

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el accidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: 15 KM SW de Vicuña Mackenna, Prov. de Córdoba

FECHA: 25 de febrero de 2006

HORA: 14:45 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-12

MATRÍCULA: LV-YFR

PILOTO: Licencia de Piloto Aeroaplicador Avión

PROPIETARIO: Privado

NOTA: Todas las horas están expresadas en el Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso - 3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 25 FEB 06 el piloto con la aeronave Piper PA-12, matrícula LV-YFR despegó a las 14:35 hs de un campo preparado para operaciones aéreas, en proximidades de la ciudad de Vicuña Mackenna, habiendo cargado 120 litros de

combustible, completando la capacidad máxima en tanques y 215,75 kg de producto, para fumigar un lote situado 15 Km al SW de la citada ciudad.

1.1.2 A las 14:45 hs, con 200 ft de altura, mientras realizaba un viraje de procedimiento cerrado para sobrevolar la melga, la aeronave comenzó a perder altura.

1.1.3 El piloto niveló las alas de la aeronave, elevó la proa y colocó el comando de acelerador a pleno, seguidamente la aeronave tocó el terreno bruscamente y comenzó a incendiarse.

1.1.4 El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a las personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	--	--

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Destruída por incendio posterior al impacto.

1.3.2 Motor: Con daños por detención brusca.

1.3.3 Hélice: Ambas palas dobladas hacia atrás, al 50% de su longitud y una de ellas con torsión en su eje longitudinal.

1.3.4 Equipo de fumigación: destruido.

1.3.5 Daños en general: Destruída.

1.4 Otros daños

Por el incendio se quemó un área pequeña de la parcela, que no era terreno cultivado, tampoco se produjo contaminación en el mismo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto, de 35 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Aeroaplicador de Avión con habilitaciones para: Aeroaplicación diurna - Aviones Monomotores y Multimotores terrestres hasta 5.700 Kg., Aeronaves de motor alternativo hasta 450 caballos de fuerza.

1.5.2 No registra antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, correspondiente a la licencia (Clase I), vigente hasta el 31 OCT 06, sin limitaciones.

1.5.4 Su experiencia acumulada, en horas de vuelo, era:

Total:	584.7
En los últimos 90 días:	23.5
En los últimos 30 días:	20.0
El día del accidente:	0.2
En el tipo de avión accidentado:	32.8
En Aeroaplicación:	20.0

1.5.5 En su Libro de Vuelos figuran lapsos mayores a treinta (30) días sin volar, desde SET 05 a NOV 05. No está asentado el correspondiente vuelo de readaptación, por lo que se encontraba desadaptado para volar en función de piloto al mando.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 Monomotor terrestre, entelado, de ala alta con montantes, tren convencional con rueda de cola, matrícula LV-YFR, modelo PA-12, fabricado por Piper Aircraft Corporation de Lock Haven Pennsylvania, EE.UU, en 1947. con número de serie de fábrica 12-3592.

1.6.1.2 Al momento del accidente, la aeronave tenía un Certificado de Aeronegabilidad Especial categoría Restringido, emitido el 14 NOV 01 y otro Standard, emitido en Río Cuarto el mismo día.

1.6.1.3 La última inspección anual fue realizada por el TAR 1B-344, el 28 FEB 05, cuando contaba con 4849.7 hs de TG, no pudiéndose establecer el TG al momento del accidente por no tener actualizados los registros de horas en la libreta de historial.

1.6.1.4 El 22 DIC 05 se instaló el equipo de fumigación en el TAR 1B-264, oportunidad en la que se emitió el correspondiente formulario 337.

1.6.2 Motor

1.6.2.1 Tenía instalado un motor alternativo marca Lycoming modelo O-320-A-2B, número de serie L-14592-27 de 150 hp. El 28 FEB 05 cuando contaba con 3583.0 hs de TG, el TAR 1B-344 realizó la inspección de habilitación anual. No se pudo establecer el TG al momento del accidente por no tener actualizados los registros de horas en la libreta de historial.

1.6.3 Hélice

1.6.3.1 El motor tenía montada una hélice marca Sensenich, modelo M74DM, número de serie K-4561, de construcción metálica y paso fijo. De acuerdo al formulario 337 de fecha 28 FEB 05 contaba con 1322.2 hs de TG, no poseía libreta de historial.

