESSOAL: Erro do piloto - Diversos - Não observação dos instrumentos básicos em uma decolagem noturna (IFR) - O piloto que ocupava o assento de pilotagem deve ter comandado, ao ter a aeronave atingido 170 Kt, o "ELEVATOR CHANGE GEAR" de "COARSE" para "FINE" por ser esta operação normal na decolagem. Esta modificação faz com que o nariz do avião baixe e o piloto se descuide dos instrumentos básicos.

DANOS	Materiais: Aeronave irrecuperável.
	Pessoais: Falecimento dos pilotos, 10 tripulantes e 40 passageiros.
	A terceiros: Parte de uma plantação e eucaliptos, avaliada em R\$ 90.000,00, foi destruída.

INFRAÇÕES COMETIDAS: - - -

OBSERVAÇÕES: - - -

Em 11/03/1962

APROVO:

Eduardo de Faria

INSPECTORIA GERAL

RELATÓRIO DO ACIDENTE OCORRIDO EM 23 DE NOVEMBRO DE 1961, COM O AVIÃO ARGENTINO, TIPO COMET-IV, DE MATRÍCULA LV-ARR, NA PISTA DO AEROPORTO DE CAMPINAS, SÃO PAULO.

1 - RECONSTITUIÇÃO

A aeronave decolou do aeroporto de Viracopos - CAMPINAS, às 0220H, com destino a TRINIDAD e a alternativa BARRADOS. Após atingir aproximadamente 100 m de altura, a aeronave baixou o nariz, fazendo um vôo próximo da superfície e colidir com um bosque de eucaliptos, acabando por desintegrar-se contra o solo.

2 - INVESTIGAÇÃO

2.1 - TRIPLAGEM

Identificaram-se pilotando a aeronave, lado esquerdo, o 1º oficial A, no lado direito, o comandante e presumível instrutor.

Segundo documento constante da investigação, o 1º oficial não tinha nenhuma hora de vôo registrada como 1º piloto (posto da esquerda) de Comet-IV, sendo se deduz que recebia instrução.

2.1.1 - Experiência de vôo e documentos

a - Comandante e presumível instrutor

Horas registradas

Total de vôo.....12.709,51

Como 1º (lado esquerdo) ou como instrutor.....

08.....11.246,35

Vôo noturno..... 5.791,32

Vôo no tipo..... 1. 612,21

1º (lado esquerdo) ou instrutor no tipo. 583,51

Certificados de vôo IFE, no tipo e capacidade física, em dia.

b - 1º oficial (suposto em instrução para comandante)

Horas registradas

Total de vôo.....13.425,62

No tipo..... 1.076,21

Como 1º (lado esquerdo) no tipo..... ZERO

Vôo noturno..... 2.832,38

Vôo por instrumento..... Desconhecido

Certificados de vôo IFE e capacidade física, em dia.

2.1.2 - Não foi possível conhecer o histórico dos pilotos. Não se pode cogitar de fadiga, pois os haviam voado 03:00 h nas últimas 24 horas.

2.1.3 - Os demais tripulantes em nada poderiam ter influenciado no acidente.

2.2 - Aeronave

2.2.1 - Estava com 5 242 hs totais, 2 242 horas após a última revisão geral e 06:30 horas após a última inspeção de 90 horas.

2.2.2 - Não foi possível verificar os relatórios de manutenção nos últimos 30 dias anteriores ao acidente.

2.2.3 - Não houve sobreviventes. Pelas declarações do pessoal de terra, inclusive o operador da torre de controle, não houve anormalidade aparente, donde se supõe que nada há de anormal no momento da decolagem.

2.3 - Condições meteorológicas

Pelos boletins, anterior, posterior e o da hora do acidente, verifica-se que não havia formação meteorológica que contribuisse para o evento. A noite era escura, devido a cobertura de 7/8 de "Stratus-Cumulus" a 400 m e 8/8 de "Alto-Stratus" a 2 100 m.

