

Dedicatorias

A mi amada esposa por compartir la vida, por ser guía en los proyectos, por la energía que me dio para llegar a estas instancias, dedicando su tiempo y esfuerzo.

A mis hijos y nietos del corazón por darme la fuerza desde el amor para lograr las metas.

AGRADECIMIENTOS

Al Dr. Ing. Joaquín Valdez, Decano del Incalín.

Al Dr. Ing. Héctor Laiz, Secretario Académico del Incalín

Al Ing. Horacio Larrosa autoridad referente en la investigación de accidentes de Aviación Civil, por su valiosa y desinteresada ayuda en esta tesis.

Al Ing. Jorge Ciolli, profesor durante el período 2008/2009 y en su persona el reconocimiento y agradecimiento al cuerpo de profesores, asesores y ayudantes de las materias cursadas.

A las Autoridades Académicas de la Universidad Nacional de San Martín

A Pablo Rotberg y a todo el personal integrante del Incalin.

Al Dr. Fernando Mahle por sus valores morales y éticos.

A mis amigos y colegas presentes.

INDICE DE CONTENIDOS

RESUMEN	4
1. INTRODUCCIÓN.	5
1.1. Reglamentación de la OACI	5
1.2. OACI – Anexo 13.	7
1.3. Antecedentes de la Calidad en la Industria Aeronáutica	9
1.3.1. Modelo de Reason.	9
1.4. Presentación del Accidente.	10
2. METODOLOGÍA DEL TRABAJO DE LA CALIDAD	12
2.1. Antecedentes de Metodología.	12
2.1.2. Procesos de la Calidad en la Industria Aeronáutica	14
2.1.3. Herramientas de la Calidad.	15.
3. INFORMACIÓN AERODINÁMICA.	22
3.1. Evolución de las Cabinas.	26
4. FENÓMENOS METEOROLÓGICOS.	30
5. SISTEMA ANEMOMÉTRICO.	40
6. COMANDOS DE VUELO	52
7. CONTROL DE POTENCIA	58
8. SISTEMA ELÉCTRICO	60
9. CONCLUSIONES	65
9.1. Resumen de las conclusiones operativas del Reporte Final (BEA) .		65
9.2. Conclusión de la Tesis	67
10. GLOSARIO	75
11. BIBLIOGRAFÍA	80

RESUMEN

En el presente trabajo de tesis respecto a la “Prevención de Accidentes de Aviación”, es mi intención efectuar un aporte orientado a mejorar la seguridad operacional de la aviación civil.

En este contexto tomé el accidente del Airbus 330 de Air France, accidentado el 1 de junio de 2009 en el Océano Atlántico, cuyo Reporte Final fue publicado en la Web por la BEA (Agencia de Investigación de Accidentes de Francia).

Teniendo en cuenta los lineamientos de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), y en concordancia con ese organismo las herramientas de la calidad aquí aplicadas juegan un rol fundamental en la evaluación de riesgos, con el objetivo de identificar, analizar y dar respuesta para disminuir sus consecuencias.

Partiendo de la premisa que OACI, no limita la profundización de la investigación en la búsqueda de hallazgos que aporten datos para evitar accidentes futuros, en la presente tesis profundizaré en los sistemas operacionales que tuvieron incidencia en el accidente del Airbus que a continuación se detallan;

- a) Información aerodinámica e incorporación del sistema fly by wyre.
- b) Fenómenos meteorológicos.
- c) Sistema anemométrico.
- d) Comandos de vuelo.
- e) Control de potencia.
- f) Sistema eléctrico: **“La importancia de la fuente de alimentación en este tipo de aeronaves radica en que la totalidad de sus principales sistemas son alimentados por energía eléctrica y no existen alternativas de operación en ellos”**

Finalmente se arribó a la conclusión y a la propuesta de equipar a las aeronaves de transporte de pasajeros con un segundo sistema de control alternativo alimentado por una fuente distinta.

El propósito de este trabajo es efectuar un aporte a la seguridad operativa del vuelo, con la suprema finalidad de salvaguardar la vida, evitando riesgos y accidentes futuros.

1. INTRODUCCIÓN

A principios del siglo XX el hombre incursionó en el espacio aéreo con un aparato más pesado que el aire, que se lo llamó avión.

Inicialmente la actividad fue deportiva y con el avance del avión fueron incorporándose empleos comerciales, surgiendo así, los servicios de correo aéreo y luego traslado de pasajeros dando inicio a la aviación comercial.

Con la expansión de la actividad, se incrementaron los accidentes y con ello la necesidad de conocer las causas que lo originaran.

En nuestro país la primera investigación de accidente aéreo, que se tiene conocimiento data de 1914 y fue su investigador el Ing. Jorge Newbery.

Durante los primeros años, la aviación comercial fue una actividad relativamente poco reglamentada, caracterizada por tecnología precaria, ausencia de infraestructura adecuada, comprensión insuficiente de los peligros subyacentes en las operaciones aeronáuticas y demanda de producción que no correspondían a los medios y recursos verdaderamente disponibles para satisfacerlas.

1.1. Reglamentación de OACI

En este sentido surgió la necesidad de organizar, normar y controlar la actividad en el orden mundial, resultando así la creación de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), agencia de la Organización de las Naciones Unidas (ONU) creada en 1944 por la Convención sobre Aviación Civil Internacional para estudiar los problemas de la aviación civil internacional y promover los reglamentos y normas únicos en la aeronáutica mundial. La dirige un consejo permanente con sede en Montreal (Canadá).

Previo al establecimiento de la OACI, en la conferencia de Aviación Civil Internacional celebrada en Chicago, se firmó el Convenio conocido como Chicago 1944, que entró en vigencia en abril de 1947.

La Organización Provisional de Aviación Civil Internacional estuvo funcionando hasta que se estableció oficialmente la OACI, con los siguientes objetivos, conforme a lo establecido en el art. 44 del Convenio de Chicago.

- A) Fomentar las artes para diseñar rutas aéreas, aeropuertos y ayudas para la navegación aérea en la aviación civil internacional.
- B) Satisfacer las necesidades de los pueblos del mundo en lo atinente a transportes aéreos seguros, regulares, eficientes y económicos.
- C) Evitar el despilfarro de recursos económicos, a fin de lograr una competencia igualitaria.
- D) Garantizar la seguridad internacional.
- E) Evitar la parcialidad entre Estados contratantes.
- F) Fomentar la seguridad de los vuelos en la navegación aérea internacional.
- G) Fomentar el desarrollo de la aviación civil.

El Consejo adoptó inicialmente las normas y métodos recomendados para encuestas de accidentes de aviación el 11 de abril de 1951, de acuerdo con lo dispuesto en el Artículo 37 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago, 1944), con la designación de Anexo 13 al Convenio.

Las normas y métodos se basaron en recomendaciones formuladas por el Departamento de investigación de accidentes en su Primera Conferencia, celebrada en febrero de 1946, las cuales se desarrollaron ulteriormente en la Segunda Conferencia del Departamento, celebrada en febrero de 1947.

En la Asamblea están representados todos los Estados contratantes de la OACI. En sus reuniones se examina la labor realizada por la Organización en el ámbito técnico, jurídico, económico y de asistencia técnica, y se fijan las directrices de los trabajos futuros de los demás órganos de la OACI.