1.6.4 Peso y balanceo

1.6.4.1 Pesos

Vacío:	534.5
Piloto:	79.0
Combustible (120 lts X 0.72):	86,4
Producto:	215,0
Total de despegue:	914,9
Máximo de Despegue (PMD):	795,0
Diferencia:	119,9 en más con respecto al PMD.

1.6.4.2 La aeronave, al momento del accidente se encontraba con el Centro de Gravedad (CG) fuera de los límites establecidos en el Manual de Vuelo del avión.

1.7 Información meteorológica

El informe emitido por el Servicio Meteorológico Nacional, con datos extraídos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas de los aeródromos Laboulaye y Villa Reynolds, interpolados al lugar y hora del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 15:00, indicaba: Viento, 050/04 kts; visibilidad, 10 Km; fenómenos significativos, ninguno; nubosidad, 3/8 CU 1200 m; temperatura, 19.5° C; temperatura punto de rocío, 10.5° C; presión 1015.8 hPa y humedad relativa 56 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable

1.9 Comunicaciones

No aplicable

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El accidente se produjo en área rural, 15 km al SW de la localidad de Vicuña Mackenna, en la provincia de Córdoba, las coordenadas son 26° 27' S y 060° 53' W. y la altura sobre el nivel del mar es de 244 m. Es un campo llano de suelo arenoso y compacto sin obstáculos.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave

1.12.1 El primer toque contra el terreno se produjo con la aeronave nivelada, con rumbo 076°, el tren principal absorbió el primer impacto y comenzó a abrirse, simultáneamente el tanque del producto, hizo contacto con el suelo y se aplastó deformándose.

1.12.2 Aproximadamente a diez metros del primer toque, el tren principal se quebró y la hélice hizo contacto con el terreno, en ese instante se rompió el vaso del filtro de combustible y comenzó a incendiarse la aeronave.

1.12.3 La aeronave recorrió veintidós metros desde el primer toque hasta detenerse completamente con el mismo rumbo que traía. No hubo dispersión de restos ni indicios que se hayan desprendido componentes en vuelo.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médico / patológicos en el piloto que pudiesen haber influido o tener relación en el accidente.

1.13 Incendio

1.13.1 Las evidencias demuestran que el incendio comenzó al romperse, por el impacto, el vaso del filtro de combustible, que se encontró en la parte inferior izquierda del parallamas y derramó su contenido sobre los escapes del motor. Una vez iniciado el fuego continuó hacia el tanque compensador de viraje y posteriormente al entelado del fuselaje.

1.13.2 El matafuegos no pudo ser accionado debido a la rápida propagación y magnitud de las llamas.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Los cinturones de seguridad y arneses del asiento del piloto no se cortaron y los anclajes al piso de la cabina resistieron el esfuerzo al que fueron sometidos; el piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios por la puerta de la aeronave.

1.15.2 La estructura de la cabina no sufrió deformaciones a pesar de los esfuerzos a que fue sometida, protegiendo al piloto eficazmente; éste al momento del accidente usaba casco protector.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En el terreno se comprobó la continuidad de comandos por fijación de los cables a los guiñoles, la palanca de comandos y pedalera, también se constató la continuidad de los comandos de motor.

1.16.2 Se extrajeron las bujías correspondientes a los cilindros N° 1 y 4 verificándose el buen estado de las mismas.

1.16.3 Como resultado del incendio no se pudieron obtener evidencias del estado de las mangueras y de las conexiones de combustible del motor, ni del tanque compensador de virajes. El Manual de Vuelo se quemó durante el incendio de la aeronave.

1.16.4 En el Suplemento al Manual de Vuelo Básico de la aeronave figura, que “La carga máxima de droga estará limitada a la configuración elegida para la operación, y será responsabilidad del piloto que la posición del CG se encuentre dentro de los límites establecidos”.

1.16.5 En el citado Suplemento figura que, sobre el tablero de instrumentos, debe figurar la leyenda “CATEGORIA RESTRINGIDA Operaciones de Rociado: Es responsabilidad del piloto, el cálculo de la posición del centro de gravedad, para cada configuración respetando los límites del mismo, el PMD y las limitaciones del manual de vuelo aprobado. Operaciones de traslado: (sin carga de droga)”. Similar leyenda debería ser colocada en cercanías de la boca de carga del tanque de droga.

1.16.6 Debido al incendio no se pudo constatar que las mencionadas leyendas estuvieran colocadas en los sitios que se establecen en el Suplemento al Manual de Vuelo Básico.

