

ORIGINAL



MINISTÉRIO DAS OBRAS PÚBLICAS, TRANSPORTES E COMUNICAÇÕES
GABINETE DE PREVENÇÃO E INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES COM AERONAVES
GPIAA

RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE

Ocorrido com a aeronave

SKY RANGER

(PRIVADO)

SEM REGISTO

Pista da Lagoa de Óbidos

29 DE AGOSTO DE 2010

ESTÁ CONFORME O ORIGINAL

30 / 11 / 2010

Fernando Ferreira dos Reis

GPIAA

Homologo nos termos do n.º 3 do
art.º 26º do D.L. 318/99, de 11.08

30 / 11 / 2010

O Director

Fernando Ferreira dos Reis

Fernando Ferreira dos Reis

RELATÓRIO N° 14/ACCID/2010



NOTAS

1. O presente relatório exprime as conclusões técnicas apuradas pelo Investigador Responsável às circunstâncias e às causas desta ocorrência.

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com a Directiva do C.E. n.º 94/56/CE, de 21 de Novembro de 1994 e com o n.º 3 do art.º 11º do Decreto-Lei n.º 318/99 de 11 de Agosto, a investigação, análise e conclusões deste relatório não têm por objectivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades mas, e apenas, a determinação de causas e a formulação de recomendações que evitem a sua repetição.

O único objectivo deste relatório técnico é retirar ensinamentos susceptíveis de prevenir futuros acidentes.

2. O GPIAA foi notificado do acidente cerca das 18:45 horas pela GNR do Ponto Avançado do Bom Sucesso de Óbidos, (Destacamento Territorial de Caldas da Rainha - Comando Territorial de Leiria).
3. Na sequência dessa notificação, o Director do GPIAA nomeou o Investigador Artur Pereira como Investigador Responsável, nos termos do nº 1 do art.º 12º do Decreto-Lei n.º 318/99 de 11 de Agosto.

O Investigador Responsável, ao abrigo do nº 2 do art.º 12º do mesmo diploma, propôs ao Director do GPIAA, tendo sido por este aceite, a nomeação de outro elemento para a equipa de investigação, tendo sido designado o Investigador António Barros.

Em concordância com o estabelecido nas normas internacionais, o acidente foi notificado à *BEA – Bureau d'Enquêtes et Analyses*, como representante do Estado de Desenho e de Fabrico da aeronave, e ao *NTSB – National Transportation Safety Board*, como representante do Estado do fabricante do motor, tendo a BEA indicado um representante acreditado.

Dado o avançado da hora, com a aproximação da noite que dificultaria a investigação, a equipa de investigação avançou para o local do acidente na manhã do dia seguinte.

4. Todas as horas mencionadas neste relatório têm UTC como referência. A hora local na altura do acidente era igual a UTC+1.



ÍNDICE

	Pág.
NOTAS	2
ÍNDICE	3
SINOPSE	4
1. INFORMAÇÃO FACTUAL	5
1.1 História do voo	5
1.2 Lesões	6
1.3 Danos na aeronave	6
1.4 Outros danos	6
1.5 Informação sobre os ocupantes	6
1.5.1 Piloto	6
1.5.2 Passageiro/proprietário	7
1.6 Informação sobre a aeronave	7
1.7 Informação meteorológica	10
1.8 Ajudas à navegação	10
1.9 Comunicações	10
1.10 Informação sobre o aeroporto	11
1.11 Registadores de voo	11
1.12 Informação sobre o impacto e os destroços	11
1.13 Informação médica e patológica	12
1.14 Fogo	12
1.15 Sobrevivência	12
1.16 Testes e pesquisa	13
1.16.1 História da aeronave	13
1.16.2 Estudo do conjunto moto-propulsor	24
1.16.2.1 Redutora do motor Rotax 532	24
1.16.2.2 Hélices	26
1.16.2.3 Carburadores	28
1.16.2.4 Peso e centragem	29
1.17 Organização e gestão	29
1.18 Informação adicional	29
1.19 Técnicas de investigação	29
2. ANÁLISE	30
3. CONCLUSÕES	32
3.1 Factos estabelecidos	32
3.2 Causa provável do acidente	32
3.3 Factores contributivos	32
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	33
ACRÓNIMOS	34



SINOPSE

No dia 29 de Agosto de 2010, o Ultraleve SkyRanger, de propriedade privada, exibindo na cauda a matrícula CS-UAE, descolou da Pista de Lagoa de Óbidos, cerca das 18:20 horas, com o piloto e um passageiro, proprietário da aeronave, para efectuar um voo local de ensaio.

A corrida de descolagem, presenciada por testemunhas, fez-se com uma velocidade baixa e a aeronave foi para o ar em atitude de nariz em cima superior à normal, progredindo a subida lentamente, não tendo alcançado mais do que a altitude de 30 metros AGL.

Pouco depois de passar à vertical do fim da pista, a aeronave baixou inicialmente a asa direita mas subitamente enrolou para o lado contrário e descreveu uma volta até desaparecer atrás de uma vegetação que orlava o final da pista.

A demora em reaparecer à vista de quem assistia ao voo de ensaio fez os espectadores acorrer ao final da pista onde se depararam com o avião acidentado com a proa espetada no solo, em posição vertical.

Os ocupantes pereceram no local do acidente.

1. INFORMAÇÃO FACTUAL

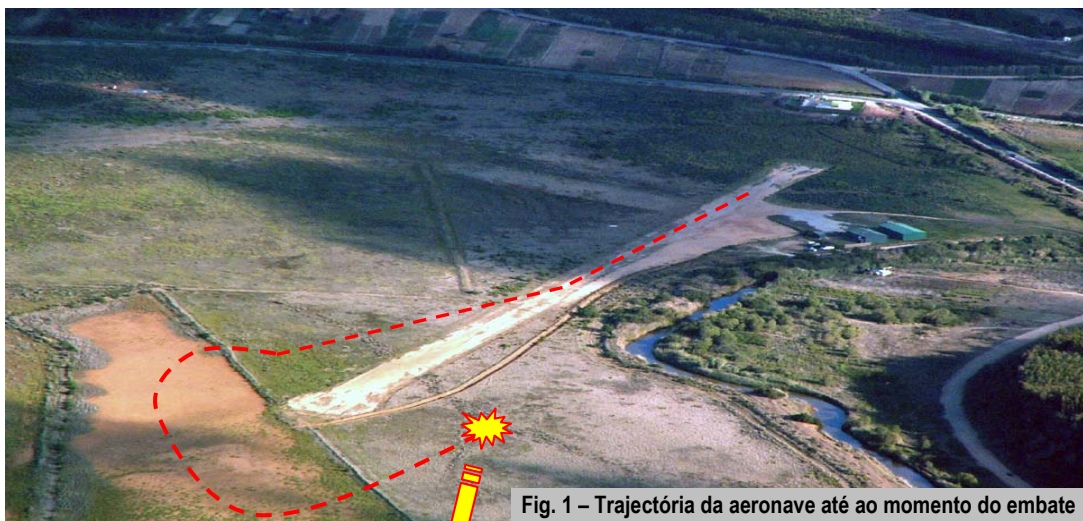
1.1 HISTÓRIA DO VOO

No dia 29 de Agosto de 2010, o Ultraleve SkyRanger, de propriedade privada, exibindo na cauda a matrícula CS-UAE, descolou da Pista de Lagoa de Óbidos, cerca das 18:20 horas, com o piloto e um passageiro, proprietário da aeronave, para efectuar um voo local de ensaio.

Testemunhas postadas junto aos hangares, declararam que a aeronave descolou com *flaps down*, pouco subiu, calculando a altura acima do solo em 30m, e que o motor não emitia o ruído habitual, parecendo não estar a operar no regime de descolagem.

Pouco depois de passar à vertical do fim da pista, em atitude de nariz em cima, a aeronave baixou a asa direita, iniciando uma volta para esse lado, seguida de imediato de outra pela esquerda e desapareceu de vista atrás de vegetação alta aí existente. Como não reapareceu, as testemunhas deslocaram-se ao final da pista e viram a aeronave imobilizada contra o terreno, na vertical, com a proa apoiada no solo (Fig. 1 e 2)¹, nas coordenadas 39° 23' 41''N 009° 12' 03''W (Datum WGS 84)².

Ambos os ocupantes pereceram no local do acidente.



¹ A fig.1 é uma fotografia da autoria de José Manuel Nunes, retirada de http://www.pelicano.com.pt/zp_obidos.html.

² Sistema de representação da superfície da Terra (forma e dimensão) para seu mapeamento, concebido em 1984 e revisto em 2004.

1.2 LESÕES

LESÕES	TRIPULAÇÃO	PASSAGEIROS	OUTROS
FATAIS	1	1	—
GRAVES	—	—	—
LIGEIRAS	—	—	—
NENHUMAS	—	—	

1.3 DANOS NA AERONAVE

A aeronave ficou destruída.

1.4 OUTROS DANOS

Não houve danos a terceiros.

1.5 INFORMAÇÃO SOBRE OS OCUPANTES

1.5.1 Piloto

O INAC não tinha qualquer registo do piloto. Contactado o CIAIAC (Autoridade Espanhola) foi possível recolher alguns dados:

<u>Referências</u>	<u>Piloto</u>
<u>Identificação</u>	
Sexo	Masculino
Idade	61 anos
Nacionalidade	Portuguesa
<u>Licença</u>	
Designação/Nº	ULM / 8040 ³
Emitida por/em	AESA / 15-12-2009
Validade	15-12-2010
<u>Experiência de Voo</u>	
Total	Desconhecida (*)
No tipo	Desconhecida (**)
<u>Exame Médico Aeronáutico</u>	Desconhecido

(*) Segundo os testemunhos recolhidos junto de quem privava com o piloto, este teria uma experiência de voo superior a 1 500 horas, todas adquiridas em asa delta.

(**) Em ultraleves, a experiência não ultrapassaria as 50 horas de voo, – realizadas basicamente no seu ultraleve X-Air F –, um modelo de ULM com características e comportamento muito próximo do da asa delta motorizada.

As testemunhas referiram que tinha o hábito de descolar com potência reduzida para não esforçar o motor e que não estava familiarizado com o uso de *flaps*. Estimaram ainda o seu peso em 80kg.