1.2. OACI. Anexo 13

La Real Academia Española define al accidente, entre otras acepciones, “como suceso eventual o acción del que involuntariamente resulta daño para las personas o las cosas”.

El Anexo 13 define que **“El único objetivo de la investigación de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes”**.

“El propósito de esta actividad no es determinar la culpa o la responsabilidad”.

El citado Anexo define como investigación: “Proceso que se lleva a cabo con el propósito de prevenir los accidentes y que comprende la reunión y el análisis de información, la obtención de conclusiones, incluida la determinación de las causas y/o factores contribuyentes y, cuando proceda, la formulación de recomendaciones sobre seguridad operacional”.

La definición de accidente de OACI es: *“Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que en caso de una aeronave tripulada, ocurre entre el momento en que una persona entra a bordo de la aeronave, con intención de realizar un vuelo, y el momento en que todas las personas han desembarcado, o en el caso de una aeronave no tripulada, que ocurre entre el momento en que la aeronave está lista para desplazarse con el propósito de realizar un vuelo y el momento en que se detiene, al finalizar el vuelo, y se apaga su sistema de propulsión principal, durante el cual:*

Cualquier persona sufre lesiones mortales o graves a consecuencia de:

a) Hallarse en la aeronave, o por contacto directo con cualquier parte de la aeronave, incluso las partes que se hallan desprendido de la aeronave, o por exposición directa al chorro de un reactor.

b) *La aeronave sufre daños o roturas estructurales que: afectan adversamente su resistencia estructural, su performance o sus características de vuelo; y que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado.*

c) *La aeronave desaparece o es totalmente inaccesible.*

El proceso de la investigación de accidentes se inicia cuando se produjo el hecho, por lo que es una actividad reactiva; al finalizar la investigación, cuando se hacen las recomendaciones pasa a ser pro activa por las acciones orientadas a evitar la repetición de hechos.

La aplicación de las normas y recomendaciones es determinante en la disminución de accidentes, que cada año muestran una baja en las estadísticas mundiales de la actividad. En el año 2011, en el mundo, se registraron 0,37 accidentes por cada millón de vuelos.

Los índices de seguridad aérea, mundialmente han mejorado en 60 años sensiblemente, mientras que el número de vuelos creció en forma exponencial. A esto llegamos, entre otros aspectos, porque la industria invirtió recursos en investigación y desarrollo del material.

La OACI incorporó el concepto de seguridad operacional en la definición de accidentes. Con esta perspectiva se cambiaron los enfoques de: ¿“que sucedió”?, ¿“quién lo hizo”? y ¿“cuando sucedió”? que era el objetivo en una investigación de accidente hasta la década de 1970. Actualmente los criterios son; “¿por qué? y ¿cómo?” para entender plenamente las fallas de seguridad operacional.

Es una premisa de la seguridad operacional que los sistemas que establecen objetivos de producción ambiciosos, sin los medios y recursos para lograrlos, desarrollan un potencial de fallas elevado. Por esto, no sorprende que la aviación comercial, en sus inicios, estuviera caracterizada por una elevada

cantidad de accidentes. Lo que hizo que la investigación de los mismos estuviera limitada por la falta de apoyo tecnológico.

1.3. Antecedentes de la Calidad en la Industria Aeronáutica.

1.3.1. Modelo de Reason.

El Profesor James Reason, proporcionó un medio para comprender por qué la aviación funciona con éxito o se dirige al fracaso. De acuerdo con este modelo, los accidentes se producen cuando cierto número de factores permiten que ocurran, siendo cada uno de ellos necesario pero no suficientes para quebrar las defensas del sistema y culminar en el accidente.

Debido a que los sistemas complejos como la aviación, están protegidos por defensas, una sola falla rara vez tiene consecuencias en el sistema aeronáutico.

Las fallas de equipo o los errores operacionales nunca son la causa del traspaso en las defensas de seguridad operacional, sino que son los elementos activadores.

Los quiebres de las defensas de seguridad operacional son consecuencia de las decisiones tomadas en los más altos niveles del sistema, que permanecen latentes hasta que sus efectos o posibilidades perjudiciales se activan y conducen al accidente.

Las **fallas activas** a nivel operacional, actúan como desencadenantes de las condiciones latentes y facilitan la ruptura de las defensas de seguridad operacional del sistema. En el concepto presentado por Reason, todos los accidentes comprenden una combinación de fallas activas y latentes.

Las **fallas activas** son acciones u omisiones, incluyendo errores y violaciones, que tienen consecuencias inmediatas y se les considera actos inseguros; se relacionan generalmente con el personal de primera línea (pilotos, controladores de tránsito aéreo, mecánicos de mantenimiento de aeronaves, entre otros) que derivan en consecuencias graves, ya que pueden penetrar las defensas de protección del sistema creado por la administración de la empresa y las autoridades de reglamentación; pueden ser resultantes de errores normales o de

desviaciones respecto a los procedimientos y prácticas establecidos. Es decir que las **fallas activas** generalmente son síntomas de problemas de seguridad operacional.

Las **condiciones latentes**, son condiciones presentes en el sistema mucho antes de que se experimente un resultado perjudicial, estas se manifiestan cuando actúan factores de activación locales. Sus consecuencias pueden permanecer latentes durante mucho tiempo. Estas condiciones inicialmente no se las reconoce como perjudiciales, porque no se detectan las fallas.

Las condiciones latentes solo pueden llegar a ser evidentes cuando se han sobrepasado las defensas del sistema. Estas son creadas generalmente por personas que están lejos en tiempo y espacio del accidente.

Aún en las organizaciones mejor dirigidas, la mayoría de las condiciones latentes comienzan en quienes toman decisiones. Este personal directivo también está sujeto a limitaciones y predisposiciones humanas normales, así como a limitaciones de tiempo, presupuestarias y políticas. Dado que estas carencias no siempre pueden evitarse se deberían adoptar medidas para detectarlas y reducir sus consecuencias perjudiciales.

En el razonamiento de Reason la verdadera prevención es la detección y solución de las fallas latentes y activas antes de llegar al accidente. No siempre esto se logra y el suceso ocurre con las consecuencias conocidas en cada caso.

1.4 Presentación del Accidente.

El accidente de aviación es un hecho que tiene fecha, lugar, tipo de avión, empresa y consecuencias conocidas a través de la información pública.

Para el presente trabajo tomé el accidente de 1 de junio de 2009, accidentado en el Océano Atlántico, del Airbus 330 de Air France vuelo AF-447, cuyo Reporte Final fue publicado en la Web por la BEA (Agencia de Investigación de Accidentes de Francia).

Para optar por el análisis de este accidente consideré tres factores:

- Aeronave con tecnología de avanzada al momento del suceso.
- El impacto mediático.
- La publicación del Reporte Final de la investigación.

Llamó poderosamente la atención que una aeronave con las capacidades técnicas disponibles sufriera un accidente al cruzar una zona de tormentas. Inicialmente se dieron a conocer datos erróneos que solo aportaron confusión al suceso, en el que aún no se había iniciado la investigación.