1.16.7 Según el fabricante y de acuerdo con las tablas la velocidad de pérdida del Piper PA-12 que, con el PMD (795 kg.) y en vuelo recto y nivelado, es de 75 km/h. Al aumentar la inclinación hasta sesenta grados la velocidad de pérdida aumenta hasta alcanzar 106 km/h.

1.16.8 El circuito de combustible posee un conjunto tanque equilibrador que asegura un caudal continuo al motor, en cualquier actitud de vuelo, exceptuando el vuelo invertido.

1.16.9 Condiciones que afectan la pérdida – Peso y factor de carga

1.16.9.1 Las velocidades de pérdida tabuladas por el fabricante son para un peso determinado del avión, es decir que por debajo de esa velocidad un avión con el peso dado entra en pérdida. Pero si el peso es mayor, la entrada en pérdida se producirá antes pues antes se dará el déficit de sustentación. En definitiva, al aumentar el peso del avión aumenta también la velocidad de pérdida.

1.16.9.2 El factor de carga es la relación que existe entre la carga total soportada por la superficie alar y el peso bruto del avión con su contenido (Carga soportada / Peso bruto del avión = Factor de Carga).

1.16.9.3 Como el peso se debe a la fuerza de la gravedad, el factor de carga se suele expresar en términos de relación con ella: en "g". Así un factor de carga de 3 g significa que la carga sobre la estructura del avión es de 3 veces su peso ac-

tual. Por ejemplo: si el avión pesa 1000 kg. se está soportando una carga de 3000 kg.

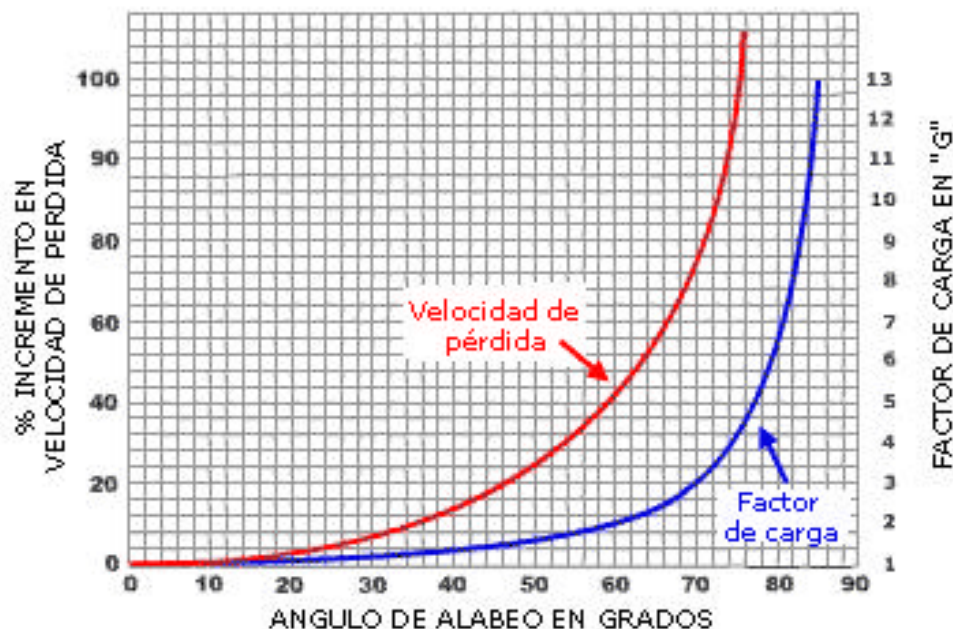
1.16.9.4 El factor de carga es importante por dos razones: Por la sobrecarga estructural impuesta a las alas, que puede llegar a romperlas y porque la velocidad de pérdida se incrementa en proporción directa al factor de carga.

1.16.9.5 Durante el vuelo, las alas deben soportar todo el peso de la aeronave; en la medida en que se mueva a una velocidad constante y en vuelo recto, la carga impuesta sobre las alas es constante (1g) y un cambio de velocidad en esta situación no produce cambios apreciables en el factor de carga.

1.16.9.6 Pero si el cambio es de trayectoria, hay una carga adicional al peso del avión, más acusada si este cambio se hace a alta velocidad y bruscamente. Esta carga adicional se debe a la fuerza centrífuga, que es la fuerza de inercia que se manifiesta en todo cuerpo cuando se le obliga a variar de dirección (horizontal o vertical).