JAM SBKP 0200P 130/6 20 km 2 CU 600 6 As 2100 1010,5 19/17 TB8

JAM SBKP 0240P 130/15 6 km CIV LEV INT 7 Sc 400 8 As 2100 1013,2 19/17 TB8 (hora do acidente)

JAM SBKP 0300P 120/15 6 km CIV LEV INT 6 Sc 400 8 As 2100 1013,4 19/17 TB8

2.4 - Infraestrutura

O ADHM é homologado para COMET-IV e a pista mede 3 240 m, dos quais foram utilizados aproximadamente 2 000 m na corrida de decolagem. O balisamento de pistas e de obstáculos, assim como o RDS, comunicações rádio e farol rotativo, funcionavam normalmente, em nada tendo influenciado para o acidente.

2.5 - Detracho da aeronave

2.5.1 - O peso do avião na hora da partida das turbinas era de 71 488 kg, sendo que pelas condições previstas para o momento da decolagem, o peso máximo permitido era de 72 575 kg. Havia, portanto uma diferença a favor da segurança de 1 087 kg.

2.5.2 - O centro de gravidade estava dentro dos limites de segurança.

2.5.3 - Entre o momento da partida nas turbinas e o de decolagem decorreram 18 minutos. Nesse espaço de tempo dever ter sido consumidos 528 kg de combustível, o que aumentou a disponibilidade em relação ao peso máximo de decolagem, para 1 615 kg. Em consequência, a corrida de decolagem foi de \pm 2 000 m, segundo declarou o operador da torre, quando havia sido calculada pelo deslacho em 2 240 m.

unidade, o choque do acidente não poderia ter provocado a passagem de "Coarse" para "Fine"; assim, conclui-se que a unidade foi, de fato, comandada.

2.8.2 - Os eucaliptos, nos primeiros impactos estão cortados em plano horizontal. A proteção externa do radar, localizada na nariz do Comet-IV, foi encontrada a 50 m do primeiro impacto.

2.8.3 - De exposto nos dois sub itens anteriores, conclui-se que, ao ser ligada a unidade restritora de amplitude do profundor para "Fine", o nariz do avião baixou quando o piloto notou o que ocorria, tentou recuperar a atitude de subida mas, devido à ação do limitador - em "Fine", a aeronave levou mais tempo para voltar àquela atitude. Deve ter sido a razão de, no momento da colisão com os eucaliptos, ainda estar a aeronave em linha de vôo. Todos os impactos que estão plotados no croqui foram levantados em recobrimento foto, tendo-se, assim, uma idéia bem aproximada do ocorrido.

2.9 - Reconstituição das últimas colisões antes da desintegração da aeronave.

2.9.1 - Cento e vinte metros após o 1º impacto, o piloto comandou um ângulo de subida de aproximadamente 25°. Isto foi concluído pelo fato de estarem os eucaliptos queimados de cima para baixo, possivelmente pelos gases de escapamento das turbinas e o contrapêso do profundor que, pela atitude entrada, colidiu com os eucaliptos e foi arrancado, caindo a 125 m dos primeiros choques. Aproximadamente a 145 m do 1º impacto, a aeronave colidiu com um eucalipto de maior porte, o que provocou o go no "pod tank" da asa esquerda.

Logo depois houve outro impacto com outro eucalipto na altura do reator nº 1.

O aileron direito foi encontrado a 205 m do local do 1º impacto, porém deve ter sido danificado em impactos anteriores.

2.9.2 - Após o impacto no reator nº 1, o avião começou a afundar. Devido à declividade do terreno, foi cair no solo a 305 m do 1º impacto, conforme se vê no croqui.

Os eucaliptos nesse ponto, foram cortados num plano inclinado até o solo. Após a queda, o avião arrastou-se até chocar-se com um barranco, num grotão, onde explodiu, desintegrando-se totalmente.

2.9.3 - No sentido de deslocamento da aeronave, foram encontradas pequenas partes da fuselagem, sendo que as encon-

2.6 - Cálculos de tempo de corrida de decolagem, aceleração, início de subida e altura atingida

2.6.1 - Nos testes feitos com a aeronave LV-ABU, do mesmo tipo, chegou-se à conclusão de que o tempo de corrida na decolagem foi de 60 segundos. Os croquis (anexo 1 e 2) dão uma idéia bem aproximada da trajetória do LV-ABU. Foram baseados no cálculo de aceleração do voo do LV-ABU.

2.6.2 - Pelas declarações do operador da torre, chegou-se à conclusão de que o ângulo de subida foi de $4,5^\circ$, também a aeronave atingido a altura de 100 m. Considerando-se o ângulo mínimo de subida de $4,5^\circ$, a aeronave deve ter atingido a altura de 120 m, o que vem corroborar as declarações do operador da torre.