Hay que recordar que pasó mucho tiempo desde el accidente hasta la localización de los restos y su posterior recuperación del fondo del océano. A partir de esa etapa se inició la investigación.

Finalizada la investigación y de acuerdo a las normas internacionales se dio a conocer el documento oficial de la BEA respecto al accidente.

Teniendo en cuenta las recomendaciones formuladas en el documento, profundicé en el estudio y análisis de las mismas con la intención de aportar un documento orientado a mejorar la seguridad operacional de la aviación civil.

De ninguna manera hago una crítica al trabajo desarrollado por la BEA, que siguió los lineamientos con la responsabilidad y la calidad requerida para esta circunstancia.

La OACI no limita la profundización de una investigación, teniendo en cuenta que posteriormente a la publicación del informe final si surgen nuevas

pruebas o hallazgos se las evalúa y de aportar datos significativos se los incorpora en el proceso de la investigación, que puede llevar a una causa y conclusión diferente a la original que motivará nuevas recomendaciones evitar accidentes.

En concordancia con lo citado continuaré el análisis de otros factores que aportarán un complemento acorde al uso de nuevas tecnologías en aviación civil. El objetivo del presente trabajo es demostrar que una aeronave comercial debería tener un sistema de alternativa o emergencia de los sistemas principales de control de comandos de vuelo y de control de potencia, entre otros, accionados por otra fuente distinta a la del sistema primario.

En la presente tesis es mi intención demostrar que disponer de una única fuente de energía eléctrica para toda la operación de una aeronave, puede afectar la seguridad del vuelo y ser la causa de trágicos accidentes.

2. METODOLOGÍA DEL TRABAJO DE LA CALIDAD

2.1 Antecedentes de la metodología.

El mejoramiento incesante de la calidad de bienes y servicios emplea una metodología, que hace uso de herramientas tradicionales y se enriquece con nuevas técnicas cada día.

El desarrollo producido en la industria aeronáutica, en los inicios y especialmente durante la Segunda Guerra Mundial motivó que se aplicaran requisitos de manufactura y normas de trabajo, que no tenían designación específica pero que posteriormente dieron lugar al enfoque hacia la calidad que sería de aplicación en las industrias.

La Gestión Total de la Calidad, es una filosofía de conducción que por medio de un sistema cualitativo propone alcanzar un fin: “LA CALIDAD TOTAL” basada en:

Satisfacer las necesidades y expectativas del cliente.

Prevenir problemas.

Crear el compromiso de la fuerza de trabajo.

Alentar la participación en la toma de decisiones.

La tecnología a lo largo de los años ha ido cambiando, por ende ha sufrido el llamado proceso tecnológico que ha impactado fuertemente en la industria aeronáutica como en otras áreas.

Cada una de estas revoluciones tuvo que pasar por los siguientes procesos:

- a. Periodo de gestación
- b. Fase de irrupción: Crecimiento explosivo de productos bases.
- c. Fase de frenesí: Constelación de productos completa y crecimiento rápido de nueva infraestructura.
- d. Fase de Sinergia: Expansión completa de la innovación y el mercado potencial.
- e. Fase de madurez: Últimos nuevos productos e industrias, las pioneras se aproximan a la madurez y a la saturación del mercado.

A partir de la década de 1970, se produjeron importantes avances tecnológicos con la introducción de motores a reacción, radares, pilotos automáticos, directores de vuelo, mejoras en navegación, comunicaciones aéreas y terrestres. El fuerte incremento de la tecnología incorpora el concepto de “seguridad operacional” y reorienta la investigación hacia el factor humano, a la que se la denominó; la “era humana”.

La Compañía United Airlines, desarrolló después de un accidente acaecido en el año 1978, un programa llamado CRM (en inglés Crew Resource Management) o Gestión de Recursos en Cabina. Su fundamento teórico radica en la Administración del Riesgo y conlleva al estudio de las técnicas que posibiliten el trabajo en equipo, mediante la implementación de los “Programas de Entrenamiento”.

Estos programas del llamado “Manejo de Recursos de Cabina”, obedecen a la investigación operativa realizada por expertos intentando dar respuesta a la fatídica década de los años setenta, por la altísima incidencia de los llamados “errores de pilotaje”.

Para el desarrollo del tema se han tenido en cuenta que las amenazas, las incertidumbres y los riesgos son inherentes a cualquier actividad y organización, independientemente de su tamaño y sector económico. En este caso se parte de un hecho ocurrido; “un accidente de aviación”. Utilizando una serie de principios que deben ser satisfechos para hacer una gestión eficaz del riesgo, podremos alcanzar los resultados esperados; minimizar riesgos para evitar accidentes.

2.1.2. Procesos de la calidad en la industria aeronáutica

“La resultante de una combinación de características de ingeniería y fabricación, determina el grado de satisfacción que el producto proporciona al usuario”.

Paralelamente, pero siempre orientado a mejorar la calidad de los medios aéreos, el desarrollo de la aerodinámica y la tecnología permitió el diseño y actualización de las aeronaves.

Actualmente al diseñarse las aeronaves comerciales se tienen en cuenta los requerimientos de los clientes para lograr su satisfacción; cuando es factible se adecuan los requerimientos, teniendo en cuenta que un avión es el mejor resultado de situaciones de compromisos existentes.

Cuando nos preguntamos ¿Por qué esta forma o porqué esta performance y no otra? debemos evaluar si existe una condición posible que satisfaga al final el producto logrado.

Las aeronaves son más estándares y sus normas de fabricación cumplidas y respetadas por los fabricantes. Desde los orígenes de esta industria se aplicaron conceptos de fabricación y control de los productos que fueron el origen de normas actuales.

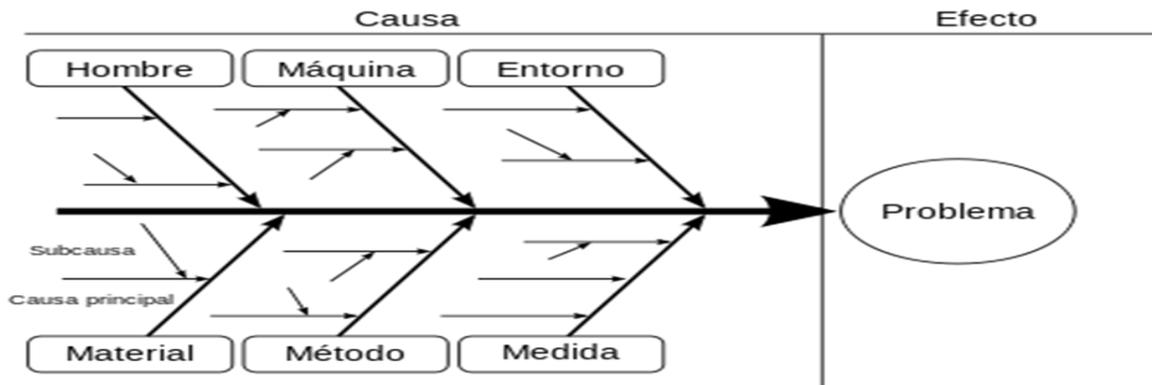
2.1.3. Herramientas de la Calidad.