³ Esta licença de voo foi atribuída após um treino de 10:37 horas (informação fornecida pela Autoridade Espanhola).



1.5.2 Passageiro/proprietário

Os dados recolhidos junto das testemunhas que o conheciam apontam para um indivíduo do sexo masculino e de nacionalidade portuguesa, com 64 anos de idade. Não tinha qualquer experiência de voo e adquirira a aeronave para usufruir dela quando se inscrevesse num Curso de Piloto de ULM que tencionava frequentar. Não tinha conhecimentos de mecânica nem de aerodinâmica e teria, tal como o piloto, 80kg de peso.

1.6 INFORMAÇÃO SOBRE A AERONAVE

O SkyRanger é um ULM de asa alta, munido de trem triciclo e com dois lugares dispostos lado-a-lado. A SkyRanger Aircraft Company constrói estes ULM com tubagem em alumínio de grau 2017, de tubos direitos (sem curvas), não soldados (fixados com parafusos e porcas), e a estrutura é revestida a tela *Dracon*.



Fig. 3

As outras partes metálicas são fabricadas em aço inoxidável ou temperado. O seu peso em vazio é de 213kg e a sua massa máxima à descolagem é de 450Kg.

Pode ser fornecido com portas inteiras ou meias portas (fig. 4):



Fig. 4 – Um SkyRanger da mesma altura da aeronave acidentada, com portas de duas metades.

O SkyRanger aceita motorizações entre os 50 e os 100hp.



Performance

- **Velocidade estrutural:** 195km/h (105kts, 121mph)
- **Velocidade** de cruzeiro: 150km/h (81kts, 93mph) (*Max. cruise*)
- **Velocidade de perda:** 62km/h (33,5kts) – para uma massa total de 450kg
- **Razão de subida:** 4.6 m/s (900 pés/min.)

O Manual de Operações do SkyRanger, nos seguintes capítulos, refere o seguinte:

[...]

4.5 Descolagem

[...]

4.6 Normal

4.6.1 *Para uma descolagem normal, proa ao vento, os flaps podem ser seleccionados na posição UP-CR (cruzeiro) ou na primeira marca -TO (Takeoff).*

4.6.2 ... [na descolagem] *aplique full power.* [...].

4.6.3 *Quando a velocidade atingir os 45kts (83km/h) CAS⁴ inicie a rotação e descole [...], permita que a velocidade atinja os 60kts (111km/h) CAS e mantenha-a.*

[...]

4.15 Turning

4.15.1 [...] *O SkyRanger requer um pouco de rudder para manter o avião equilibrado na entrada e saída da volta.*

4.15.2 *Como qualquer aeronave, a velocidade de perda aumenta com o bank angle. A velocidade de perda numa volta com 60° de pranchamento e flaps up é de 52kts (96km/h) CAS, considerando um Max. takeoff weight.*

[...]

4.17 Perda

No teste de voo de fábrica do protótipo, registaram-se as seguintes velocidades:

VS1⁵ – A velocidade de perda, no MTOW, CG dianteiro e flaps up é 36kts (66km/h) CAS.

VSO⁶ – A velocidade de perda, no MTOW, CG dianteiro e full flaps é 33kts (61km/h) CAS.

⁴ A CAS é a IAS corrigida dos erros do velocímetro e da posição do tubo de *pitot*.

⁵ Velocidade de perda ou velocidade mínima em voo estável para uma configuração específica.

⁶ Velocidade de perda em configuração de aterragem.



Estas velocidades representam a pior situação em operação normal.

Para pesos mais baixos e CG mais recuado a velocidade de perda diminui – mas não muito!

Os pilotos devem lembrar-se que a velocidade de perda aumenta durante as voltas e manobras.

[...]

4.17.7 Entrada de perda em voo

[...] *O SkyRanger tem a característica de nivelar por si as asas quando ocorre uma perda.*

[...]

4.19 Situações anómalas em Voo Controlado

4.19.1 Espiral

[...] *É possível que, por deficiente técnica de pilotagem, a aeronave entre em espiral inadvertidamente ou porque entrou em perda numa volta ou porque não se mantiveram os pedais de rudder direitos no momento da perda.*

Se isto acontecer, a volta para a espiral é caracterizada por um acentuado mergulho da proa (cerca de 45° de nariz em baixo) e a aeronave a rodar para um dos lados. [...]

4.20 Voo com portas abertas

Se equipado com a opção de portas com duas metades, o SkyRanger pode voar com a metade superior da porta aberta.

[...]

4.20.2 *Os pilotos devem estar de sobreaviso para o facto de, estando as portas abertas, a aeronave acusa sensível tendência para adoptar uma atitude de nariz em cima e deverem trimar para recuperar cerca de 5kts.*

4.20.3 *O SkyRanger passa a manifestar uma estabilidade direccional mais forte quando voa com portas abertas.*

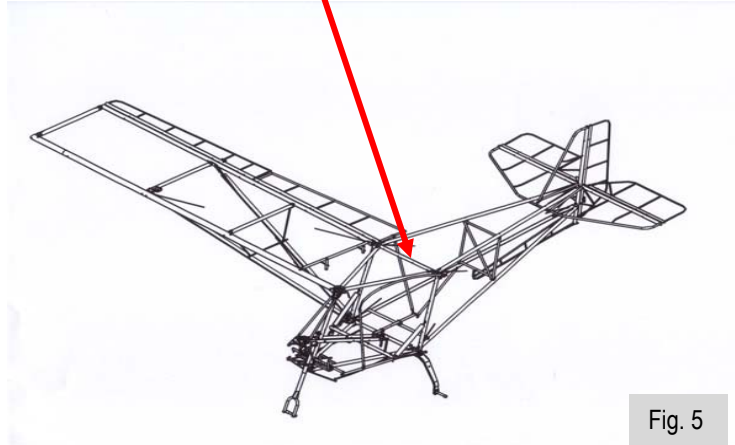
Este facto requer mais acção sobre o leme de direcção para manter o equilíbrio com o motor na potência máxima durante a subida.

[...]

8.2 CG Datum – *O CG datum está localizado na linha central do eixo das rodas do trem principal. As medidas são expressas em metros e em quilogramas.*

DADOS SOBRE A AERONAVE ACIDENTADA

O IR localizou o sítio habitual de aposição da chapa com o nº de série dos SkyRangers (tubo transversal da estrutura⁷, por cima e atrás da cabeça dos ocupantes); a chapa estava ausente.



Consultado o INAC para obtenção de dados sobre o SkyRanger acidentado, fornecendo-se a matrícula, a informação recolhida referenciava o registo CS-UAE como pertencente a um ULM de marca Quicksilver, modelo Spirit II, fabricado em 1989, nº de série 181, e equipado com um motor Rotax 503, S/N 386 7 724.

A aeronave acidentada usava a matrícula de outro avião e confirmava-se que nunca havia sido averbada no RAN.

Não tinha Manuais, Cadernetas de Célula ou do Motor, nem Seguro. O representante actual do SkyRanger em Portugal cedeu os Manuais necessários que permitiram o estudo do avião para a efectivação da investigação.

Outros dados estão relatados no decurso do capítulo 1.16 – TESTES E PESQUISA

1.7 INFORMAÇÃO METEOROLÓGICA

As condições meteorológicas na altura do acidente registavam vento calmo, visibilidade superior a 10km, céu limpo e a temperatura rondaria os 22 °C. Desconhecia-se o QNH.

1.8 AJUDAS À NAVEGAÇÃO

Não aplicável.

1.9 COMUNICAÇÕES

Não aplicável.

⁷ Gravura retirada do site <http://webcache.googleusercontent.com/search?q=cache:ZAUd8Vxpbq4J:bestoffaircraft.com/index.php/en/bestoff-aircraft%3Fstart%3D12+skyranger+characteristics&cd=10&hl=pt-PT&ct=clnk&gl=pt>



1.10 INFORMAÇÃO SOBRE A PISTA⁸

A Pista da Lagoa de Óbidos, construída para ULM, tem um QFU 18/36 pés e está localizada a 3 pés ASL (cerca de 1,00 metro acima do nível das águas do mar), nas coordenadas 39° 23' 21"N 009° 11' 54"W (Datum WGS 84). A superfície foi construída em saibro compactado, com 700 metros de comprimento e 20 metros de largura, com declive 0%.



A pista não estava autorizada na altura do acidente. Segundo informação do INAC, a pista teve anteriormente uma autorização concedida pela ANA, datada de Outubro de 1999, e que foi cancelada pelo Dec.-Lei nº 238/2004, de 18 de Dezembro, alterado pelo Dec.-Lei nº 283/2007, de 13 de Agosto e regulamentado pelo Reg. nº 164/2006, de 8 de Setembro, alterado pelo Reg. nº 510/2008, de 18 de Setembro, ambos do INAC.

1.11 REGISTADORES DE VOO

A aeronave não estava equipada com registadores de voo nem a lei o exige neste tipo de aviões.

1.12 INFORMAÇÃO SOBRE O IMPACTO E OS DESTROÇOS

O local do impacto era de terra densa e dura, com vegetação rasteira.