2.6.3 - Comparando-se com a aceleração apresentada pelo LV-ABU no seu voo de teste, concluiu-se que, desde o início da corrida de decolagem até atingir os 120 m de altura, a aeronave LV-ABU gastou 55 segundos, esse tempo deve ter atingido a velocidade indicada de 170 KT. Nesse momento, estava a meio caminho entre o ponto de decolagem e o local de 1º impacto, assim, o considerado os 1.200 m de pista restante e os 1.930 m da cabeceira da pista ao local de 1º impacto, a aeronave voou 3.170 m.

2.6.4 - O ponto em que o LV-ABU iniciou a perda de altura, não pôde ser determinado com precisão, porém poderemos considerá-lo a meio caminho dos citados 3.170 m.

2.7 - Considerações

2.7.1 - No Comet-IV, ao ser atingido o mínimo de 170 KT, o piloto comanda o "Elevator Change Gear". Essa unidade ao entrar em ação, quando comandada de "Coarse" para "Fine", provoca um abaixamento do nariz, sendo necessário uma correção com o auxílio do compensador manual. O seu funcionamento está descrito no Manual de Manutenção do Comet-IV.

2.7.2 - Observando-se o croqui (anexo 1), nota-se que o arifo não tem nos encaixotes na linha de voo, donde se conclui que, pouco antes, o piloto notara a perda de altura, isto é, voltou a observar os instrumentos básicos em sua decolagem por instrumentos e corrigira a atitude da aeronave, porém, tarde de mais.

8 - Interpretação de indícios

2.8.1 - Dos destroços foi retirada a unidade restritora de amplitude do profundor observando-se, através de testes, que estava na posição "Fine". Dada a constituição da

tradas nos primeiros 145 m dando o 1º aspecto, não se
mostravam sinal de fogo.

2.10 - DESCRIÇÃO

Todos os 12 tripulantes e 40 passageiros, faleceram no local.

3 - CONCLUSÃO

Considerando o exposto e, ainda, exames do combustível e relatórias da Rolls Royce sobre os motores, esta Inspeção conclui:

a) CAUSAS DO ACIDENTE:

PRINCIPAL - FALHA PESSOAL: Erro do instrutor - Instrução de voo mal dirigida - Falha no exercício de sua missão supervisa - Falha do comandante da aeronave em seguir os comandos a tempo de evitar o acidente.

SECUNDÁRIA - FALHA PESSOAL: Erro do piloto - Diversos - Não observação dos instrumentos básicos em uma decolagem noturna (IFR) - O piloto que ocupava o assento de pilotagem deve ter comandado, ao ter a aeronave atingido 170 KT, o "ELEVATION CHANGE GEAR" de "COARBE" para "FINE" por ser esta operação normal na decolagem. Esta modificação faz com que o nariz do avião baixe e o piloto se descolou dos instrumentos básicos.

b) DEMONS:

MATERIAIS: Aeronave irre recuperável.

PESSOAS: Falecimento dos pilotos, 10 tripulantes e 40 passageiros.

A TERCEIROS: Parte de uma plantação de eucaliptos, avaliada em R\$ 1.000,00, foi destruída.

EMÍLIO DEL TEDESCO - Ten Cel Av
Chefe do NIPAC

APROVO:

LORÉNA
RUA PARANÁ Nº 500 JARDIM SÃO
TELÉFONO - 100

PRÉF. PISTAS INTERNAS
AÉRO PISTAS EXTERNAS
AVIÃO S. FERREIRA
MAGALHÃES S. CALHEIROS DE FRANÇA
SPOCINOME

SÃO PAULO
AVENIDA DA LIBERDADE Nº
S.P. 100 - CORN. 100
S. M. JOSÉ MARQUES
TELÉFONO - 81.447

Exmo. Sr. Comandante da IVa. Zona Aérea - S. Paulo,

CERTIFIQUE-SE. Em 15/10/1962

Ten Brig - FRANCISCO DE ASSIS CORRÊA DE MELLO
Inspetor Geral da Aeronáutica

X AEROLINEAS ARGENTINAS, neste ato representada por seu advogado e Gerente Geral em S. Paulo vem, respectivamente à presença de V. Excia. expor e a final requerer o quanto segue:

- 1- Contendendo judicialmente, perante o MM. Juízo da 16a. Vara Cível desta comarca, em ação ordinária, com MAGDALENA HARSANYI, requereu ao MM. Juízo fosse V. Excia. oficiado no sentido de fornecer, para informação da demanda, as informações abaixo constantes, isto por saber que os inquéritos sobre acidentes são tratados de certo sigilo por motivos óbvios.
- 2- Vem, entretanto, o MM. Juízo de indeferir o oficiamento e de aclarar que à suplicante caberia requerer as informações por certidão, razão, pois, do presente pedido.
- 3- Nesta conformidade, pretende a requerente solicitar a V. Excia. se digno mandar passar certidão em que expressamente conste:
 - a) Que a aeronave de prefixo LV-AHR, acidente em Campinas no dia 23 de novembro de 1961, possuía certificado de navegabilidade; operava legalmente no país; sua tripulação satisfazia os requisitos legais; seu plano de vôo fora aprovado antecipadamente pelo D.A.O. e que este é Órgão Oficial; que a ordem de decolagem foi dada pela torre, controlada e operada por elementos da Força Aérea Brasileira, no momento do acidente.
- 4- Sendo o que requer, informações que não ferirão o sigilo do inquérito procedido pelas autoridades sob o Comando de V. Excia., requer se digno mandar passar certidão informativa completa dos elementos constantes do item anterior.

Nestes termos

P. Dezerimento
S. Paulo, 30 de agosto de 1.962

PUBLICADO
Nº 75 DE
16/10/1962

INSPECTORIA GERAL

RELATÓRIO DO ACIDENTE OCORRIDO EM 23 DE NOVEMBRO DE 1961, COM O AVIÃO ARSENIZADO, TIPO COMET-IV, DE MATRÍCULA LV-AME, NA PISTA DO AEROPORTO DE CAMPINAS, SÃO PAULO.

1 - RECONSTITUIÇÃO

A aeronave decolou do aeroporto de Viracopos - CAMPINAS, às 0220H, com destino a TRINIDAD e a alternativa BARBADOS. Após atingir aproximadamente 100 m de altura, a aeronave baixou o nariz, fazendo um vôo picado até ir colidir com um bosque de cacaupites, acabando por desintegrar-se contra o solo.

2 - INVESTIGAÇÃO

2.1 - Tripulação

Encontrava-se pilotando a aeronave, lado esquerdo, o 1º oficial e, no lado direito, o comandante e provável instrutor.

Segundo documento constante da investigação, o 1º oficial não tinha nenhuma hora de vôo registrada como 1º piloto (parte da esquerda) de Comet-IV, donde se deduz que recebia instrução.

2.1.1 - Experiência de vôo e documentos

a - Comandante e provável instrutor

Horas registradas

Totais de vôo 12.549:31

Como 1º (lado esquerdo) ou como instrutor 11.246:35

Vôo noturno 5.791:32

Vôo no tipo 1.612:21

1º (lado esquerdo) ou instrutor no tipo 583:51

Certificados de vôo IPR, no tipo e capacidade fixa, em dia.

b - 1º oficial (suposto em instrução para comandante)

Horas registradas

Totais em vôo 13.426:42

No tipo 1.274:21

Como 1º (lado esquerdo) no tipo IPR

Vôo noturno 2.832:38

Vôo por instrumento Desconhecido

Certificados de voo IFR e capacidade física, em dia,

- 2.1.2 - Não foi possível conhecer o histórico dos pilotos. Não se pode cogitar de fadiga, pois só haviam voado 03:06 h nas últimas 24 horas.
- 2.1.3 - Os demais tripulantes em nada poderiam ter influenciado no acidente.

2.2 - Aeronave

- 2.2.1 - Estava com 5 242 hs totais, 2 242 horas após a última revisão geral e 06:30 horas após a última inspeção de 90 horas.
- 2.2.2 - Não foi possível verificar os relatórios de manutenção nos últimos 30 dias anteriores ao acidente.
- 2.2.3 - Não houve sobreviventes. Pelas declarações do pessoal da terra, inclusive o operador da torre de controle, não houve anormalidade aparente, donde se supõe que nada havia de anormal no momento da decolagem.