El conocimiento de las herramientas de la calidad, que tienen su objetivo en lograr el mejor producto final y la satisfacción del usuario, nos llevan a aplicarlas en todos los campos y actividades; la aplicación de estas metodologías para ser empleadas en aviación requieren ser adecuadas a las necesidades propias del área, de forma tal que se desarrollen, implementen y si es aplicable, se integren con el resto de los sistemas de gestión disponibles en la industria aeronáutica.

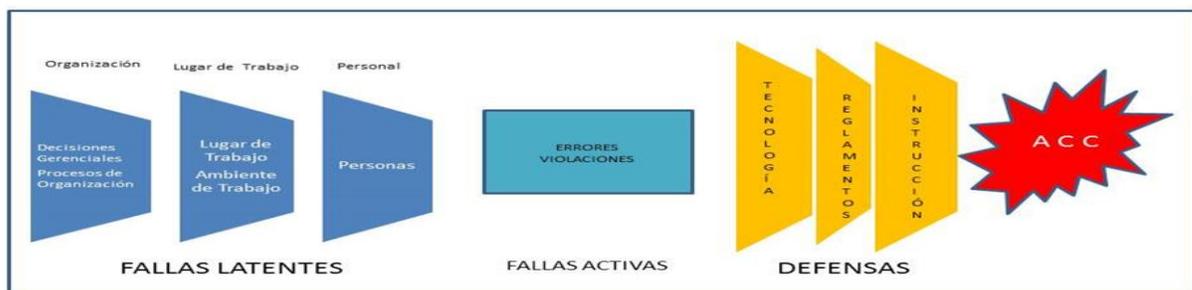
Las herramientas que citaremos a continuación guardan estrecha similitud en su metodología.

- Diagrama Causa – Efecto (diagrama de Ishikawa) / Cadena de eventos; Ventanas de Reason
 - FMEA (análisis del modo de falla y de sus efectos-AMFE) / Evaluación de Riesgos.

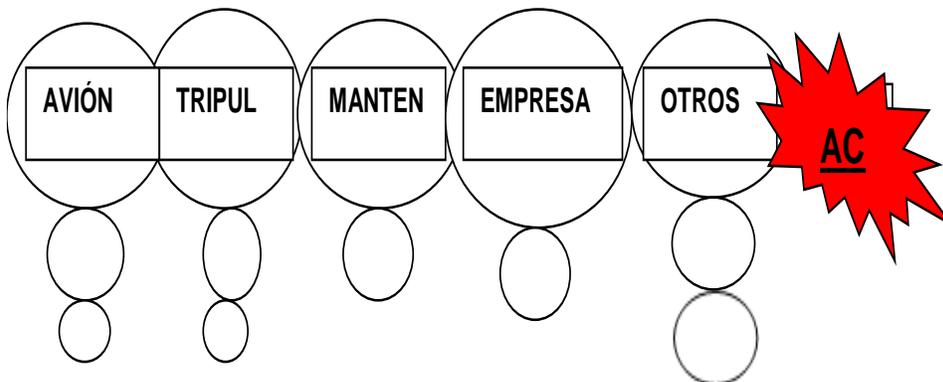
Diagrama de Causa Efecto. (Ishikawa)



Modelo de Reason



Cadena de Eventos



FEMEA / EVALUACIÓN DE RIESGOS.

1). FEMEA (Análisis de Modos y Efectos de Fallas)

Paso 1: Severidad

Determinar todos los modos de fallos basados en los requerimientos funcionales y sus efectos.

Paso 2: Incidencia

En este paso es necesario observar la causa del fallo y determinar con qué frecuencia ocurre.

Paso 3: Detección

Cuando las acciones adecuadas se han determinado, es necesario comprobar su eficiencia y realizar una verificación del diseño.

Números de prioridad del riesgo

Los números de prioridad del riesgo no son una parte importante de los criterios de selección de un plan de acción contra los modos de fallo. Son más bien un parámetro de ayuda en la evaluación de estas acciones. Después de evaluar la severidad, incidencia y detectabilidad de los números de prioridad del riesgo se pueden calcular multiplicando estos tres números: $NPR = S \times I \times D$. Esto debe realizarse para todo el proceso o diseño.

Puesto que un AMFE depende de los miembros del comité que examinan los fallos, está limitado por su experiencia previa. Si un fallo no puede ser detectado, será necesario contar con ayuda externa de consultores que conocen una amplia variedad de problemas y fallos. AMFE se convierte así en un sistema parte de los controles de calidad, donde la documentación es vital para la implementación.

2). EVALUACIÓN DEL RIESGO (OACI)

2.a Probabilidad del riesgo

2.b Severidad del riesgo.

2.c Evaluación del riesgo.

2.d Tolerancia al riesgo.

2). a. **PROBABILIDAD DEL RIESGO**

PROBABILIDAD DEL RIESGO		
DEFINICIÓN CUANTITATIVA	SIGNIFICADO	VALOR
FRECUENTE	PROBABLE QUE OCURRA MUCHAS VECES(ha ocurrido frecuentemente)	5
OCASIONAL	PROBABLE QUE OCURRA ALGUNAS VECES (ha ocurrido infrecuentemente)	4
REMOTO	IMPROBABLE, PERO ES POSIBLE QUE OCURRA (ocurre raramente)	3
IMPROBABLE	MUY IMPROBABLE QUE OCURRA (no se conoce que haya ocurrido)	2
EXTREMADAMENTE IMPROBABLE	CASI INCONCEBIBLE QUE OCURRA	1

2.b. SEVERIDAD DEL RIESGO

SEVERIDAD DEL RIESGO		
DEFINICIÓN DE AVIACIÓN	SIGNIFICADO	VALOR
CATASTRÓFICO	DESTRUCCIÓN DE EQUIPAMIENTO --MUERTES MÚLTIPLES	A
PELIGROSO	--UNA REDUCCIÓN IMPORTANTE DE LOS MÁRGENES DE SEGURIDAD, DAÑO FÍSICO O UNA CARGA DE TRABAJO TAL QUE LOS OPERADORES NO PUEDAN DESEMPEÑAR SUS TAREAS EN FORMA PRECISA Y COMPLETA. --LESIONES SERIAS O MUERTES DE UNA CANTIDAD DE GENTE --DAÑOS MAYORES AL EQUIPAMIENTO	B
MAYOR	--UNA REDUCCIÓN SIGNIFICATIVA DE LOS MÁRGENES DE SEGURIDAD, UNA REDUCCIÓN EN LA HABILIDAD DEL OPERADOR EN RESPONDER A CONDICIONES OPERATIVAS ADVERSAS COMO RESULTADO DEL INCREMENTO DE LA CARGA DE TRABAJO O COMO CONSECUENCIA DE CONDICIONES QUE IMPIDEN SU EFICIENCIA. --INCIDENTE SERIO. --LESIONES A LAS PERSONAS	C
MENOR	--INTERFERENCIA --LIMITACIONES OPERATIVAS --UTILIZACIÓN DE PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA. --INCIDENTES MENORES.	D
INSIGNIFICANTE	--CONSECUENCIAS LEVES.	E