A aeronave apresentava-se completa, apoiada no trem principal e na proa. O nariz apresentava uma deformação maior do lado esquerdo como se tivesse sido interrompido numa volta. Para além desta deformação, do recuo do berço do motor que invadiu o espaço dos ocupantes e da cedência da parte dianteira da estrutura (berço do

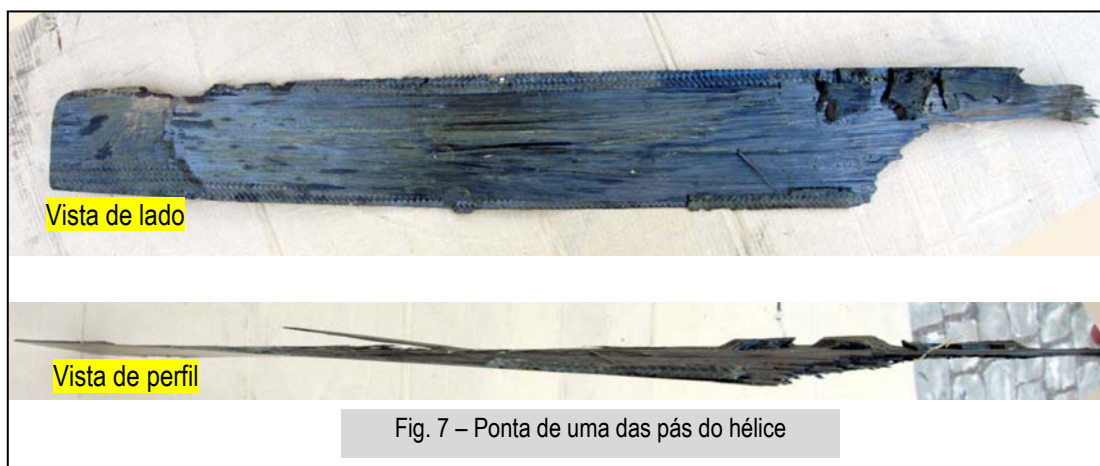
⁸ A fotografia desta pista é da autoria de Júlio César e foi retirada do site http://www.pelicano.com.pt/zip_obidos.html

[Handwritten signature]
[Handwritten initials]

motor e cunha da união dos tubos junto ao pára-brisas), a fuselagem apresentava-se íntegra e os planos de controlo inteiros e a responder aos movimentos do manche, se bem que este estivesse limitado na sua amplitude pela deformação do chão onde estava aplicado. A tela não apresentava rasgões e os *flaps* estavam em posição *full down*.

O hélice, acoplado a uma parte que se destacara da redutora, encontrava-se cerca de metro e meio mais à frente do nariz do avião e metade de uma das pás foi encontrada a cerca de sete metros para a frente e para a esquerda (às 11 horas).

Apresentava-se delaminada e com a espessura sensivelmente reduzida a metade (fig. 7).



Atrás dos bancos dos ocupantes estavam dois *Jerry Cans* de plástico vulgar (um atrás de cada assento) com capacidade para 25 litros cada, ambos meio cheios de gasolina, íntegros e sem derramamento de líquido.

1.13 INFORMAÇÃO MÉDICA E PATOLÓGICA

Não foi possível obter o relatório médico-patológico do Ministério Público como previsto na alínea g), §1 do art.º 14º do Dec.-Lei 318/99 de 11 de Agosto.

Desta forma, ignora-se se, em consequência de doença súbita, algum dos ocupantes interferiu com a posição dos comandos, perdendo-se também, pelo tipo e disposição de fracturas existentes, qualquer pista sobre a forma como a aeronave embateu.

1.14 FOGO

A aeronave não se incendiou.

1.15 SOBREVIVÊNCIA

A característica do acidente e as lesões, evidenciadas nas fotografias do relatório da GNR, nos corpos de ambos os ocupantes não deixam supor a hipótese de sobrevivência.

1.16 TESTES E PESQUISA

1.16.1 História da aeronave

Há 15 anos atrás, a aeronave acidentada foi trazida desmontada para Portugal por uma pessoa que se dedicava à importação de aeronaves SkyRanger em *kit*, bem como de motores ROTAX, para montar os conjuntos célula/motor e fazer a posterior venda das aeronaves prontas-a-voar.

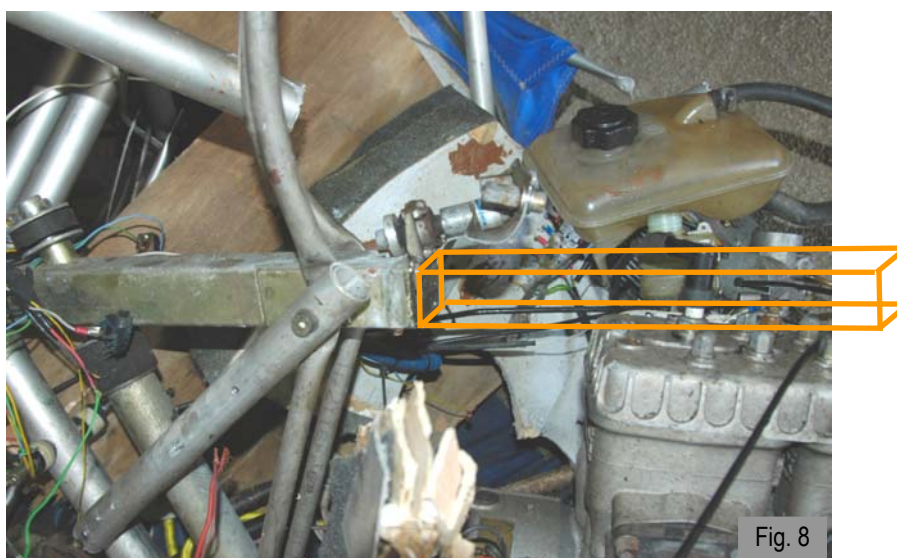
Essa pessoa foi localizada e entrevistada e soube-se que a aeronave acidentada foi a terceira ou a quarta que importou, – não se recordando a sua ordem de chegada nas unidades que adquiriu –, mas garantindo que foi das primeiras que montou e dotou com um motor Rotax 582 de 64cv, e que assim a vendeu.

Este primeiro proprietário nunca registou a aeronave, voando-a nestas condições.

Porque considerou que o motor era demasiado fraco para a aeronave, algum tempo depois este proprietário contactou o importador e propôs-lhe o uso comum da aeronave em troca da contribuição gratuita de um motor mais potente. O importador anuiu, a aeronave recebeu um Simonini de 90cv, para o qual o dono da célula se encarregou de conceber e adaptar um berço para o acolher.

Nos seus depoimentos, as testemunhas entrevistadas que acompanharam o percurso da aeronave disseram que a colocação normal do motor seria invertida⁹ mas que tinha sido decidido alterar o berço original para receber o motor com a cabeça para cima.

Para concretizar o intento, foram eliminados os pontos de fixação do motor original¹⁰, amputando-se toda a barra de apoio (a cor-de-laranja na fig. 8).



⁹ Facto confirmado junto do construtor do Simonini.

¹⁰ Também segundo o construtor do Simonini, a furação deste motor é coincidente com a furação dos Rotax.

Fixou-se, então, à estrutura do avião uma pesada construção em ferro, à qual se aplicou uma base em alumínio vulgar que recebeu o Simonini na posição escolhida.

Na altura de montar e fechar o *capot*, verificou-se que este batia na parte superior do motor que ficara mais elevado do que o normal.

A dificuldade foi ultrapassada, recortando o *capot* e construindo uma bossa artesanal em fibra de vidro (fig. 9 e 10). Na base da bossa, o material empregado, possivelmente por má aplicação, evidenciava rachadelas ao longo da união (setas amarelas).

Mesmo com o recurso a esta modificação, o *capot* não fechava, pelo que foi aplicada um sistema de extensores para o fazer subir.

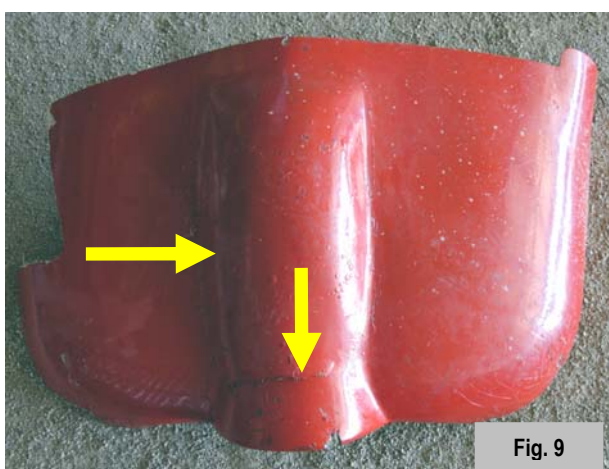


Fig. 9

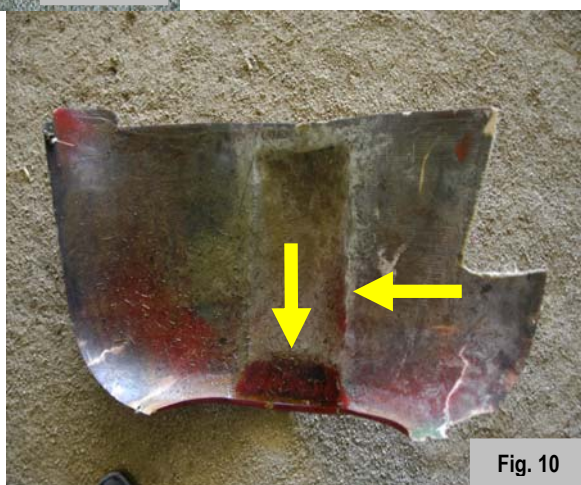


Fig. 10

O avião passou a ser usado, então, pelos dois donos, – o da célula e o do motor –, garantindo este último ao IR que o avião operava perfeitamente equilibrado, sem acusar qualquer deficiência no voo, ao ponto de o simples facto de *"esticar os braços para a frente o fazer descer e colocá-los atrás dos bancos fomentar a sua subida tal como, aliás, é característica deste modelo"*.

A aeronave continuou a voar sem ser registada durante largos anos até voltar a ser vendida.

Quando o actual proprietário adquiriu o avião, resolveu restituir o motor Simonini e tomou posse inteira da célula, projectando vir a instalar um outro motor, que veio a ser um Rotax 532 de 64cv, um motor antigo, já descontinuado há mais de dez anos, ignorando-se o estado dele nem o número de horas que já operara. As testemunhas que acompanharam a nova aquisição sabiam que o motor havia sido adquirido em 2ª mão em França, onde o actual proprietário era emigrante.

O novo dono seguiu a tradição e não registou a aeronave.

Tal como o Simonini, a posição normal do motor Rotax 532 era também invertida, de cabeça para baixo, e fixado pelo *carter* à barra do berço original concebido pelo fabricante do SkyRanger para os motores Rotax (fig. 11).