2.3 - Condições meteorológicas

Pelos boletins, anterior, posterior e o da hora do acidente, verifica-se que não havia formação meteorológica que contribuisse para o evento. À noite era escura, devido a cobertura de 7/8 de "Stratus-Cumulus" a 400 m e 8/8 de "Alto-Stratus" a 2 100 m.

QAM SBKP 0200P 130/6 20 km 2 CU 600 6 As 2100 1010,5 19/17 TNS

QAM SBKP 0240P 130/15 6 Km CHV LEV INT 7 SC 400 8 As 2100 1013,2 19/17 TNS (hora do acidente)

QAM SBKP 0300P 120/15 6 Km CHV LEV INT 6 SC 400 8 As 2100 1013,4 19/17 TNS

2.4 - Infraestrutura

O ADRM é homologado para COMET-IV e a pista mede 3 240 m, dos quais foram utilizados aproximadamente 2 000 m na corrida de decolagem. O balisamento de pistas e de obstáculos, assim como o NDB, comunicações rádio e farol rotativo, funcionavam normalmente, em nada tendo influenciado para o acidente.

2.5 - Despacho da aeronave

- 2.5.1 - O peso do avião na hora da partida das turbinas era de 71 488 kg, sendo que pelas condições previstas para o momento da decolagem, o peso máximo permitido era de 72 575 kg. Havia, portanto uma diferença a favor da segurança de 1 087 kg.
- 2.5.2 - O centro de gravidade estava dentro dos limites de segurança.
- 2.5.3 - Entre o momento da partida nas turbinas e o de decolagem decorreram 13 minutos. Nesse espaço de tempo devem

ter sido consumidos 526 kg de combustível, o que amarra a disponibilidade em relação ao peso máximo de decolagem, para 1 619 kg. Em consequência, a corrida de decolagem foi de 2 000 m, segunda declaração e operação da torre, quando havia sido calculada pelo tempo de 2 140 m.

2.6 - Cálculo do tempo de corrida de decolagem, aceleração, ângulo de subida e altura atingida

2.6.1 - Nos testes feitos com a aeronave LV-ARU, de mesmo tipo chegou-se à conclusão de que o tempo de corrida na decolagem foi de 40 segundos. Os arcos (anexo 1 e 2) dão uma idéia bem aproximada da trajetória de LV-ARU. Foram baseados no cálculo de aceleração do voo de LV-ARU.

2.6.2 - Pelas declarações do operador da torre, chegou-se à conclusão de que o ângulo de subida foi de 4,5°, tendo a aeronave atingido a altura de 100 m. Considerando-se o ângulo mínimo de subida de 4,5°, a aeronave deve ter atingido a altura de 120 m, o que vem corroborar as declarações do operador da torre.

2.6.3 - Comparando-se com a aceleração apresentada pela LV-ARU no seu voo de teste, concluiu-se que, desde o início da corrida de decolagem até atingir os 120 m de altura, a aeronave LV-ARU gastou 33 segundos. Esse tempo deve ter atingido a velocidade indicada de 170 KT. Nesse momento, estava a meio caminho entre o ponto de decolagem e o local de 18 impacto, assim, considerados os 1 240 m de pista restante e os 1 930 m de embocadura de pista no local de 18 impacto, a aeronave voou 3 170 m.

2.6.4 - O ponto em que a LV-ARU iniciou a perda de altura, não pôde ser determinada com precisão, porém poderemos considerá-lo a meio caminho dos citados 3 170 m.

2.7 - Considerações

2.7.1 - No Com-IV, ao se atingir o mínimo de 170 KT, o piloto comanda o "Elevator Change Gear". Essa unidade ao entrar em ação, quando comandada de "Course" para "Fine", provoca um abaixamento do nariz, sendo necessário uma correção com o auxílio do compensador manual. O seu funcionamento está descrito no Manual de Manutenção do Com-IV.

2.7.2 - Observando-se o arcos (anexo 1), nota-se que o avião bateu nas nuvens em linha de voo, donde se conclui que, pouco antes, o piloto notara a perda de altura, isto é, voltou a observar os instrumentos básicos, em

uma decolagem por instrumentos e corrigira a altitude da aeronave, porém, tarde de mais.