1.16.9.7 Por tanto cualquier cambio de trayectoria del avión implica en mayor o menor medida una fuerza centrífuga que incrementa el factor de carga. Cualquier fuerza aplicada a un avión que lo saque de su trayectoria produce tensión sobre su estructura, el total del cual es el factor de carga.

1.16.9.8 En cualquier avión, a cualquier velocidad, si se mantiene una altitud constante durante un giro coordinado, el factor de carga para un determinado grado de inclinación es el mismo.



1.16.9.9 La figura anterior revela un factor importante en los virajes: el factor de carga se incrementa lentamente hasta unos 40° (1.31 g), algo más deprisa hasta unos 60° (2 g) y a partir de ahí marcadamente, llegando a tomar el valor 4 g para 75° y 5.76 g para 80°. Es importante recordar que las alas deben producir susten-

tación igual al factor de carga pues de otra manera sería imposible mantener la altitud.

1.16.9.10 La velocidad de pérdida se incrementa en un factor igual a la raíz cuadrada del factor de carga; es decir que si un avión tiene una velocidad normal de pérdida de 50 kts, entrará en pérdida a 100 kts si se le aplica un factor de carga de 4g ($50 \times \sqrt{4} = 100$). Por ejemplo, sabemos que en un giro de 60° el peso del avión se duplica (2g), y por tanto la velocidad necesaria para producir sustentación se multiplica por $\sqrt{2}$, es decir por 1.4142; si en vuelo normal el avión entra en pérdida a 65 kts, en un giro de 60° entraría en pérdida a 92 kts (65×1.4142).

1.16.9.11 El aumento de la velocidad de pérdida debe ser tenido muy en cuenta en maniobras donde el factor de carga sufre un gran incremento (giros cerrados, espirales, etc.). Por la misma razón, no debe hacerse tampoco una pérdida intencionada por encima de la velocidad recomendada, ni efectuar movimientos bruscos a alta velocidad.

1.17 Información orgánica y de dirección

En el Departamento Trabajo Aéreo de la DHA tanto el piloto, como la aeronave, no se encuentran afectados a empresa alguna, autorizada a explotar servicio de trabajo aéreo, en la actividad y especialidad de: Agro aéreo – Rociado Aéreo.

1.18 Información adicional

No se formula.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

No se emplearon técnicas especiales.

2 ANALISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 Para esta aeronave la velocidad de pérdida (V_s) en configuración normal, no rociado aéreo, es de 75 Km/h; al llevar la inclinación a casi 60° , ésta se multiplica por la raíz cuadrada de dos, dando como resultado 106 Km/h de velocidad de pérdida; esta evidencia junto al exceso de peso, que actuó aumentando el factor de carga, permite inferir que al momento del viraje la V_s era muy superior a la mencionada.

2.1.2 De acuerdo a lo investigado en el campo, en laboratorio y a lo informado por el piloto a los investigadores, se infiere que el mismo, al cerrar el viraje con actitud de nariz arriba y con el peso operativo excedido llevó, inadvertidamente, a la aeronave a entrar en pérdida. Al acelerar bruscamente el motor, para salir de la pérdida, se habría provocado una falta momentánea de potencia, lo cual agravó la situación.

2.1.3 La situación desarrollada es común observarla en la mayoría de los accidentes ocurridos en aeronaves afectadas a trabajo aéreo en la especialidad rociado aéreo.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 De la inspección ocular y constancias fotográficas glosadas en el expediente, surge que las bujías no tienen deformaciones por impacto o haber estado expuestas a temperaturas extremas. El estado de los electrodos es bueno, con desgaste natural y la cantidad de carbón depositada en su interior, por su color y cantidad, es el de normal funcionamiento, más aún, el hecho de no contener en su interior residuos de aceite. De todo ello se desprende que las mismas entregaban la energía necesaria para una buena combustión. Así también, considerando las declaraciones del piloto, se elimina la posibilidad de fallas de carácter eléctrico en el funcionamiento del motor, puesto que de ellas, no se desprende de modo alguno, que las mismas se hayan producido.

2.2.2 Es importante resaltar, que el circuito de combustible tiene un tanque compensador y/o equilibrador, que actúa entregando el combustible suficiente, en todas las circunstancias que la aeronave tenga combustible, sin importar la cantidad en sus tanques. Esta eventualidad, descarta la posibilidad que el motor se detenga por falta de combustible en viraje, por más cerrado que se lo practique.