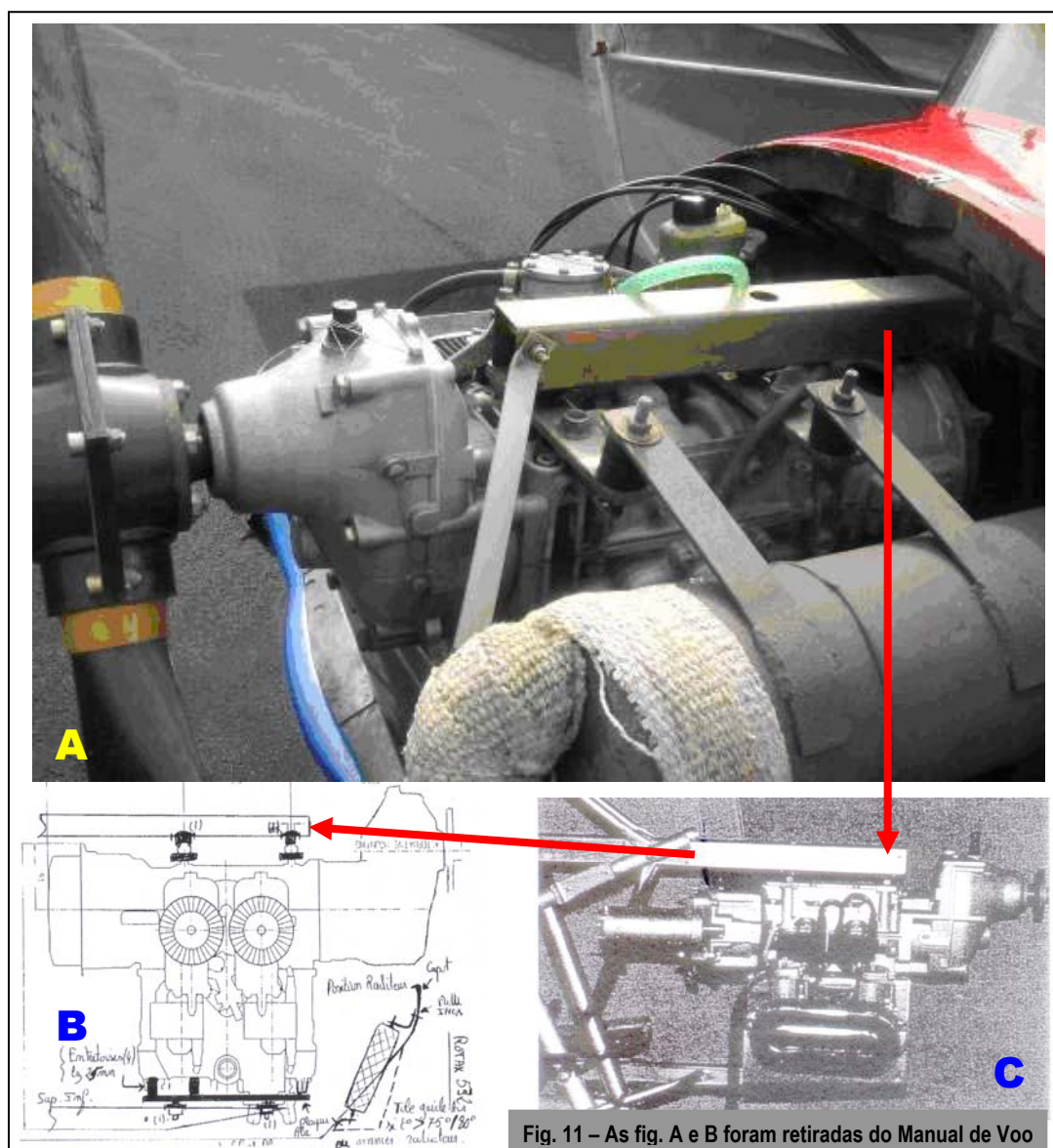


Fig. 11 – As fig. A e B foram retiradas do Manual de Voo

Porém, como já não existia a barra superior de fixação, o Rotax 532 foi montado na mesma base que tinha sido concebida para o Simonini de 90hp.

Handwritten signature and initials.

Ao coto da barra (1) foi, então, aplicada uma peça constituída por um tubo (2) e uma chapa dobrada (3) que, por sua vez, foi fixada à cabeça do motor por meio de dois parafusos (fig. 12 – setas amarelas).

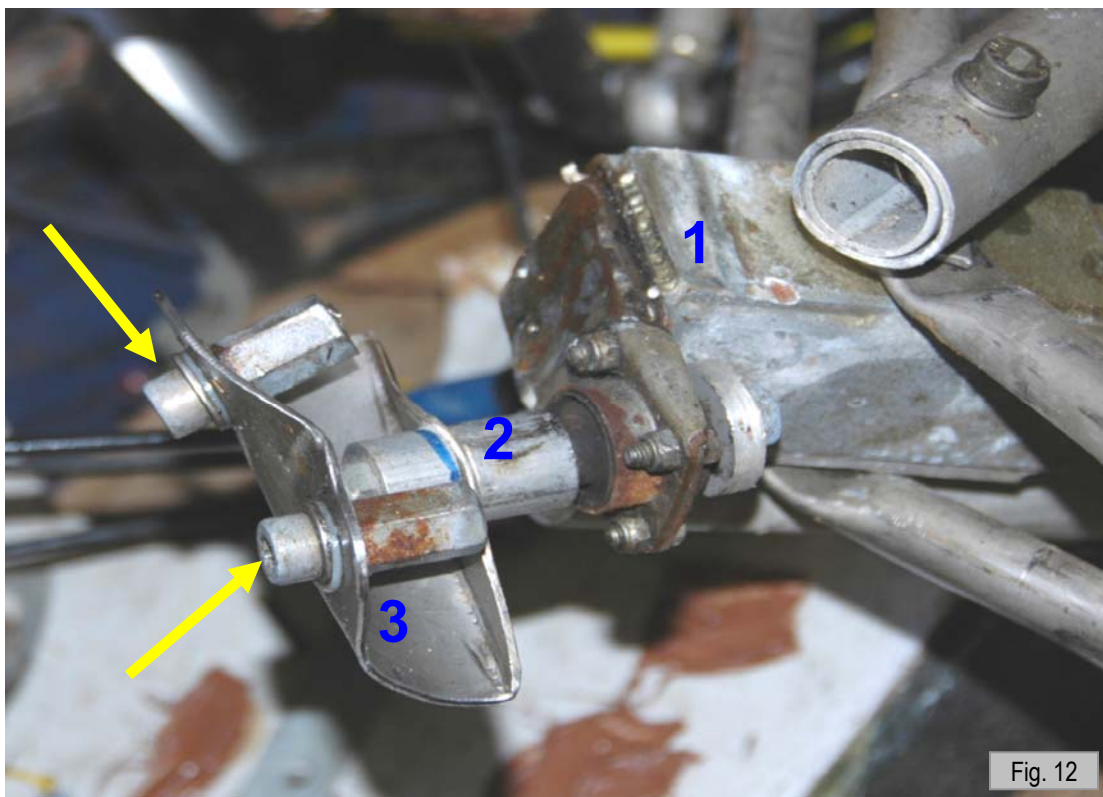


Fig. 12

O motor separou-se desta peça, que constituía o seu travamento superior, em consequência do embate com o solo que deformou a estrutura (fig. 13 – seta vermelha).



Fig. 13

A base de fixação do motor era constituída por uma estrutura pesada de barras de ferro soldadas entre si (seta 1 da fig. 13), fixada a um tubo atrás do pára-fogo através de uma charneira (descrita mais à frente) que permitia a oscilação do motor. Para que a parte da frente dessa estrutura não descaísse à frente, o motor era preso em cima através do acessório da fig. 12. A estrutura recebeu uma placa de alumínio vulgar (não aeronáutico) de 12 m/m (seta 2 da fig. 14), e uma outra barra de ferro (seta 3 da fig. 14) à qual foi fixado o *carter* do motor. Por baixo da placa de alumínio foram introduzidas várias anilhas de metal, de tamanhos diferenciados (setas 4 da fig. 14), destinados à afinação da inclinação do motor.

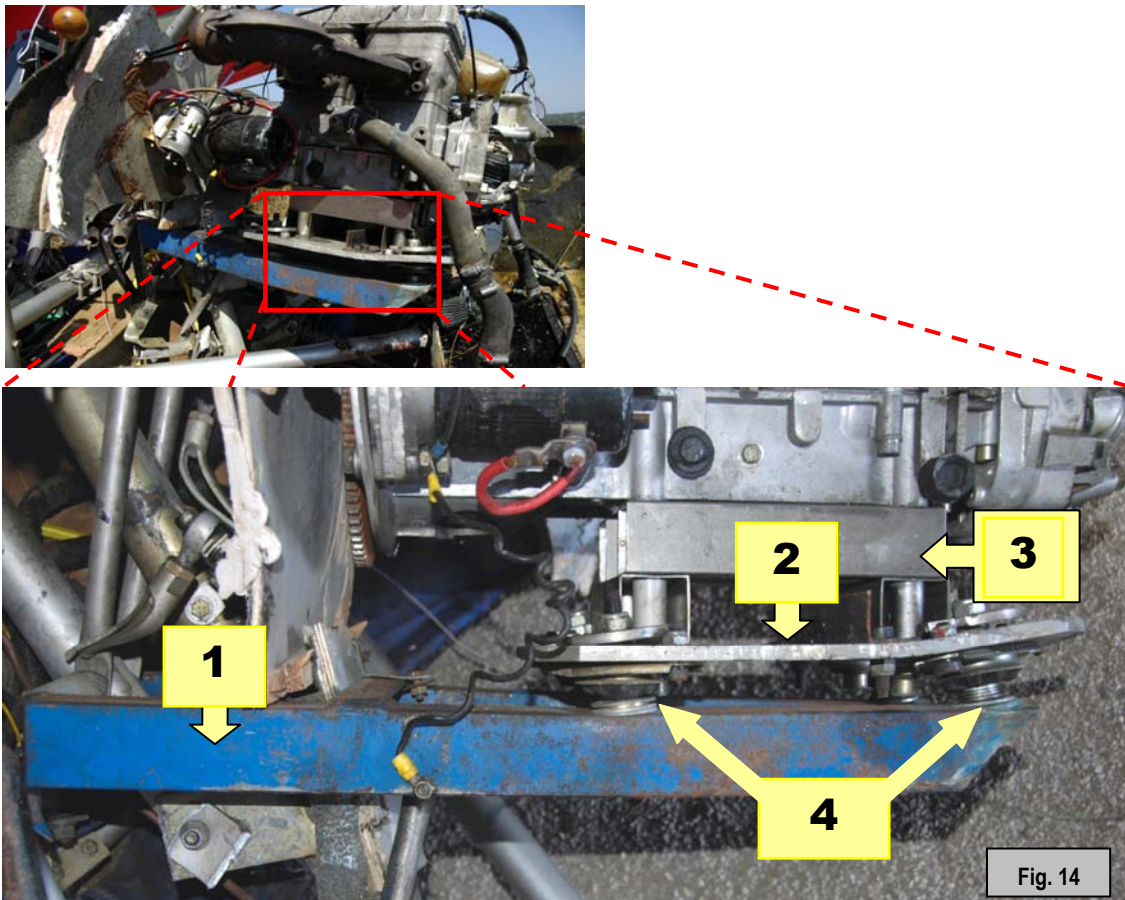


Fig. 14

O estudo dos destroços, empreendido pelo perito do actual representante da SkyRanger em Portugal revelou que, com a amputação do suporte e a montagem livre do motor sobre a base artesanal de alumínio, o eixo do motor ficara desalinhado e perdera o desvio calculado pelo fabricante para compensar o torque do hélice.

