

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 18 de abril de 2006; 12:45 h local
Lugar	Aeródromo de Beas de Segura (Jaén)

AERONAVE

Matrícula	OH-948
Tipo y modelo	SCHEMPP-HIRT NIMBUS-4DM
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	SOLO 2625-02
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	57 años
Licencia	Piloto de velero
Total horas de vuelo	3.150 h
Horas de vuelo en el tipo	620 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Cerramiento de la instalación de combustible del aeródromo

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

INFORME

Fecha de aprobación	24 de febrero de 2010
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave, ocupada por el piloto en el asiento anterior y un pasajero en el posterior, despegó a las 12:40 hora local, aproximadamente, para realizar un vuelo local de práctica de vuelo a vela, de carácter privado, con salida y llegada al aeródromo de Beas de Segura, provincia de Jaén, también llamado «El Cornicabral», en el que se encontraba basada la aeronave provisionalmente.

El despegue se llevó a cabo en la modalidad de autopropulsado y, a poco de iniciar la subida, el piloto tuvo que parar el motor tras detectar, por dos veces, indicación de sobret temperatura del líquido refrigerante. En las dos ocasiones la temperatura se redujo al disminuir las rpm del motor pero, tras disminuir la primera vez, volvió a subir hasta el límite de 110 °C, al aumentarlas de nuevo. Tras esta segunda subida, el piloto decidió parar el motor y volver al campo, procediendo a guardar la hélice e iniciando la maniobra de aterrizaje.

Según manifestó el piloto, al terminar estas operaciones la altura sobre el terreno era inferior a los 50 m y el régimen de descenso un poco alto. El piloto decidió aterrizar por la cabecera 34, pero una vez iniciada la maniobra, ya en el viraje a base, advirtió que había un vehículo junto a esta pista e intentó el aterrizaje por la cabecera 27. La aeronave alcanzó la pista cuando aún no había terminado el viraje a final y tocó tierra en el rumbo aproximado de 280/285°. La aeronave saltó sobre la hierba y continuó sin que el piloto pudiese cambiar la dirección de la trayectoria.

La trayectoria le llevó hasta la estación de combustible del aeródromo, situada al costado izquierdo de la pista 34, antes de los hangares, que todavía no estaba en servicio.



Figura 1. Situación del punto de impacto en el aeródromo

Los dos ocupantes resultaron ilesos y pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios sin ningún incidente adicional.

En la figura 1 se puede ver la situación de los elementos citados del aeródromo y la del punto de impacto, así como la dirección de vuelo en el aterrizaje.

Tras el accidente, los restos de la aeronave quedaron agrupados sobre la valla perimetral de la estación de combustible (fig. 2).



Figura 2. Restos de la aeronave

El impacto produjo la rotura del ala izquierda y, transversalmente, el pilón del fuselaje en la mitad de su longitud hacia la cola.

Asimismo, resultaron dañadas prácticamente todas las superficies de control de las alas y también de los bordes de ataque, en especial las secciones que impactaron directamente contra alguno de los postes de la valla.

1.2. Información personal

1.2.1. Piloto

Edad:	57 años
Nacionalidad:	Finlandesa
Título:	Licencia de piloto de veleros
• Licencia de aptitud de vuelo:	Válida para vuelos diurnos únicamente. Requiere llevar gafas multifocales y su repuesto
Fecha de caducidad del certificado médico:	Hasta 12-05-2006
Horas de vuelo en el tipo:	
• Totales:	620 h (aprox)
• En los últimos 6 meses:	36:42 h (14 vuelos) ¹
Horas totales de vuelo:	3.150 h (aprox.)

¹ En los 10 días anteriores al accidente, el piloto hizo un total de 7 vuelos en la aeronave siniestrada, el penúltimo, cuatro días antes del accidente y el último tres días antes.