2.2.3 Siguiendo con el análisis de las evidencias, revela importancia la torsión de una de las palas, sobre su eje longitudinal y la otra doblada hacia atrás, lo que nos conduce a concluir que el motor, entregaba potencia al momento del primer impacto contra el terreno, con lo que claramente queda demostrado que la aeronave en su conjunto y, específicamente el funcionamiento del motor, no ha sido la causa eficiente en la ocurrencia del accidente.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto no estaba autorizado para realizar Trabajo Aéreo.

3.1.2 Tenía el Certificado de Aptitud Psicofisiológica vigente.

3.1.3 Registra, en su Libro de Vuelos, un período mayor a 30 días sin volar y sin la readaptación correspondiente, por lo que no estaba legalmente readaptado.

3.1.4 Su experiencia como aeroaplicador era escasa, 20.0 hs.

3.1.5 La aeronave no se encontraba inscrita ante la DHA para realizar trabajo aéreo.

3.1.6 El peso de la aeronave, al momento del accidente, estaba excedido en 119,9 kg. del PMD y el CG estaba fuera de la envolvente de vuelo.

- 3.1.7 La aeronave se precipitó en pérdida de sustentación.
- 3.1.8 No hubo detención del motor.
- 3.1.9 El incendio se originó al romperse el vaso del filtro de combustible y el contacto de este con superficies calientes del motor.

3.2 Causa

Durante un vuelo de aeroplano, en la fase de viraje de procedimiento para sobrevolar una melga, la aeronave entró en pérdida de sustentación, posterior impacto contra el terreno e incendio, debido a estar volando con exceso de peso y realizar un viraje con sobreinclinación.

Factores contribuyentes:

No utilizar las tablas de performance de la aeronave.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al piloto y propietario de la aeronave

4.1.1 En el párrafo 1.16, se describe la relación entre volar con la aeronave excedida en el peso de operación, de acuerdo con lo establecido en el Manual de Vuelo, con el Factor de Carga, la inclinación y la actitud de cabeceo durante la realización de virajes; que terminan normalmente en una situación de pérdida de sustentación, agravada con la escasa altura a la que se desarrolla el vuelo, concluye en un hecho como el presente accidente. Por lo expresado, se recomienda incrementar los conocimientos teóricos sobre aerodinámica y/o mecánica del vuelo, para mejorar la seguridad del vuelo y minimizar las posibilidades de sufrir accidentes o situaciones de riesgo en los que se compromete la integridad física del piloto, la aeronave y hasta de terceros o cosas en superficie.

4.1.2 Si bien el accidente no está relacionado directamente con el cumplimiento de las exigencias establecidas en las NOCIA, el hecho de no haber realizado actividad de vuelo, por período superior a los sesenta días, significa que debe realizar una readaptación con un Instructor de Vuelo y obtener el registro correspondiente. Además la aeronave y el mismo piloto, no están afectados a una empresa de Trabajo Aéreo y no disponer del correspondiente certificado, significan una omisión a las normas vigentes y ponen en evidencia la realización de actividades marginales. Por lo expresado, se sugiere ajustarse a lo prescripto respecto al mantenimiento de las habilitaciones, para desempeñarse al mando de una aeronave y como titular de una Licencia de Piloto Aeroaplicador de Avión y adoptar los recaudos para realizar la habilitación de la empresa y la afectación de personal y aeronaves a la misma, en concordancia con la legislación vigente.

4.1.3 Asimismo deberá, registrar correctamente y mantener actualizada en los historiales, la actividad desarrollada por la aeronave, de acuerdo con la normativa vigente y lo establecido por el fabricante del avión, en el Manual de Servicios.

4.2 A la Federación Argentina de Cámaras de Empresas Agroaéreas

Considerar la conveniencia de disponer las acciones que consideren necesarias para que los pilotos de este tipo de aeronaves conozcan y apliquen adecuadamente los procedimientos operativos y de emergencia descritos en los Manuales de Vuelo respectivos, especialmente en lo relativo a las tablas operativas.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo no mayor a SESENTA (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas -19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de julio de 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Av. Com. Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(C1104AXF) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección E-mail:
buecrp@faa.mil.ar

BUENOS AIRES, de julio de 2006.

Inv. Operativo: Vicecomodoro Juan José FERNANDEZ.
Inv. Técnico: S.P. Raúl Eladio NARVAEZ

Director de investigaciones