Todos estes acessórios eram de concepção caseira, fabricados em material não aprovado pelo fabricante da aeronave ou do motor instalado, aplicados sem qualquer rigor técnico e planeados sem o juízo crítico sobre a influência que tal peso extra poderia ter na eventual deslocação do centro de gravidade do avião.



Como o proprietário não gostasse dos extensores que tinham sido aplicados aquando da montagem do Simonini, retirou-os mas, na altura de fechar o *capot*, este voltou a bater nas velas, à frente. A afinação da altura/inclinação do motor foi feita através de várias anilhas de tamanhos diferentes que, somadas ou retiradas, vieram a possibilitar a altura necessária para que o *capot* fechasse. A frente do motor, no entanto, ficou inclinada para baixo.

Estas acções tiveram reflexo no comportamento do avião que passou a voar com tendência para mergulhar a proa, como se provou quando o proprietário chamou o piloto-importador, pedindo-lhe para ensaiar o avião e manifestando o desejo de o acompanhar na experiência, pretensão que foi recusada.

Mal o piloto levantou a aeronave do chão, manteve-se a voar a cerca de 1,50 metros acima do solo e voltou a aterrar, abortando o voo de experiência - com o manche todo puxado atrás o avião não subia porque “estava muito dianteiro”.

Concluindo que a aeronave estava desequilibrada, o proprietário colocou um garrafão com 5 litros de água no extremo interior do cone de cauda para a contrabalançar e nova experiência de voo foi feita com outro piloto que, tal como o primeiro, preferiu fazer o voo a solo. Registando apenas a queixa de que o motor era fraco, o piloto considerou que o avião voava sem tendência evidente.

O dono do avião decidiu, então, substituir o garrafão por um objecto mais estético, de peso idêntico, e a bateria foi deslocada do seu sítio junto ao pára-fogo para o novo local atrás, tendo-se procedido a extensões de cabos eléctricos ao longo da fuselagem para permitir a sua funcionalidade.

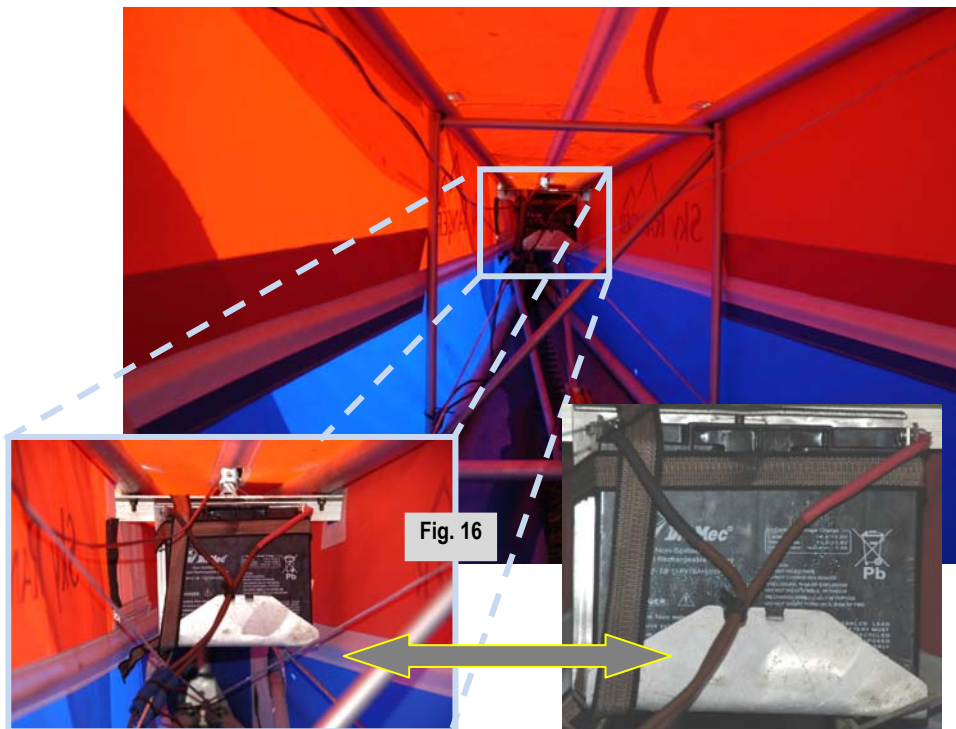
Nos SkyRanger, a bateria original é pequena, pesa 1,8kg e está instalada bem à frente, debaixo do painel de instrumentos, entre os pés dos ocupantes (fig. 15).



Fig. 15 – Local da bateria (As dimensões do telemóvel dão ideia do tamanho de uma bateria original)

O Manual de montagem refere como sendo este o único lugar onde a bateria pode e deve ser instalada, por uma questão de centragem.

No avião acidentado, a bateria (indicada para motocicletas), o respectivo suporte, os cabos eléctricos de 16mm e as precintas de fixação, formavam um conjunto com um peso próximo dos 5kg, que substituiu o peso da bateria na ponta da cauda (Fig. 16).



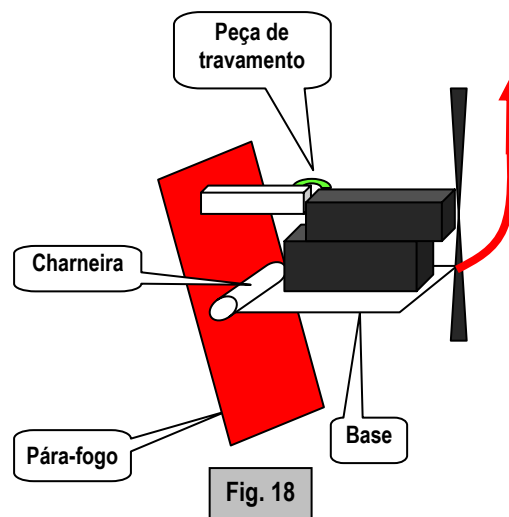
O cone de cauda nos modelos originais está livre de qualquer acessório (Fig. 17):



Fig. 17: Fotografia in <http://www.auf.asn.au/constructors/manwaring.html>

Entretanto, alguém reparou que o motor estava um pouco inclinado, com a frente para baixo, e foi alvitrado o seu nivelamento, alterando-se a posição da base, projecto fácil de empreender uma vez que este apoio se movia mercê de uma charneira fixada à estrutura que estava atrás do pára-fogo (esquema da fig. 18).

Para anular esta inclinação do motor, usou-se uma régua de metal, criada para o efeito que, colocada sob o coto da barra que havia sido cortada, a prolongava virtualmente e marcava a altura até onde o motor devia subir para ficar alinhado. Quando o *carter* tocasse a régua, isso corresponderia à posição que o motor deveria ter se lá existisse a barra original onde o fabricante previra a sua fixação, garantindo-se, assim, o seu paralelismo com o eixo longitudinal da aeronave.



Era necessário elevar a frente da base mas a peça de travamento (conjunto marcado com os números 2 e 3 da fig. 12), que segurava o motor não o permitia.

Assim, esse acessório foi desmontado e o tubo (2) foi serrado para o encurtar e permitir elevar a parte da frente da base e, conseqüentemente, o motor também.

Com o *capot* a bater de novo nas velas, teve que se recorrer mais uma vez aos extensores para o levantar e evitar o contacto.

A partir desse momento, a propensão do avião passou a ser a de voar de nariz-em-cima, como se observou no voo seguinte: o piloto-importador foi de novo chamado a experimentar o avião que o quis, mais uma vez, fazê-lo sozinho. Após a aterragem referiu que, desta vez, o avião “estava traseiro” e a volta de pista tinha sido feita com manche muito à frente.

O piloto transmitiu ao proprietário a evidência de que o avião estava desequilibrado e era óbvio que a bateria teria de voltar para o lugar que lhe fora destinado pelo fabricante, mas a acção correctiva não pareceu urgente ao dono do avião que foi adiando a mudança.

Notando que a aeronave estava a ser alvo de modificações que considerava perigosas e com as quais não concordava, chamou a atenção para a gravidade das acções cometidas e afastou-se do processo, não voltando a aceitar convites para voar o avião.

O proprietário deslocou-se a um aeródromo localizado na zona do Magoito (Sintra), propriedade de um outro piloto de ULM, para comparar o seu com um outro SkyRan-

ger aí hangarado (o mesmo que está representado na fig. 4) e que mantinha a sua integridade original mas, segundo o director do aeródromo, limitou-se a colocar uma balança, à vez, debaixo de cada roda do avião e a somar os valores para determinar o peso certo da aeronave. Trocou algumas impressões com o dono do aeródromo sobre o seu avião e o motor que lhe tinha montado. Este, sabendo a origem do motor, aconselhou-o a medir a compressão dos cilindros e a efectuar um *overhaul* para garantir a sua boa operacionalidade. O dono do avião não seguiu o conselho mas manifestou o desejo de o ver experimentar a sua aeronave. O convite não chegou a ser concretizado por se ter verificado o acidente.

No intuito de melhorar a aeronave, o proprietário procedeu à substituição do conjunto de travões originais por um outro sistema hidráulico de travagem mais pesado (fig. 19).



Pelo facto de o motor ter ficado mais elevado e a visibilidade em voo ou das manobras em terra se tornarem mais difíceis, ambas as cadeiras sofreram ajustes em altura (fig. 20) e, através de extensões usadas noutra marca de aviões, as cadeiras foram subidas.