2.c EVALUACIÓN DEL RIESGO

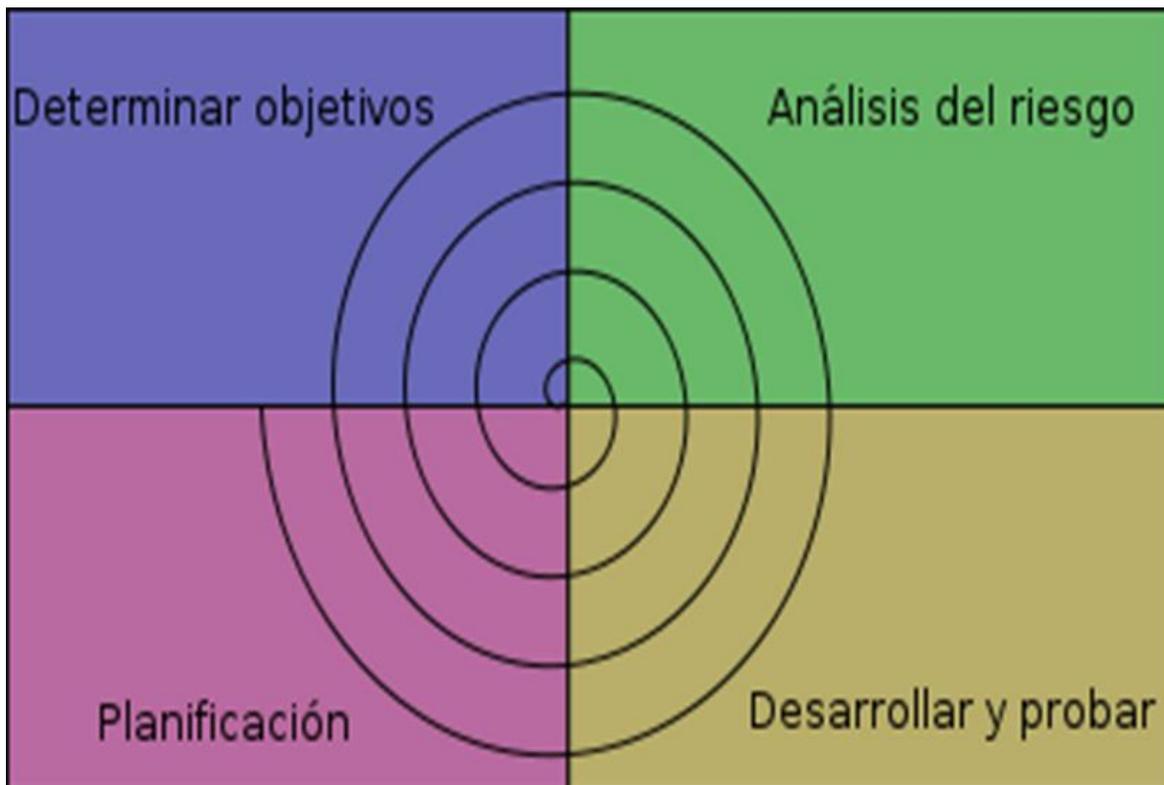
EVALUACIÓN DEL RIESGO					
PROBABILIDAD	CATASTR. A	PELIGROSO B	MAYOR C	MENOR D	INSIGNI E
5-FRECUENTE	5 A	5 B	5 C	5 D	5 E
4- OCASIONAL	4 A	4 B	4 C	4 D	4 E
3- REMOTO	3 A	3 B	3 C	3 D	3 E
2-IMPROBABLE	2 A	2 B	2 C	2 D	2 E
1-EXTREMADAMENTE IMPROBABLE	1 A	1 B	1 C	1 D	1 E

2.d. TOLERANCIA AL RIESGO

Criterios sugeridos	Índice de evaluación del riesgo	Criterios sugeridos
 <p>REGIÓN INACEPTABLE</p>	5 A, 5 B, 5 C, 4 A, 4 B, 3 A	Inaceptable bajo las circunstancias existentes
 <p>REGIÓN TOLERABLE</p>	5 D, 5 E, 4 C, 4 D, 4 E, 3 B, 3 C, 3 D	Aceptable en base a mitigación del riesgo. Puede requerir una decisión de la dirección.
 <p>REGIÓN ACEPTABLE</p>	3 E, 2 D, 2 E, 1 A, 1 B, 1 C, 1 D, 1 E	Aceptable

El Modelo Evolutivo Espiral propuesto por Boehm en 1986, resultaría de interés aplicado a la industria aeronáutica, en razón que las aeronaves nuevas reciben más actualizaciones o modificaciones en su matriz inicial, que en el ciclo medio de su vida útil. Al cumplirse el ciclo P H V A (Planificar, hacer, verificar y actuar) la aeronave sigue siendo estructuralmente la misma pero con las actualizaciones incorporadas.

Modelo Evolutivo Espiral



Al citar las herramientas que se aplicaron en el desarrollo del trabajo se tendrán en cuenta los lineamientos de OACI, del Doc. 9859 en relación a la seguridad operacional.

En este trabajo se verá una evaluación de riesgos limitada al aspecto de interés.

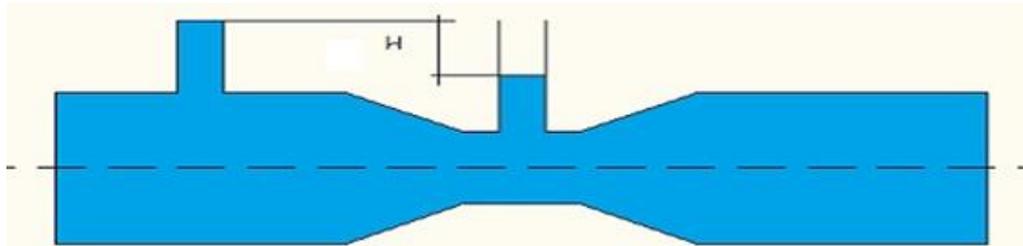
3. INFORMACIÓN AERODINÁMICA

Inicialmente se tomaron conocimientos de hidrodinámica, para aplicarlos en la aerodinámica; ciencia que estudia el comportamiento de un móvil en movimiento respecto a la masa de aire, o el desplazamiento de la masa respecto al objeto fijo. Estos ensayos se hacen en el “túnel de viento” para optimizar la aerodinámica del producto.

De los conocimientos que, en su momento fueron guía del desarrollo de la aerodinámica, citaremos los siguientes:

- Teorema de Bernoulli: “La presión interna de un fluido (líquido o gas) decrece en la medida que la velocidad del fluido se incrementa”, o dicho de otra forma “en un fluido en movimiento, la suma de la presión y la velocidad en un punto cualquiera permanece constante”, es decir que $p + v = k$.
- Efecto Venturi: “Al pasar por un estrechamiento las partículas de un fluido aumentan su velocidad”.
- 3era Ley de Newton: Para cada fuerza de acción hay una fuerza de reacción igual en intensidad pero de sentido contrario.
- Leyes de la aerodinámica: La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones que aparecen sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre estos y el fluido que la baña, siendo éste último un gas y no un líquido.