2.8 - Interpretação de indícios

2.8.1 - Dos destroços foi retirada a unidade restritora de amplitude do profundor observando-se, através de testes, que estava na posição "Fine". Dada a constituição da unidade, o choque do acidente não poderia ter provocado a passagem de "Coarse" para "Fine"; assim, conclui-se que a unidade foi, de fato, comandada.

2.8.2 - Os eucaliptos, nos primeiros impactos estão cortados em plano horizontal. A proteção externa do radar, localizada no nariz do Comet-IV, foi encontrada a 50 m do primeiro impacto.

2.8.3 - De exposto nos dois sub itens anteriores, conclui-se que, ao ser ligada a unidade restritora de amplitude do profundor para "Fine", o nariz do avião baixou; quando o piloto notou o que ocorria, tentou recuperar a atitude de subida mas, devido à ação do limitador em "Fine", a aeronave levou mais tempo para voltar àquela atitude. Deve ter sido a razão de, no momento da colisão com os eucaliptos, ainda estar a aeronave em linha de voo. Todos os impactos que estão plotados no croqui foram levantados em recobrimento foto, tendo-se, assim, uma idéia bem aproximada do ocorrido.

2.9 - Reconstituição das últimas colisões antes da desintegração da aeronave.

2.9.1 - Cento e vinte metros após o 1º impacto, o piloto conseguiu um ângulo de subida de aproximadamente 25°. Isto foi concluído pelo fato de estarem os eucaliptos queimados de cima para baixo, possivelmente pelos gases de escapamento das turbinas e o contrapêso do profundor que, pela atitude cabrada, colidiu com os eucaliptos e foi arrancado, caindo a 125 m dos primeiros choques. Aproximadamente a 145 m do 1º impacto, a aeronave colidiu com um eucalipto de maior porte, o que provocou fogo no "pod tank" da asa esquerda.

Logo depois houve outro impacto com outro eucalipto na altura do reator nº 1.

O aileron direito foi encontrado a 205 m do local do 1º impacto, porém deve ter sido danificado em impactos anteriores.

2.9.2 - Após o impacto no reator nº 1, o avião começou a afundar. Devido à declividade do terreno, foi cair no solo a 203 m do 1º impacto, conforme se vê no croqui.

Os eucaliptos nesse ponto, foram cortados num plano in-
clinado até o solo. Após a queda, o avião arrastou-se
até chocar-se com um barranco, num grove, onde se im-
obilizou, desintegrando-se totalmente.

2.2.3 - Na ocasião do descolamento da aeronave, foram encontra-
das pequenas partes de fuselagem, sendo que as encon-
tradas nos primeiros 143 m desde o li exposto, não de-
monstravam sinal de fogo.

2.10 - BOMAS FISICAIS

Todos os 12 tripulantes e 40 passageiros, faleceram no local.

3 - CONCLUSÃO

Considerando o exposto e, ainda, exame do combustível e relatórios
de Rolls Royce sobre os reatores, esta Inspeção conclui:

a) CAUSAS DO ACIDENTE:

PRINCIPAL - FALHA PESSOAL: Erro de julgamento - Instrução de vôo
mal dirigida - Falha no exercício de sua missão su-
pervisora - Falha do comandante da aeronave em reter-
nar os comandos a tempo de evitar o acidente.

SECUNDÁRIA - FALHA PESSOAL: Erro de piloto - Distração - Não checag-
ragem dos instrumentos básicos na uma decolagem nor-
mal (178) - O piloto que ocupava o assento de pilotagem
deve ter comandado, ao ter a aeronave atingido
170 kt, o "ELEVATOR CHAMF GRAN" de "CORSE" para
"YEN" por ser esta operação normal na decolagem.
Esta modificação faz com que o nariz do avião baixe e
o piloto se desconecte dos instrumentos básicos.

b) DANOS:

MATERIAIS: Aeronave irreparável.

PESSOAS: Falecimento dos pilotos, 12 tripulantes e 40 passagi-
geiros.

1 FINEIRO: parte de uma plantação de eucaliptos, avaliada em
R\$ 50.000,00, foi destruída.

WALMAR DEL VIEIRAS - TEN CEL AV
Chefe de SEPAZ

APROVO:

a) Ten Brig - **WALMAR VIEIRA MASCARENHAS**
Inspeitor Geral de Aeronáutica