Quanto ao habitáculo, nenhuma das testemunhas entrevistadas soube explicar a razão de o proprietário ter deliberadamente retirado as portas da sua aeronave e querer efectuar voos sem elas.

J.P.
B.

Tendo reparado que os actuais modelos de SkyRanger possuíam dois manípulos de aceleração em vez de uma só manete de potência, colocada entre os assentos para servir os dois ocupantes como era o caso da sua aeronave, decidiu substituir o sistema original por uma complexa relação de tubos e manetes de sua concepção, fixadas nas extremidades do tubo principal através de peças de aperto com rosca, de maneira a que cada lugar dos ocupantes ficasse servido por um acelerador individual.

As barras dos aceleradores eram hastes em forma de "V", (representadas a tracejado amarelo na fig. 21), presas nas extremidades de um tubo horizontal (apresentado a tracejado verde) que passava por detrás do painel de instrumentos, através de uma peça adaptada (circulada a vermelho na fotografia) e apertada na respectiva rosca.

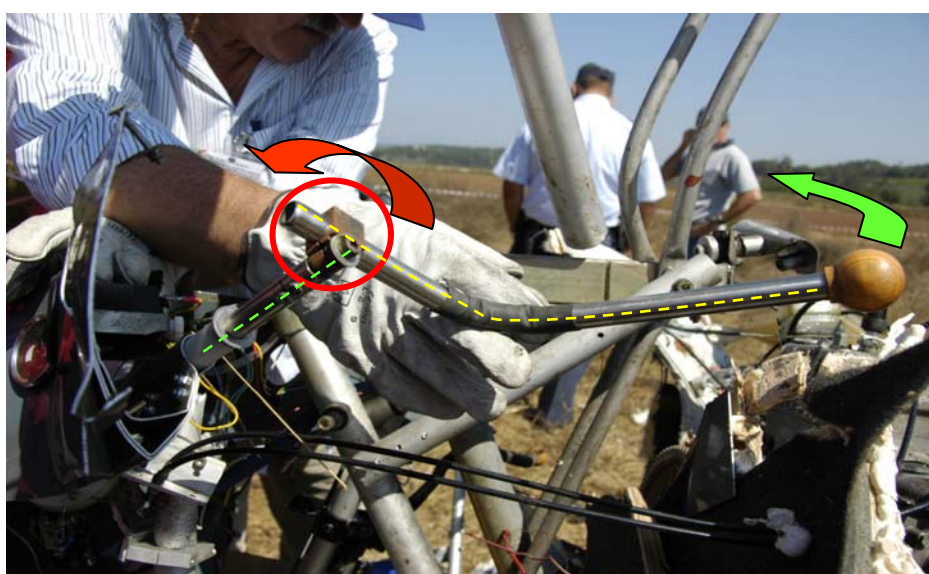


Fig. 21 - Aplicando força no sentido da seta verde, a peça (identificada no círculo) desapertava-se no sentido da seta vermelha e não permitia a aceleração.

A figura 22 mostra as manetes de potência de uma aeronave original actual:



Fig. 22 – Manetes de potência originais (in <http://www.skyranger.com.au/flightreview.htm>)

O IR procedeu a testes de funcionalidade para aferir a eficácia da alteração introduzida:

- Do lado do piloto (esquerdo), a haste do acelerador foi encontrada desapertada na sua sede, rodando solta do eixo principal. Puxando-a para simular a desaceleração, a peça concebida para fixar a haste ao veio principal, rodava no sentido de aperto da rosca e fixava o manípulo, o que permitiria depois reduzir a potência do motor. Simulando a aplicação de potência e avançando o manípulo, a peça desapertava-se e rodava solta no eixo, não permitindo a aceleração do motor.
- Do lado do passageiro (lado direito), o manípulo do acelerador apresentava-se firmemente apertado mas, devida à sua posição ser oposta à do piloto, acontecia o contrário: puxando-o com força (no sentido de desaceleração do motor), a manete desapertava-se, com a peça concebida para fixar a haste ao eixo principal a rodar no sentido contrário ao do aperto da rosca; simulando a aplicação de potência, a manete apertava-se na rosca e voltava a ficar firme e operativa a acção de aceleração.

Tal como refere o relatório do perito da SkyRanger em Portugal, o *“parafuso de fixação do comando manual de potência encontrava-se desapertado (por não terem sido seguidas) as normas tradicionais de montagem (e registando-se) a ausência de fixadores de torque.*¹¹

Esta modificação foi feita 15 dias antes da data do acidente.

No dia 29 de Agosto, data do acidente, o proprietário convidou um piloto que apareceu na Pista da Lagoa de Óbidos para efectuar novo ensaio. Desta vez, viu satisfeita a sua pretensão de participar como passageiro no voo de teste.

A aeronave rolou na faixa de descolagem e elevou-se com alguma dificuldade para cumprir uma volta de pista. O piloto, para além de apontar a circunstância de ser necessário segurar o manche à frente para manter o avião minimamente controlado, referiu o facto de lhe parecer que o motor tinha pouca potência.

Entre os presentes que assistiam a estes testes, alguém alvitrou que a maneira mais expedita para aumentar a potência do motor era substituir o hélice original tripá que o proprietário trouxera de França, um Ivoprop de fabrico francês e indicado pelo fabricante



Fig. 23 - Um SkyRanger com hélice tri-pá.

¹¹ Furação do conjunto “porca/parafuso de aperto” para permitir a sua frenagem com arame ou troço.



para o SkyRanger, por outro com apenas duas pás. Alguém tinha um Warp Drive de construção americana, que o cedeu para ser montado na aeronave.

Após a substituição do hélice, a aeronave esteve durante 15 minutos em ponto fixo com o motor a ser sujeito a acelerações várias, tendo o novo conjunto sido *aprovado* “*porque facilmente atingia as 6 400 rpm*”, facto que parecia ser indiciador de maior potência.

O próprio proprietário se encarregou de ensaiar o avião: alinhou-o na pista, percorreu-a a grande velocidade e de súbito o avião descolou e subiu cerca de 2,00 metros AGL. Como não sabia pilotar, desacelerou e o avião voltou ao solo em situação de aterragem dura.

O proprietário regressou ao parque, pronto a acompanhar o piloto noutra ensaio, satisfeito com a prestação do avião que, agora, “*até descolava sozinho*”.

Seguiu-se o voo do acidente.

1.16.2 Estudo do conjunto moto-propulsor

1.16.2.1 Redutora do motor ROTAX 532

Os Rotax vêm com redutoras específicas para cada um dos modelos de motor.

O tipo de redutora escolhido pelo fabricante relaciona-se com a inércia do hélice tendo um tri-pá uma inércia superior à de um bi-pá. As redutoras são concebidas para aguentar as cargas de inércia dos diferentes tipos de hélices. Uma escolha errada pode levar a redutora a atingir o ponto de rotura e provocar a sua destruição em plena operação.

Ao Rotax 532 pertence o acoplamento de uma redutora do tipo C, se estiver equipado com um hélice de 3 pás, ou uma redutora do tipo B se o hélice for um de duas pás.

O SkyRanger acidentado tinha uma redutora do tipo A, já descontinuada há mais de dez anos e o perito do SkyRanger declarou que esta redutora estava agrupada ao motor através de um acoplamento-de-conversão de B para A, para permitir a sua compatibilidade.

Uma redutora do tipo C, própria para os hélices de três pás que equipam os motores dos SkyRanger de origem, tem um limite de ruptura de $6\,000\text{kg/cm}^2$ e uma redutora do tipo A, igual à que foi montada no motor da aeronave acidentada, tem um limite de ruptura de $3\,000\text{kg/cm}^2$.

Para além de esta redutora, com uma relação de transmissão de 2.58:1, não ser indicada para o motor que equipava o avião acidentado, ela estava erradamente montada,

ao contrário, tendo o conjunto redutora/hélice ficado mais alto, reflectindo-se o efeito no comportamento do avião.

Segundo o Manual de Montagem, a instalação da redutora deverá ser feita em sentido oposto ao das cabeças do motor (fig. 24).

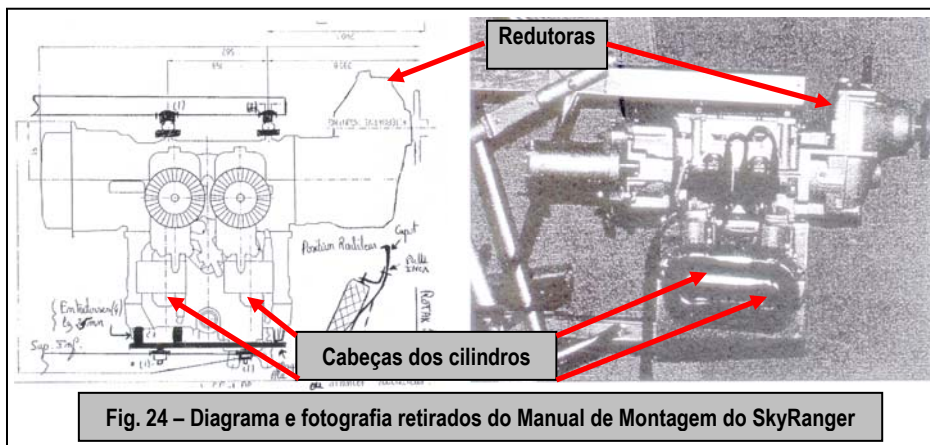
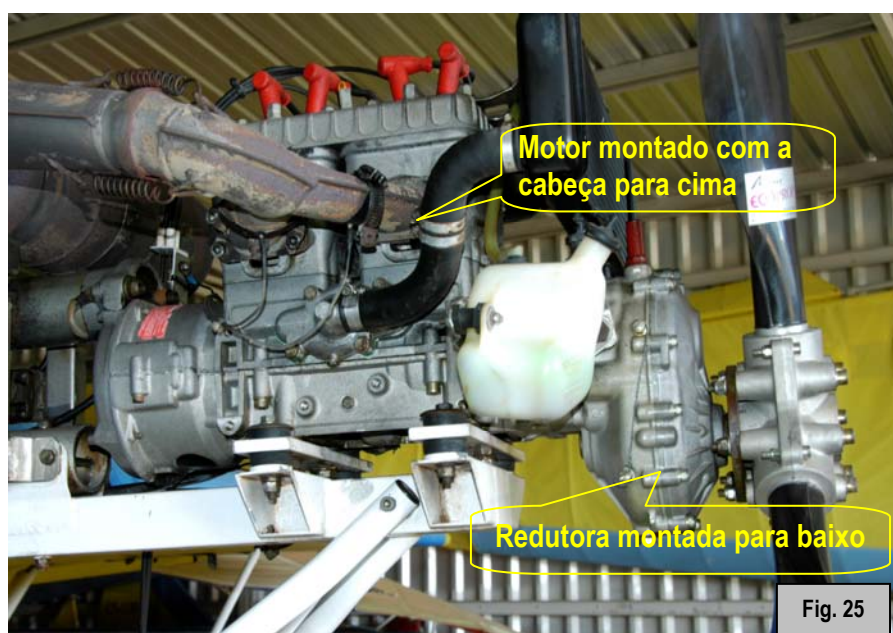