Tubo Venturi

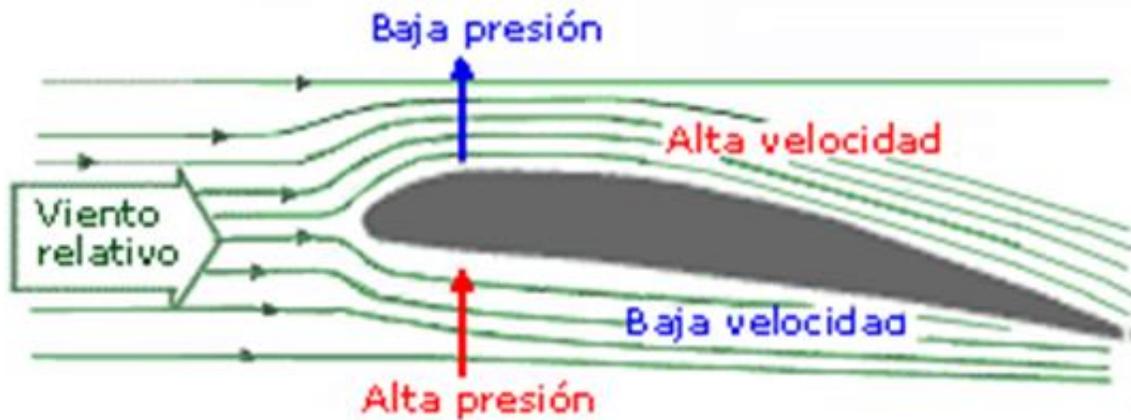


La aplicación de estos conocimientos, entre otros, permitió determinar que en una aeronave, básicamente actúan dos (2) fuerzas el peso y la resistencia; y dos (2) fuerzas que se oponen, según Newton, son la sustentación y la tracción.

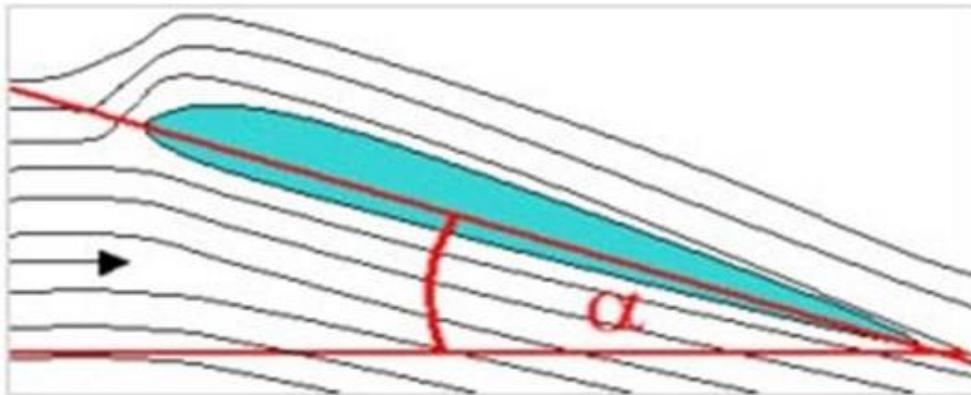


El efecto Venturi muestra que un fluido en movimiento en un conducto, al disminuir la sección, aumenta la velocidad y disminuye la presión.

El perfil alar o ala, representada en un corte longitudinal, crea en la masa de aire un estrechamiento en que por el efecto Venturi genera, en la parte superior una depresión y en la parte inferior, por ensanchamiento se genera una alta presión que en conjunto generan la sustentación.



Al incrementar el ángulo de ataque del ala, dentro de ciertos límites, se genera mayor sustentación, por efecto suelo.



Habiendo recordado como es nuestra atmósfera y elementales conceptos de la aerodinámica podemos respondernos la pregunta ¿por qué vuela un avión?

La respuesta es: Vuela por la velocidad que desarrolla respecto a la masa de aire en que se mueve.

En los primeros vuelos, el avión no tenía instrumentos. Con el tiempo, un hilo grueso o cinta atada a un tirante del plano, daba una idea aproximada de la velocidad de vuelo.

La evolución llevó a diseñar, construir y operar aeronaves más avanzadas que generaron la necesidad de tener indicaciones más exactas de la velocidad a la que operaba el avión, llegando al desarrollo del sistema pitot-estático, que indica la velocidad y altura, por medición de la presión dinámica y estática de la masa de aire en que se desplaza el avión.

El progreso más significativo de la industria aeronáutica fue durante la II guerra mundial, ya que el medio aéreo, fue usado masivamente en el conflicto, demostrando que la velocidad y la versatilidad permitían rápidos desplazamientos que cambiaron conceptos del empleo operacional. Finalizada la contienda la gran cantidad de aeronaves fabricadas y en uso, debieron ser adaptadas y adecuadas al uso civil y comercial de la aviación de transporte de pasajeros y cargas.

La adecuación del material, que ya tenía incorporados los avances tecnológicos, fue orientada a la adaptación del transporte de pasajeros, dotándolos del confort necesario para el nuevo uso.

Aun cuando se desconocían muchos aspectos de la atmósfera, el primer vuelo, fue logrado con un aparato más pesado que el aire. La evolución de la aeronave fue significativa a tal punto que el hombre llegó a la luna.

El recuerdo de las cabinas de vuelo de las aeronaves de cada época nos dará una visión de los cambios producidos.

3.1. Evolución de las Cabinas

El legendario DC-3 fue usado, inicialmente en las aerolíneas, siendo rápidamente superadas por nuevas máquinas más modernas y confortables.

A los pocos años se incorporó la turbina en reemplazo del motor alternativo, constituyendo un salto en el uso operativo del avión.

No fue solamente en el campo de la aviación comercial el progreso experimentado, ya que se siguen actualizando y optimizando en el funcionamiento y las prestaciones de las aeronaves.

Cabina de Douglas DC --3



Cabina de Boeing - 777



Cabina de Airbus A-330



Lo más llamativo de estas cabinas es que en la del A-330 no existe el comando de vuelo (volante) y aparece a los costados de ambos pilotos un sidestick que en forma eléctrica/electrónica, cumple las funciones del comando de vuelo.

El cambio de palanca o volante de comandos no es el único en el sistema de control de vuelo, ya que el Boeing B-777 incorporó el sistema flight by wire, manteniendo los comandos tradicionales con funcionamientos eléctricos/electrónicos.

Con lo expuesto nos formamos una idea de los cambios tecnológicos en la cabina de vuelo, asimismo el ambiente operacional en que cumplen sus funciones los tripulantes.

Los sistemas que analizaremos en la exposición serán solamente desde el punto de vista operativo.

No es el objetivo ingresar en el análisis detallado de los componentes técnicos. El presente trabajo se va a centrar en encontrar evidencias o hallazgos operativos que permitan formular recomendaciones para evitar nuevos accidentes por causas similares.