1.3. Información de aeronave

La aeronave, modelo NIMBUS-4DM, es un velero biplaza de altas actuaciones, que tiene la capacidad de poder ser equipado con un motor y una hélice dentro de un compartimento, situado en la espina del fuselaje central detrás de la cabina de los ocupantes. La hélice es de paso fijo y se puede extender o retraer a voluntad del piloto, tanto en tierra como en vuelo. El conjunto motor-hélice se puede utilizar dentro de una envolvente de vuelo específica, que incluye el despegue.

La aeronave está prevista para que se pueda realizar el despegue bien remolcada por otra aeronave, bien lanzada con torno o bien utilizando el motor y hélice.

El motor es el modelo SOLO 2625-02, de 63 HP a 6.500 rpm, fabricado por KLEINMOTOREN GmbH y la hélice el modelo KS-1G-160-R-110, desarrollada, por TECHNOFLUG LEICHTFLUGZEUGBAU GmbH.

Las dimensiones y características principales de la aeronave son:

- Envergadura: 26,5 m
- Superficie alar: 17,96 m²
- Alargamiento del ala: 39,1
- Longitud fuselaje: 8,62 m
- Relación L/D (a 110 km/h): >60:1
- Velocidad máxima estructural: 285 km/h

La primera versión del velero NIMBUS 4 realizó su primer vuelo en 1990 y el primer modelo 4DM estuvo disponible en 1994.

1.3.1. Célula

Fabricante:	SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUG-VERTRIEBS GmbH
Modelo:	NIMBUS-4DM
Núm. de fabricación:	55
Fecha de fabricación:	Marzo, 2004
Matrícula	OH-948
Peso máximo:	820 kg

1.3.2. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	P948
Tipo:	Categoría de velero
Fecha de expedición:	29-04-2004
Fecha de caducidad:	30-04-2007

1.3.3. Información de mantenimiento

No ha sido posible acceder a registros de mantenimiento de la aeronave. En cuanto a motor, hélice y sus accesorios, el manual de mantenimiento indica que se deben realizar los trabajos requeridos por el fabricante respectivo.

1.4. Información meteorológica

Según la información suministrada tanto por el piloto como por el pasajero y por otros testigos, las condiciones meteorológicas del día del accidente eran adecuadas para la práctica del vuelo a vela.

La información que tenía el piloto era: viento de 0 a 2 m/s, visibilidad 50 km, temperatura 20 °C y sin nubes.

1.5. Información de aeródromo

El aeródromo de Beas de Segura, también llamado «El Cornicabral», está situado a 5 km de la población de Beas de Segura, en el NW de la provincia de Jaén, cercano a la carretera comarcal C 322. Sus coordenadas geográficas son 38° 16' 15" N – 02° 56' 00" W y 540 m de elevación.

Como se ve en la figura 1, el aeródromo tiene dos pistas, una de 1.450 m, en la orientación 090-270 y otra de 800 m, en la 340-160. Ambas son asfaltadas, de 15 m de anchura y tienen márgenes de seguridad de 7,5 m a cada lado.

Además, el aeródromo dispone de una plataforma de grandes dimensiones para aparcamiento y rodaje de motores, y de hangares de reparación y escuela de vuelos.

El aeródromo es privado y su utilización principal es enseñanza y vuelo a vela. Dispone de comunicaciones en la frecuencia de 123.5 MHz.

El entorno del aeródromo está caracterizado por un paisaje con desniveles orográficos y presencia abundante de olivares.

1.6. Registradores de vuelo

La aeronave llevaba instalado un registrador «logger» que estaba funcionando cuando ocurrió el accidente.

El «logger» estaba ajustado para registrar, cada cuatro segundos, los datos de hora UTC, coordenadas geográficas GPS (latitud y longitud en grados, minutos, milésimas de

minuto e indicativo del cuadrante), situación operativa del GPS, altitud presión y GPS (ambas en metros), velocidad calculada de la aeronave a partir de sus posiciones geográficas (en km/h) e indicación del ruido de motor (en una escala de 1 a 1.000).

El «logger» se envió a su fabricante para la lectura de los datos grabados. La información obtenida se ha representado en los gráficos del Anexo A.