Fig. 24 – Diagrama e fotografia retirados do Manual de Montagem do SkyRanger

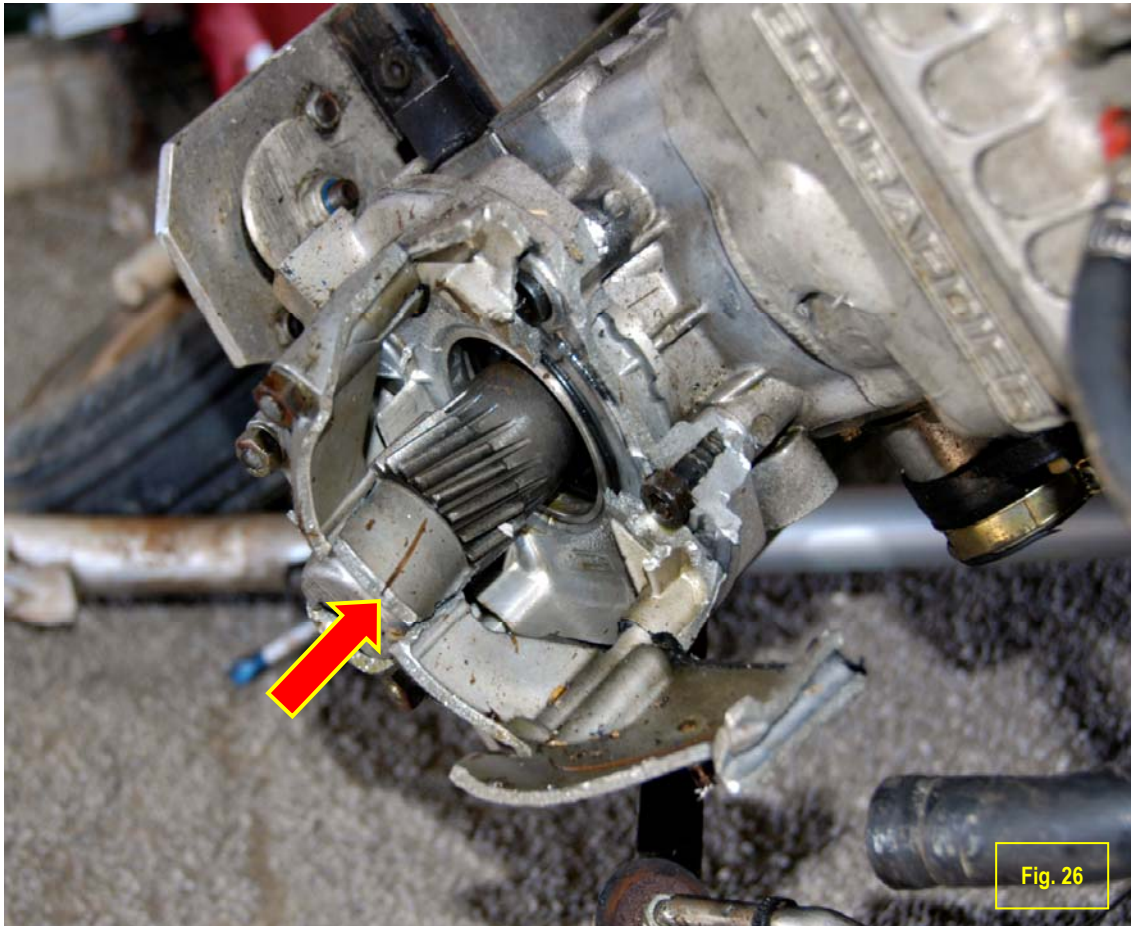
Se os motores a dois tempos da Rotax, a operar com combustível de mistura podem ser instalados invertidos por não oferecerem inconvenientes de lubrificação (possuem *carter seco*), já os motores a quatro tempos a trabalhar com gasolina simples, por uma questão de lubrificação, têm de ser colocados com a cabeça dos cilindros para cima. Mas a regra de montagem das redutoras mantém-se (redutora montada em sentido inverso ao da cabeça dos cilindros, como testemunha a fotografia de um Rotax de quatro tempos, aqui dado como exemplo na fig. 25):



Como consequência da montagem errada do conjunto motor/redutora do avião sinistrado, o eixo do hélice ficou mais alto, desviado da sua posição relativa com o enfia-

mento do plano do estabilizador horizontal, com influência directa no comportamento do avião.

O destroço da redutora apresentava a fractura característica de ter sido interrompido abruptamente o seu movimento (fig. 26), o que indicia estar o motor em funcionamento na altura do embate.



1.16.2.2 Hélices

O SkyRanger, normalmente, vem equipado com hélices de três pás (fig. 27). O uso deste tipo de hélice neste modelo de avião não é exclusivo, podendo usar-se um hélice bi-pá, desde que se observe o *rapport* das redutoras.

É evidente que o hélice Ivoprop de três pás que o proprietário tinha comprado em França e instalado na aeronave, apesar de ser o modelo mais usado pela SkyRanger nos motores Rotax, não era o apropriado para funcionar com a redutora instalada, operando o motor em esforço.



O perito da SkyRanger analisou esse hélice e verificou que havia sido montado tal como saiu de fábrica, i.e., sem que o seu passo tenha sido ajustado – o passo é ajustado em terra –, com intuitivas consequências no seu rendimento.

O acoplamento-de-conversão aplicado permitiu a “transformação” da redutora do tipo A numa do tipo B e a ficar compatível com o hélice bi-pá da Warp Drive que veio a ser montado depois.

A análise feita aos destroços deste hélice revelou a existência de 4 sedes de pás, embora só duas estivessem presentes. A seta amarela na fig. 28 indica uma das sedes vazias, sendo a localização da quarta, não visível na fotografia, diametralmente oposta a esta.



Fig. 28

O fabricante do Warp Drive foi contactado. Foram-lhe enviadas fotografias dos destroços do hélice, os dados do motor e as características da redutora, para avaliação do desempenho do hélice enquanto integrado no conjunto moto-propulsor.

A Warp Drive identificou-o como sendo um hélice de 4 pás fabricado pela marca. Apesar de ser possível operá-lo nas condições relatadas, o fabricante desaconselha a prática de retirar duas das quatro pás para o transformar num bi-pá por não ter sido concebido para tal e faltar o necessário *spinner* aerodinâmico. Considerou que um hélice concebido especificamente para ser usado com duas pás da Warpdrive, com 1,80m de diâmetro, possui um melhor desempenho quando comparado com um de três pás da Ivoprop, de 1,60m de diâmetro; “o motor mantém os mesmos hp mas o tri-pá permite mais libras de impulso).

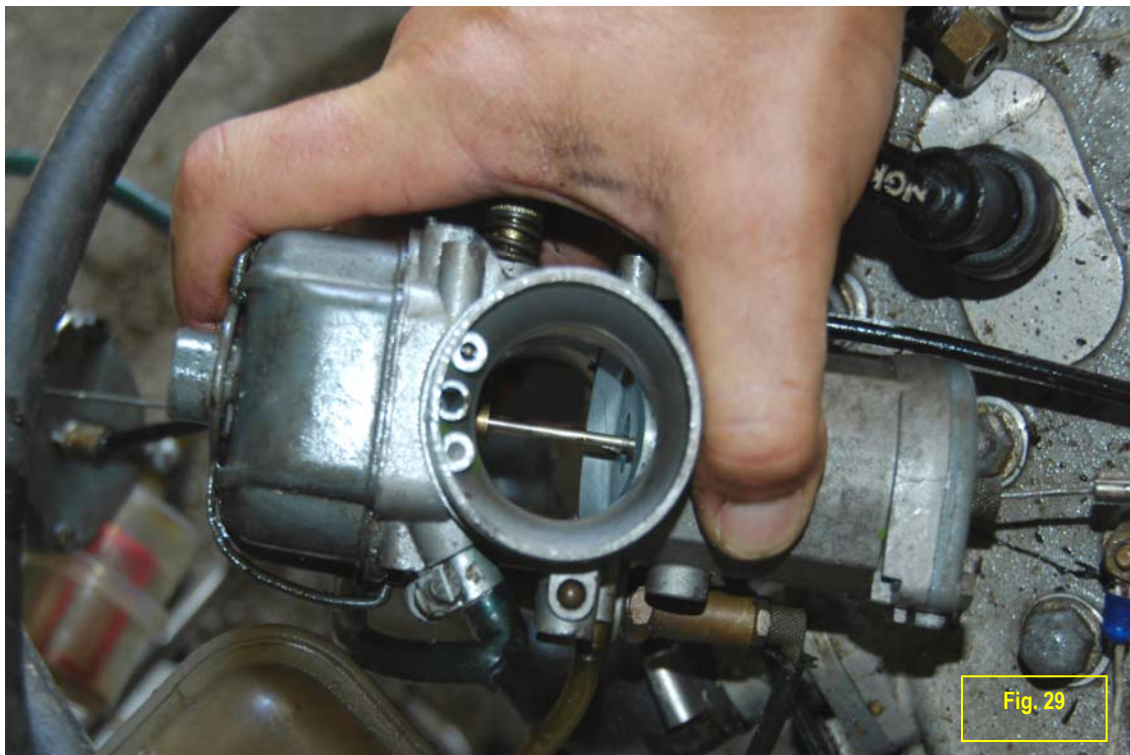


Já o perito da SkyRanger referiu que o hélice duplo tem mais rotação, menos troque e provoca mais ruído do que um tri-pá, mas considerou que um hélice concebido para quatro pás, ao qual se retiraram duas, tem uma diminuição significativa de potência.