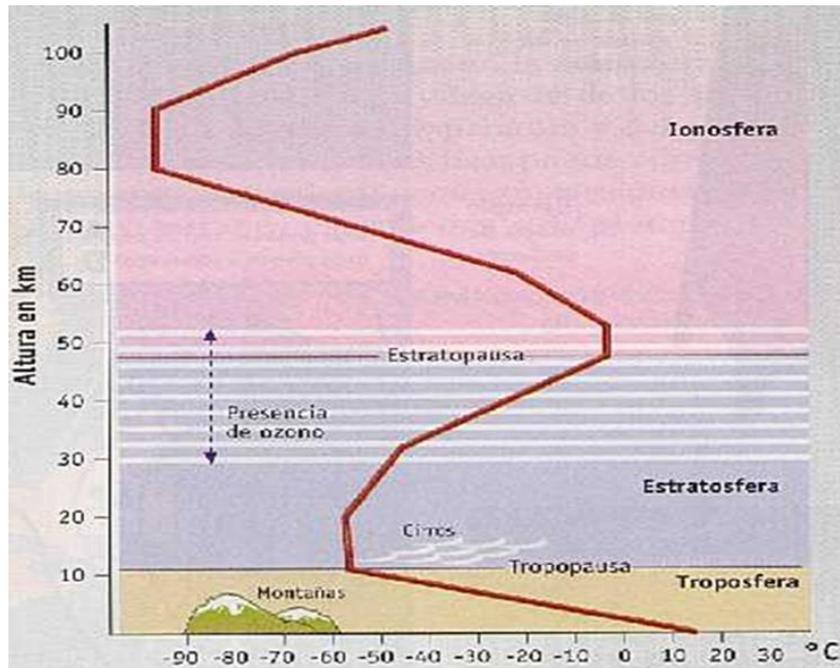
Con esta tecnología la respuesta y corrección de desvíos de parámetros de vuelo, de motores o sistemas es más rápida y exacta. La reacción humana tiene un retardo natural, desde que detecta una desviación hasta el inicio de su corrección.

4. FENOMENOS METEOROLÓGICOS

De todos los parámetros que analizaremos, la meteorología sigue siendo el condicionante natural de la actividad aérea.

En meteorología se avanzó significativamente en la detección y predicción de los fenómenos, pero aún no es posible predecir con certeza y exactitud la magnitud de los efectos ni cuantificarlos.

Esquemáticamente recordaremos cual es nuestro ambiente y algunas particularidades.



La atmósfera terrestre llega hasta los 100 km. de altura (aprox.). Casi la totalidad del aire (un 95 %) se encuentra a menos de 30 km. de altura, encontrándose más del 75 % en la tropósfera.

La actividad aeronáutica, mayoritariamente se desarrolla en la tropósfera que llega hasta los 10 Km. (30.480 ft), zona en que se producen la mayoría de las variaciones o cambios atmosféricos.

En la tropósfera el aire es una mezcla de gases bastante homogénea, a tal punto que su comportamiento es el equivalente al compuesto por un solo gas.

Los gases más significativos son: nitrógeno, oxígeno, hidrógeno, CO (monóxido de carbono) y otros que, en distintas proporciones están en la atmósfera.

En aviación se usa, por convención la atmósfera tipo o atmósfera estándar, conocidas como atmósfera ISA (International Standard Atmosphere), que está basada en medidas climatológicas medias, definidas así:

- El aire es un gas perfecto seco;
- Las constantes físicas son:
- Masa molar media al nivel del mar: $M_0=28,964420 \times 10^{-3} \text{ Kg./mol}^{-1}$
- Presión atmosférica al nivel del mar: $P_0=1013,25 \text{ hPa}$
- Temperatura al nivel del mar: $t_0= 15^\circ\text{C}$ $T_0=288,15 \text{ K}$
- Densidad atmosférica al nivel del mar: $\rho_0= 1,2250 \text{ kg/m}^3$
- Temperatura de fusión del hielo: $273,15$

Los gradientes térmicos son:

ALTITUD GEOPOTENCIAL (km)		GRADIENTE TÉRMICO (Kelvin por Kilómetro Geopotencial patrón)
DE	A	
-5.0	11.0	-6.5
11.0	20.0	0.0
20.0	32.0	+1.0
32.0	47.0	+2.8
47.0	51.0	0.0
51.0	71.0	-2.8
71.0	80.0	-2.0

Esta atmósfera tipo definida por la OACI es de referencia, porque muy raramente se encontrará en la realidad.

En el desarrollo del trabajo los fenómenos meteorológicos juegan un rol preponderante por ser los que más influyen en la operación aérea.

Incursionaremos en una temática especial como es la meteorología. Considerando oportuno recordar aspectos de su contenido y la aplicación de los fundamentos para la actividad aérea.

La meteorología es una ciencia que en base a modelos climáticos, puede pronosticar las condiciones ambientales.

Así como a los otros sistemas los analizamos desde el punto de vista operativo, en el caso de los fenómenos meteorológicos, los consideraremos de acuerdo a su influencia en el vuelo y la forma en que condicionan la actuación del piloto.

Entre los fenómenos meteorológicos que más afectan al vuelo, con significativos riesgos son la niebla, el viento y las nubes de desarrollo vertical o convectivas. En particular vamos a profundizar sobre el Cúmulo-Nimbus o nimbo (Cb) y del rayo que se genera en su interior.

Para ubicarnos sobre la nube que vamos a hablar, veremos algunas imágenes



Como consecuencia de la evolución de la nube, en una etapa posterior nos traerá a la memoria la siguiente imagen.





En la fotografía de la nube que acabamos de ver, algunas opiniones la comparan con el hongo atómico. Posiblemente la equiparación sea por las fuerzas generadas en este tipo de nubes, lo que dio origen a la definición a que se hizo acreedora; “hongo atómico”.

La Organización Meteorológica Mundial (OMM), define al Cb como una nube de gran desarrollo vertical estimándose la base, la altura del tope y las probables dimensiones. No obstante también se tienen en cuenta las particularidades de las zonas geográficas en las que se producen, como la latitud, las condiciones de presión, humedad y temperatura ambiente.

La formación y las características particulares son variables, ya que existen factores zonales que los caracterizan. Como norma internacional se considera que es un Cb cuando el desarrollo vertical supera los 3.000 m (10.000 ft), hay casos en que el igualmente llamado Cb puede superar los 15.000 m (45.000 ft) de altura.

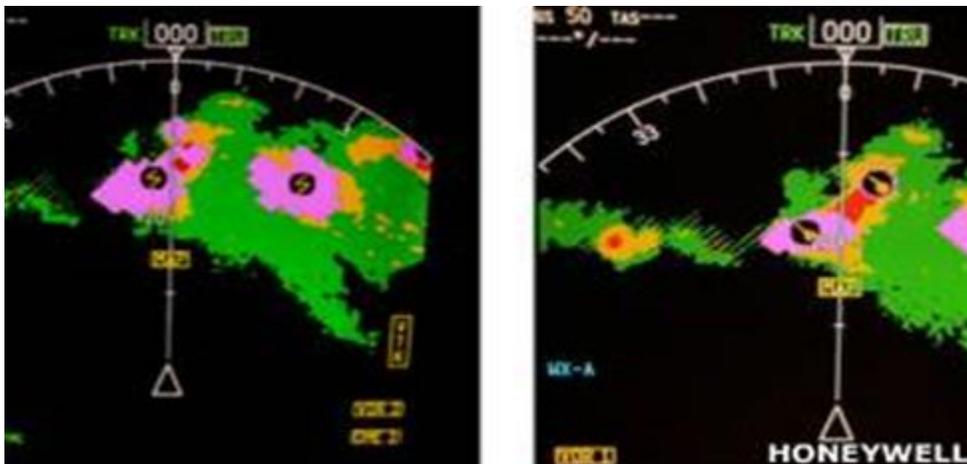
Cabe señalar que esta diferencia de desarrollo vertical, cambia totalmente las condiciones en su interior.