En el Gráfico-1 se ha representado la trayectoria que siguió el velero. Evolucionó sobre la vertical del aeródromo y tras la parada del motor hizo un viraje a derechas y otro viraje a base izquierda y final, muy ceñidos, que implican alabeos del orden de los 45°.

En el Gráfico-2 se hace una representación del nivel de ruido del motor. Se puede apreciar el instante en el que se reconoce el fallo de refrigeración, la bajada de potencia para enfriarlo y la siguiente subida y parada final del motor.

En el Gráfico-3 se ha representado la evolución de altura durante el vuelo. El instante de parada del motor ocurre a 168 m de altura barométrica sobre el punto de despegue. El viraje a final se hace con 20 ó 30 m de altura. La punta del plano izquierdo estaría unos 8 m más abajo.

En el Gráfico-4 se representa la trayectoria dibujada en colores correspondiente a una escala adjunta de velocidades respecto a tierra. Las velocidades medias son del orden de los 90 km/h, pero se observan diferencias ligadas al rumbo del avión, lo que sugiere un flojo viento del NW de unos 6 ó 7 km/h.

En el Gráfico-5 se representa la información de la velocidad vertical. La resistencia de la hélice en los segundos posteriores a la parada del motor y más tarde, las pronunciadas maniobras, hacen que el variómetro acuse descensos de más de 3 m/s.

1.7. Ensayos e investigación

1.7.1. *Declaraciones del piloto y del pasajero*

El piloto indicó que en los tres días anteriores al vuelo del accidente, en los que no se realizó ningún vuelo, se había procedido a extender el motor, limpiar la hélice y realizar las comprobaciones usuales sin detectar ninguna anomalía.

El arranque de motor requirió tres intentos, cuando en los seis vuelos anteriores lo había hecho siempre a la primera. El ciclo de arranque fue normal salvo que se alcanzaron solamente 6.200 rpm cuando, normalmente, llegaba a las 6.300/6.400. El piloto aclaró posteriormente que fue debido a que no había empujado a fondo la palanca.

Cuando el avión estaba a unos 50 m de altura sintió que el sonido del motor no era «redondo» y comprobó que la indicación de temperatura del refrigerante era de 78°.

En la comprobación siguiente vio que esta indicación crecía rápidamente hasta los 110 °C en la que comenzó el aviso de sobret temperatura. Entonces redujo el régimen a 4.000 rpm, comprobando que la indicación de temperatura disminuyó hasta los 90 °C. La altura de vuelo era ya de unos 100 m y el piloto decidió volar sobre el aeródromo y realizar una nueva comprobación del motor. Al aumentar de nuevo las revoluciones del motor al límite normal de 6.300/6.400, la indicación de temperatura volvió a subir rápidamente a los 110 °C. El piloto decidió parar el motor, frenar la hélice y comenzar la maniobra de aterrizaje a partir del tramo de viento en cola.

La operación de guardar la hélice se prolongó hasta el inicio de la fase de «base» y, para entonces, al ser alto el régimen de descenso, el piloto había decidido entrar por la cabecera 34.

Al detectar el piloto que había un vehículo junto a la pista, tuvo que rectificar y prolongar la maniobra para tomar por la cabecera 27, pero no pudo completar la aproximación con precisión, sabiendo que ya volaba próximo a la velocidad de pérdida. El contacto con la pista se realizó con un rumbo de 280/285° y la aeronave saltó sobre el área de hierba (la pista es asfaltada), sin tocar tierra.

Tras el suceso, al desmontar la aeronave para guardarla, comprobaron que el motor había tirado todo el líquido refrigerante.