1.16.2.3 Carburadores

O estado dos carburadores (em situação de abertura máxima) deixa supor que, no momento do embate, o motor estava em *full power* (fig.29), tendo ficado presos na posição de abertura máxima.

Segundo o perito da SkyRanger, esta aeronave, e com este motor, só consegue descolar com potência máxima.



1.16.2.4 Cinto de segurança do piloto

Segundo a GNR, o piloto foi encontrado fora do avião, com o bordo de ataque da asa esquerda sobre o peito, sinal que havia sido cuspidado da aeronave no momento do embate, enquanto o passageiro permanecia preso pelos cintos ao seu lugar.

O cinto de segurança do piloto, com as duas metades intactas fixas nas suas sedes, foi encontrado desapertado. No local, ambos os cintos foram sujeitos a testes de funcionamento e de resistência tendo a eles respondido com eficiência, sem prisões ou outras falhas.



1.16.2.5 PESO E CENTRAGEM

O *reference datum line* do SkyRanger (que é indicado pelo fabricante) situa-se debaixo dos assentos dos ocupantes, 4 cm à frente do eixo das rodas do trem principal.

O *enveloppe* (zona de operacionalidade da aeronave com limites definidos) neste avião situa-se entre as 9 (limite superior) e as 19 polegadas (limite inferior) para trás do bordo de ataque da asa.

Conforme os pesos registados para um determinado voo (mais um ocupante, depósitos de gasolina mais ou menos cheios, etc.), o Centro de Gravidade (CG) poderá afastar-se do *datum*, o que não constitui inconveniente se ele não sair do *enveloppe*, dentro do qual a operação da aeronave é viável.

A massa total da aeronave à descolagem foi estimada, por defeito, em 402kg, (peso em vazio de uma aeronave original (213kg) mais o peso dos dois ocupantes (160kg), mais 24kg do peso do combustível (por correcção da respectiva densidade) e a somar o peso de 5kg da bateria). Não se consideraram os pesos dos acessórios impostos pelas alterações introduzidas e aos quais só se teria de descontar a massa (insignificante) das portas retiradas.

Os cálculos efectuados confirmam um CG situado nas 21,7 polegadas, ou seja, fora do *envelope*, deixando perceber que o avião estava traseiro.

1.17 ORGANIZAÇÃO E GESTÃO

Não aplicável.

1.18 INFORMAÇÃO ADICIONAL

Nil.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGAÇÃO

Não foi necessário o uso de técnicas específicas de investigação.



2. ANÁLISE

A aeronave possuía um passado histórico incomum e sofrera diversas adulterações a nível técnico, com adaptações e alterações de dúbia inovação tecnológica, sem acompanhamento de peritos em ULM, especialistas nos diferentes sistemas de aeronave ou simplesmente conhecedores de aerodinâmica. O proprietário do avião não tinha conhecimentos aeronáuticos e era coadjuvado nas suas acções por quem também não era perito aeronáutico.

A amputação do berço conduziu a uma posição aleatória do motor sobre a base de concepção artesanal. Isto é, só por mero acaso é que a distância do motor ao CG *datum* é que coincidiria com o afastamento calculado pelo fabricante e não traria consequências para o seu *balance*. O motor passou, ainda, por várias fases de inclinação, perdendo-se o alinhamento do seu eixo, quer no plano horizontal (desvirtuamento da compensação ao torque do motor), quer no plano vertical (incidência do motor a provocar a deslocação do CG).

A instalação do primeiro hélice (Ivoprop de três pás) foi feita sem que ele fosse ajustado em terra para trabalhar correctamente com o motor que fora instalado. A sua substituição por outro de duas pás veio a retirar esforço ao motor, por oferecer menos inércia, mas onde o acaso representou o seu papel porque ninguém conhecia as características da redutora instalada nem a sua compatibilidade com o hélice montado.

E a menor inércia proporcionada ao motor foi a única vantagem porque o hélice de quatro pás da Warp Drive instalado posteriormente, e ao qual se subtraíram duas, não foi aerodinamicamente concebido para funcionar como um bi-pá.

O facto de as testemunhas dizerem que o avião, na descolagem para o voo do acidente, emitia um ruído diferente, poderá ser explicado pelo facto de um hélice de duas pás emitir um ruído diferente do de um de três.

Já a impressão de estar o avião com pouca velocidade na corrida para o *take-off* poderá ser justificada pelo facto de o piloto ter contrariado o disposto no § 4.6.1 do Manual do avião, onde o fabricante aconselha uma de duas posições na descolagem: *UP-CR (cruzeiro)* ou *na primeira marca -TO (Takeoff)* e ter descolado com *full flaps*, (maior resistência ao avanço). A decisão tomada sublinha os testemunhos que garantiam não estar o tripulante familiarizado com o uso destes hiper-sustentadores.

A hipótese de o piloto ter usado potência reduzida na descolagem não é posta de parte mas é adversa à opinião do perito da SkyRanger sobre o facto de o avião, com o tipo de motor instalado, só conseguir descolar em *full power*.



A subida foi feita com uma velocidade próxima da perda e com a potência do motor e a tracção do hélice a revelarem-se insuficientes para contrariarem uma resistência ao avanço provocado pela posição dos *flaps*, um peso próximo do MTOM, um CG traseiro e um *drag* causado pela ausência das portas, não subindo mais do que 30 metros AGL.

Este conjunto de factores determinou uma atitude exagerada de nariz em cima que o piloto não conseguiu resolver. Estando o avião traseiro, a ser voado com o manche todo à frente, (tal como revelado por um dos pilotos de experiência) foi impossível “dar mais mão” para baixar a frente; retirar potência para baixar o nariz do avião, significaria a entrada em perda e tirar *flaps*, para aumentar a velocidade, levaria a aeronave a entrar também em perda.

A atitude que o avião tomou a seguir indicou a intenção do tripulante e a consequência da manobra: perante a insustentabilidade da situação criada, o piloto terá querido voltar à pista, escolhendo a volta pela direita que oferecia terreno mais limpo se tivesse da aterrar de emergência antes de completar o circuito de volta.

Como lembrado no Manual do SkyRanger, em 4.15.2 “*a velocidade de perda aumenta com o bank angle*”. O pranchamento em volta para a direita comprometeu a sustentação do avião que voava a uma velocidade próxima ou no limite da perda. A asa que subiu ganhou sustentação e a que baixou entrou em perda. O avião rodou pela esquerda e entrou em espiral, tal como relatado em 4.19.1 do mesmo Manual: “...é possível que [...] a aeronave entre em espiral inadvertidamente porque entrou em perda numa volta [...] Se isto acontecer, a volta para a espiral é caracterizada por um acentuado mergulho da proa (cerca de 45° de nariz em baixo) e a aeronave a rodar para um dos lados”.

A posição da aeronave contra o solo e a deformação evidenciada pelos destroços confirmam que o avião vinha em voo de picada e em volta.



3. CONCLUSÕES

3.1 Factos estabelecidos

- A aeronave tinha sofrido alterações efectuadas sem conhecimentos técnicos aeronáuticos;
- Não tinha documentação (Seguro, Manuais do avião, Registo de horas de voo e cadernetas de manutenção da célula e do motor);
- Não estava registada no RAN (a matrícula que exibia pertencia a outro avião);
- Voava fora dos limites de Peso e Centragem e não obedecia aos parâmetros estabelecidos pelo fabricante.
- O piloto tinha a licença espanhola válida;
- Desconhece-se a sua experiência de voo total em ULM, mas segundo testemunhas, não teria mais do que 50:00 horas de voo neste tipo de avião, adquiridas em X-Air F, um ULM de sua propriedade;
- Não conhecia o avião (era a primeira vez que voava a aeronave acidentada) e não recebera adaptação a este modelo;
- Não estava familiarizado com o uso de *flaps*, tendo descolado com estes hiper-sustentadores na posição *full down*.
- As condições meteorológicas não foram factor contributivo.

3.2 Causa provável

A causa provável do acidente terá sido a perda de controlo da aeronave na sequência de entrada em *stall* ao iniciar uma volta.

3.3 Factores contributivos

Como factores contributivos apontam-se as diversas modificações aplicadas na aeronave sem discernimento e sem rigor técnico, que lhe alteraram o equilíbrio e modificaram a sua aeronavegabilidade, a inexperiência do piloto em ULM de três eixos, desconhecimento das características do avião e do uso dos *flaps*.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Este relatório não comporta qualquer recomendação de segurança.

Lisboa, 29 de Novembro de 2010.



Artur Pereira

Investigador Responsável



António Barros

Investigador Técnico



ACRÓNIMOS

§	Parágrafo
ACCID	<i>Accident</i>
AESA	<i>Agencia Estatal de Seguridad Aérea</i>
AGL	<i>Above Ground Level</i>
Art.º	Artigo
ASL	<i>Above Sea Level</i>
°C	Graus Centígrados
CG	<i>Center of Gravity</i>
CAS	<i>Calibrated Air Speed</i>
CR	<i>Cruise</i>
Dec.º	Decreto
Fig.	Figura
GPIAA	Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves
Hp	<i>Horse Power</i>
IAS	<i>Indicated Air Speed</i>
INAC	Instituto Nacional de Aviação Civil
Kg	<i>Kilogram</i>
Kts	<i>Knots</i>
IR	Investigador Responsável
m	Metros
Max.	<i>Maximum</i>
Min.	<i>Minuto</i>
MTOM	<i>Maximum Take-Off Mass</i>
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i>
N	<i>North</i>
Nº	Número
P	<i>Page</i>
Pág.	Página
QFU	Direcção magnética da pista em uso.
QNH	Sigla indicativa da pressão atmosférica do aeródromo convertida ao nível do mar
RAN	Registo Aeronáutico Nacional
Reg.	Regulamento
S/N	<i>Serial Number</i>



TO *Take-Off*
VS *Stalling Velocity*
ULM *Ultra Light Motorized*
UTC *Universal Time Coordinated*
W *West*
WGS84 *World Global System 1984*