1.7.2. *Informe de la inspección del motor realizada por su fabricante*

En la inspección llevada a cabo en instalaciones del fabricante del motor se comprobó que se había sobrecalentado durante la operación debido a la pérdida del líquido refrigerante y que esta pérdida se había producido por una grieta aparecida en el cilindro n.º 1. La grieta se desarrollaba en las proximidades de uno de los tres tornillos (en realidad son dos tornillos y un espárrago roscado con tuerca) que sujetan el conjunto del colector de admisión y carburador al cilindro. El fabricante indicó que encontró que había desgaste en las superficies de apoyo entre cilindro y colector de admisión en los alrededores de dicho tornillo. El freno de dicho tornillo se realiza mediante arandela.

Las conclusiones del fabricante del motor fueron que:

1. La grieta fue provocada por las vibraciones del conjunto carburador/colector de admisión, que, a su vez, se habían producido al no estar apretado el tornillo de fijación de este conjunto al cilindro indicado.
2. Al ser la primera vez que se presentaba este efecto en el motor estimaban que el operador no había realizado adecuadamente la inspección prevuelo de la aeronave.

1.7.3. Requisitos del Manual de vuelo aplicables a este accidente

El Manual de Vuelo, edición de mayo de 1995, contiene los requisitos siguientes que tienen relación con el accidente que se está investigando:

- La sección 2. «Limitations» incluye las siguientes:
 - En el apartado 2.2 se define que la máxima velocidad para la extracción/retracción de la hélice es 120 km/h y la mínima 90 km/h.
 - En el apartado 2.4 «Power plant, fuel and oil» se indica que la temperatura máxima permitida del líquido refrigerante del motor es de 110 °C.
- En la sección 3. «Emergency procedures» se indican los siguientes procedimientos para el caso de fallo de motor (apartado 3.7 «Engine failure»):
 - Si el motor falla durante el despegue, lo primero es analizar las condiciones de longitud disponible de pista, altura, posición y terreno circundante. Si hay pista disponible, proseguir el aterrizaje en ella. Si no la hay, desconectar la ignición para retraer la hélice, al menos parcialmente y sin tener en cuenta la posición de las palas, al objeto de mejorar la relación de planeo y después, cerrar la válvula de combustible y el conmutador maestro del motor. Como un aviso importante, el párrafo indica que, con la hélice totalmente extendida, el régimen de descenso se incrementa a 2,25 m/s para una velocidad de 105 km/h y la relación sustentación/resistencia (L/D) cae a 15:1.
 - Para caso de fallo de motor en vuelo, si el motor no re-arranca, se debe aterrizar con la hélice retraída.
- En la sección 4. «Normal operating procedures» se indica lo siguiente:
 - En el apartado 4.3 «Daily inspection», se enfatiza la importancia que tiene el realizar cuidadosamente la inspección después del montaje de la aeronave y la inspección antes de comenzar los vuelos del día, recordando que la falta de cuidado en ellas ha provocado accidentes.
El apartado continúa definiendo, sobre un recorrido alrededor de la aeronave, las estaciones en las que se deben realizar las operaciones de la inspección. La estación correspondiente a la planta de potencia indica, entre otras, que hay que comprobar los tornillos y tuercas flojas y estado de sus bloqueos y seguros, y la estructura soporte del motor y del poste soporte de la hélice en cuanto a grietas.
 - En el apartado 4.4 «Pre-flight inspection» se relacionan las operaciones a realizar en la inspección pre-vuelo de la aeronave.
 - En el apartado 4.5.2 «Take-off (on own power) and climb» se indica que, tras el despegue, se debe adelantar la palanca hasta alcanzar la velocidad de mejor subida que es de 95 km/h. La subida inicial hasta una altura segura se puede efectuar con las rpm's en el margen amarillo del indicador, o sea, entre 6.500 y

6.900, monitorizando que la temperatura del líquido refrigerante no alcance el límite de 110 °C y reducir en caso necesario.

- En el apartado 4.5.3 «Flight – Stopping the engine, retracting the propeller» se especifica el procedimiento para parar el motor en vuelo y retraer la hélice y se indica que ésta tarda alrededor de 14 segundos en retraerse y que la duración del proceso completo es del orden de 90 segundos, con una pérdida de altura de alrededor de 100 m. En este apartado se indica también que se realizarán aterrizajes con la hélice extendida, únicamente en caso de emergencia.

2. ANÁLISIS

El piloto tuvo que realizar una parada de motor en vuelo después de tener aviso de sobret temperatura por dos veces y observar que la correspondiente indicación llegaba a los 110 °C.

Según se comprobó en la inspección tras el accidente y ha sido corroborado por su fabricante, el motor había perdido en vuelo todo el líquido refrigerante. Según el fabricante, la pérdida se produjo por una grieta originada en la pared del cilindro n.º 1 en las proximidades de uno de los tornillos que soportan el conjunto carburador/colector de admisión, y fue causada por las vibraciones de este conjunto al no estar el tornillo debidamente apretado y bloqueado.

Las instrucciones del manual de vuelo recogen que la comprobación de los bloqueos debe llevarse a cabo en las inspecciones antes del primer vuelo de cada día (haciendo una inspección visual) y avisa del grave peligro que se corre en caso de no seguirse estas instrucciones.

Por las evidencias que se han recogido, parece que no se había comprobado el estado de apriete del tornillo implicado desde hacía bastante tiempo o que la comprobación no se había realizado correctamente, pues una grieta como la encontrada se desarrolló seguramente en el intervalo de bastantes vuelos, como lo sugerían además las marcas de desgaste en la superficie de contacto entre el cilindro y el conjunto de colector – carburador.

La parada de motor se realizó a poca altura por lo que el piloto tuvo que emprender a la vez la tarea de guardar el motor, tal como se indica en el manual de vuelo excepto en caso de emergencia, y la maniobra de aproximación al campo, con lo que consiguientemente tuvo que repartir su atención y ello le llevó a advertir con menos tiempo el estado del campo y los posibles obstáculos situados en el mismo. Es difícil evaluar si la decisión de guardar el motor fue la más adecuada dada la altura a la que se produjo la pérdida de potencia y la posterior parada por parte del piloto. Sí parece en cualquier caso que el piloto gestionó con tranquilidad la situación y mantuvo un buen control de la aeronave hasta el momento de descubrir el vehículo en tierra que

comprometía el aterrizaje por la pista 34, lo que precipitó el desarrollo de la última parte del vuelo en unas condiciones mas degradadas. La aeronave ya no disponía de altura ni velocidad suficiente para una toma segura en la pista 27. La ejecución de un viraje más ceñido en los últimos instantes probablemente habría ocasionado unas consecuencias más graves.

3. CONCLUSIONES

Se considera que el origen del accidente fue el malfuncionamiento del motor en un momento crítico en el que además no era fácil determinar cual era la mejor opción (intentar recuperar el motor, guardarlo o dejarlo fuera parado). Como factores contribuyentes se consideran la orografía de la zona, que restringió las posibilidades de encontrar lugares apropiados para aterrizar en las inmediaciones del aeródromo y la presencia de un obstáculo en las proximidades de la pista que el piloto no advirtió con suficiente antelación.

La causa del sobrecalentamiento del motor fue la pérdida del líquido refrigerante por una grieta producida por vibraciones, debidas a la falta de apriete de uno de los tornillos de unión del cilindro n.º 1 con su correspondiente conjunto de colector de admisión y carburador. El estado del tornillo no fue detectado posiblemente por una mala realización de las inspecciones de la aeronave por parte del piloto, concretamente la primera del día.

ANEXO A



Gráfico 1

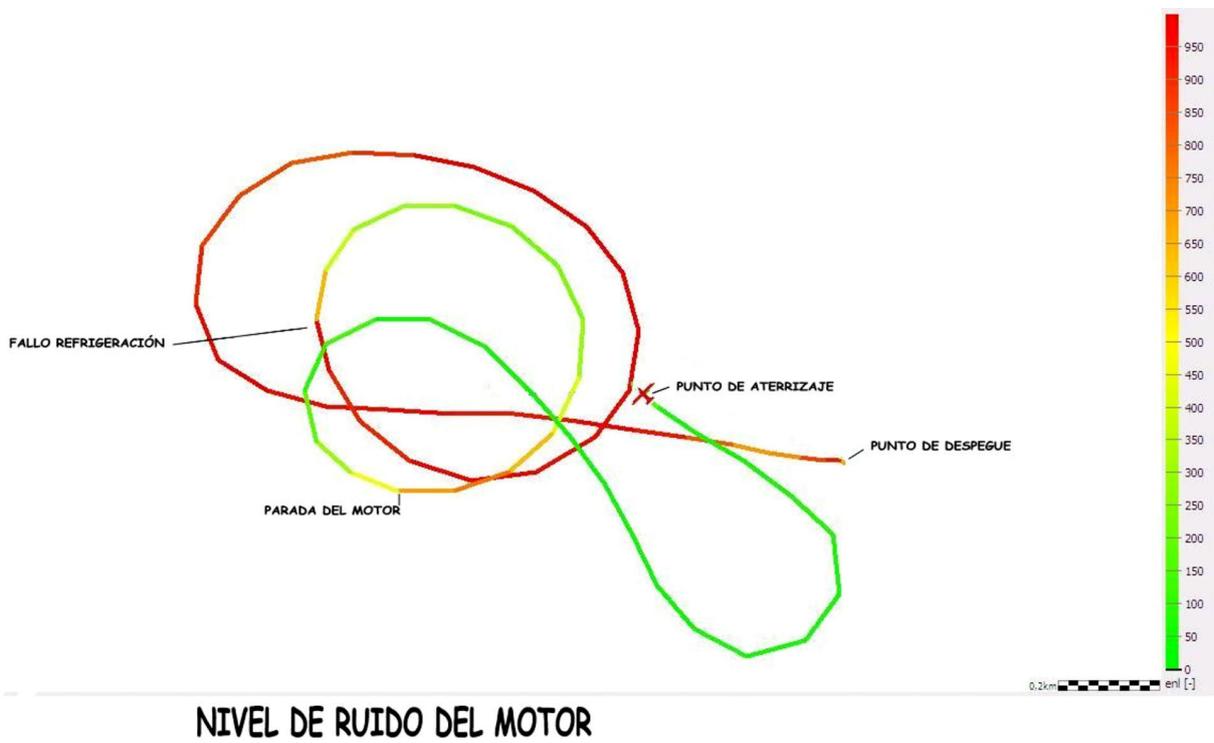


Gráfico 2

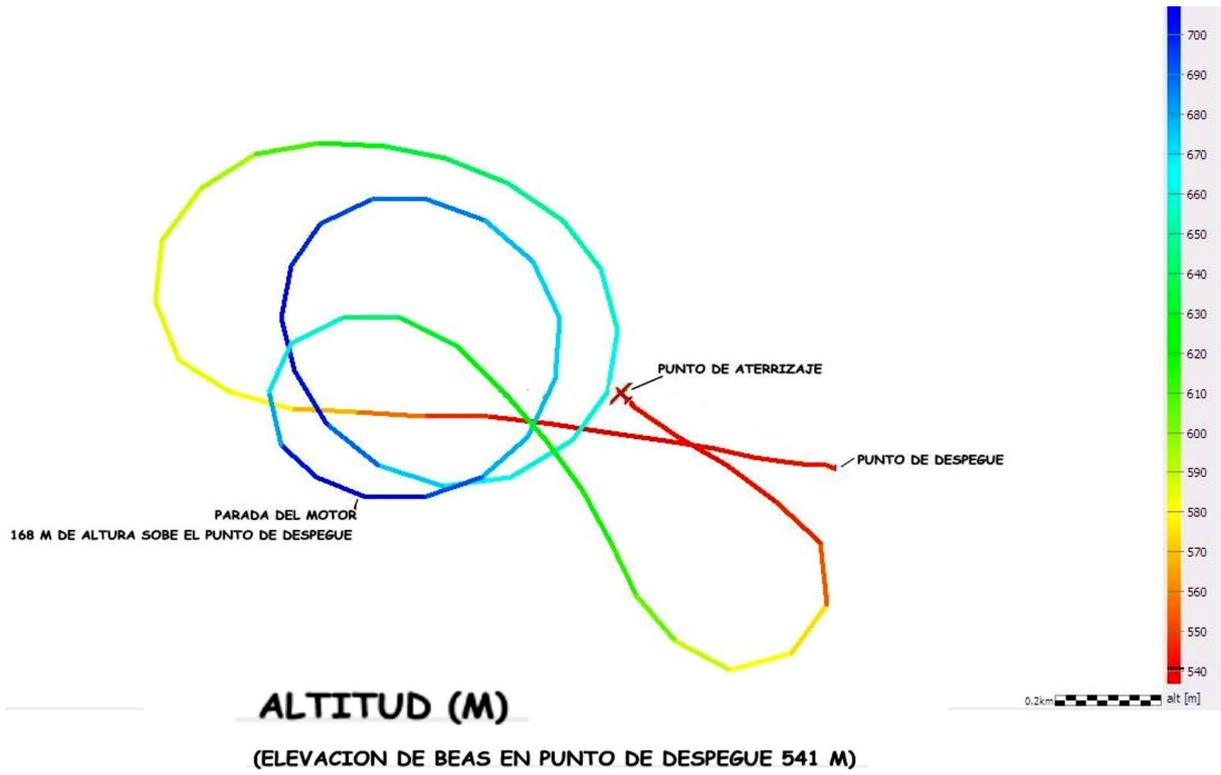


Gráfico 3

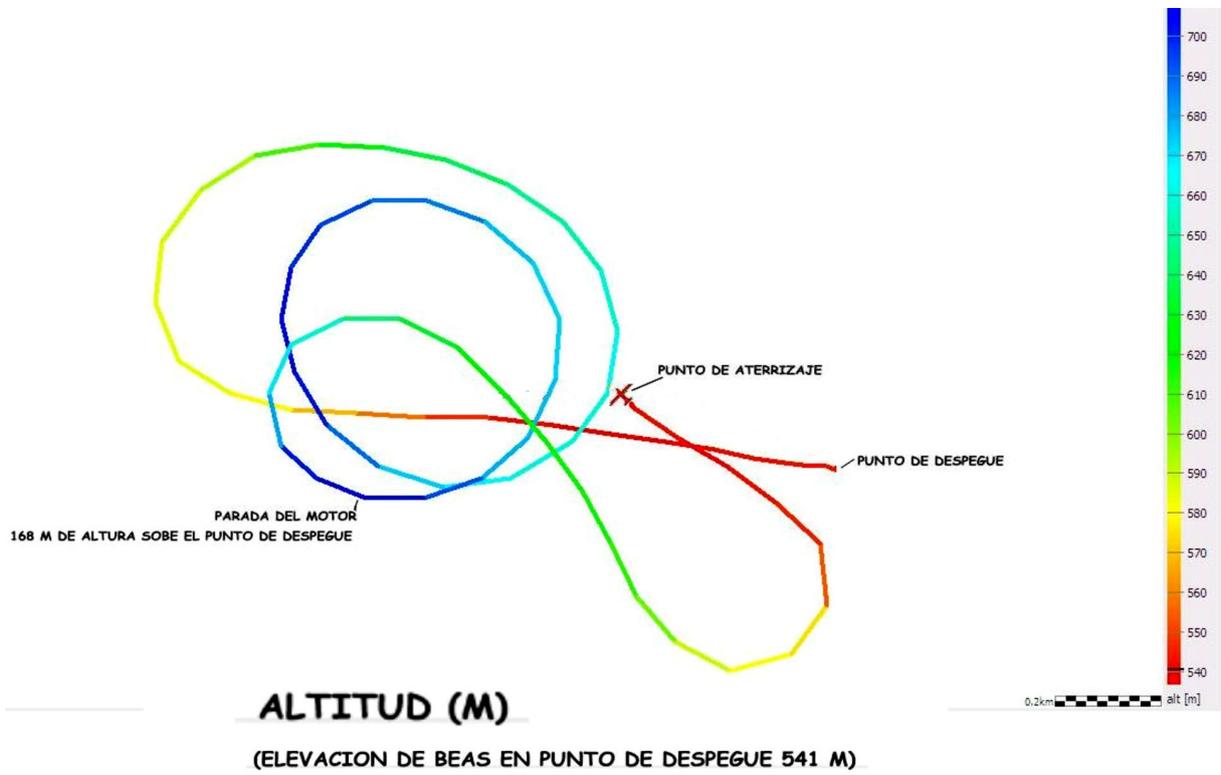


Gráfico 4

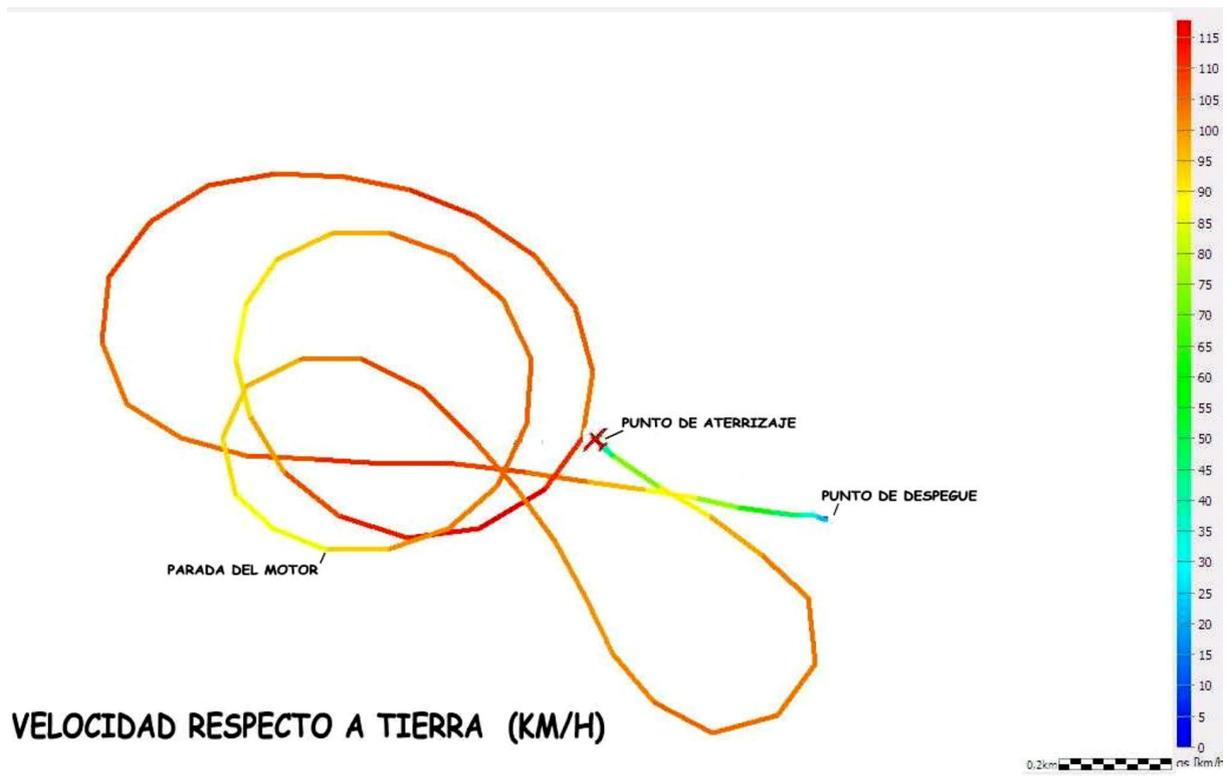


Gráfico 5