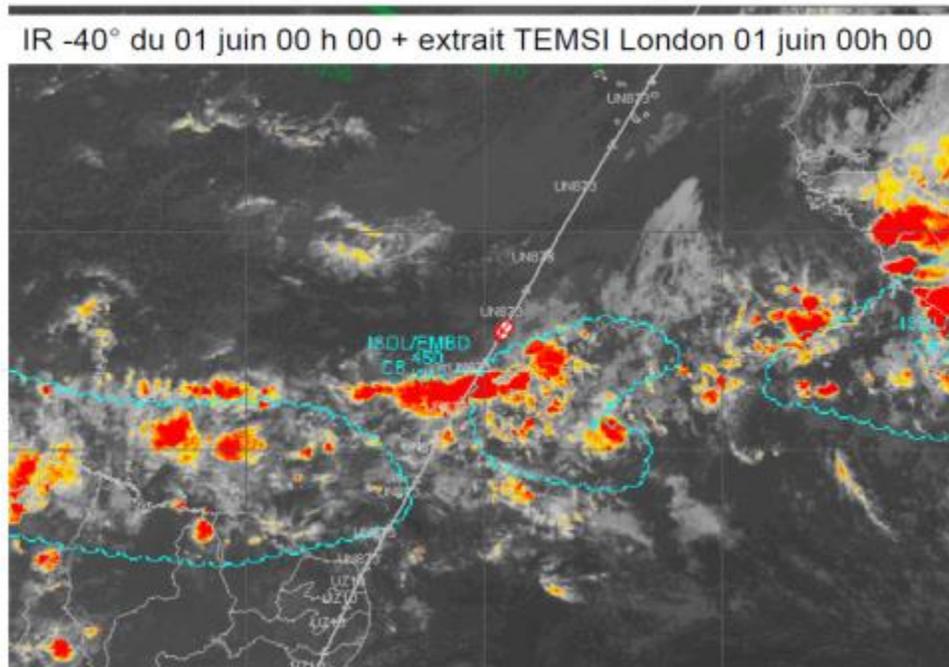
Para alcanzar las cotas citadas deben producirse en su interior grandes corrientes ascendentes de aire cálido y húmedo, es decir que al ascender el aire cálido y húmedo la temperatura desciende y cuando llega aproximadamente a 0°C comienza el congelamiento. Cuanto más alto llegue esa corriente ascendente, mayor será la acumulación de hielo, teniendo en cuenta que en el punto máximo el hielo comienza el descenso provocando la caída de piedra, granizo o lluvias.

Este tipo de nubes generan turbulencias de distintas intensidades; ligeras, moderadas o severas. Situaciones que pueden generar exigencias estructurales mayores a las de diseño de la aeronave, provocando daños parciales o totales.

Entre los logros del avance tecnológico, debemos destacar la importancia del radar meteorológico de a bordo, que permite detectar zonas de tormentas, lluvias o turbulencias, brindando al tripulante una imagen que debe interpretar y evaluar en base a su experiencia de vuelo para tomar una decisión.

La pantalla del radar de abordo da la imagen del momento, que generalmente difiere de la satelital que se expuso en la reunión previa al vuelo.





Se aprecia una zona de tormentas (de color rojo) a la hora de obtención de la imagen en la ruta a volar.

Con el pronóstico, más la información actualizada del radar de a bordo, el piloto decide la ruta a seguir, generalmente con un desvío de la ruta programada se puede evitar la zona de tormentas por un lugar más adecuado para el vuelo.

El otro fenómeno que nos interesa particularmente es el rayo, generado dentro del Cb.

El rayo se define como:

- *Una descarga eléctrica que golpea la tierra, proveniente de la polarización que se produce entre las moléculas de agua de una nube, cuyas cargas negativas son atraídas por la carga positiva de la tierra, provocándose un paso masivo de millones de electrones a esta última.*
- *Esta descarga puede desplazarse hasta 13 kilómetros.*

- *Provocar una temperatura de 50.000 °F (unos 28.000°C o sea tres veces la temperatura del Sol).*
- *Un potencial eléctrico de más de 100 millones de Voltios y una intensidad de 20.000 amperes.*
- *La velocidad de un rayo puede llegar a los 140.000 km por segundo.*

Los potenciales de un rayo sin duda nos llevan a los siguientes interrogantes;

¿Por qué impactó un rayo en una aeronave?

¿Qué lo atrajo?

¿Qué ocurre con las personas que están en su interior?

El rayo es una poderosa descarga electrostática que se produce entre una nube y la tierra, aunque también puede darse de nube a nube. Puede generar cargas eléctricas de hasta cien millones de Volt. El rayo busca el camino más sencillo para conectar nube y tierra, en la zona que sea, urbano o descampado, como puede ser el ángulo de un edificio, o la punta de una antena o de un avión.

En todo el mundo, por día caen aproximadamente 8 millones de rayos. Es probable que cada día caiga un rayo sobre un avión en el aire, que al no provocar consecuencias no es reportado.

Lo tranquilizador es que si un rayo cae sobre un avión, sea en vuelo o en tierra, a las personas que están en su interior no les pasa nada, quedan protegidas porque el avión actúa como una "jaula de Faraday". La carga eléctrica circula por el exterior del avión y no afecta al interior.

Si un rayo alcanza a un avión en vuelo puede afectar el sistema eléctrico y los sistemas de a bordo, y tal vez el piloto tenga problemas para seguir en el aire y deba aterrizar.

Es necesario aclarar que con el empleo de materiales compuestos, y la aerodinámica actual, la descarga de un rayo contra la estructura parece cada vez más improbable, pero no se asegura que el impacto no se produzca.

Aunque los nuevos materiales aeronáuticos son menos conductores de energía, no tienen la capacidad para rechazar las descargas eléctricas.



Esta foto tomada en un despegue, nos muestra claramente como un rayo impactó en la aeronave.

De la observación de esta imagen nos surge una pregunta: ¿Por qué el rayo tomó al avión y no fue descargado por un pararrayos?, con total seguridad en ese aeródromo existen estos elementos.

Como conclusión nos permite inferir que el impacto del rayo se da en cualquier lugar y momento y ¿por qué no en una aeronave en vuelo de crucero?

En síntesis los fenómenos meteorológicos están siempre presentes y no podemos desestimar su importancia.

En este sentido se tomará el Cb como elemento para la evaluación del riesgo:

- Identificación del problema: el Cb.
- Probabilidad del riesgo: (ocasional 4).
- Severidad del riesgo: (mayor C).
- Tolerabilidad: Inaceptable bajo las circunstancias existentes.

5. SISTEMA ANEMOMÉTRICO

Sabiendo que el avión vuela por la velocidad que desarrolla respecto a la masa de aire en que se mueve, surge un interrogante ¿cómo se obtiene este dato?

Al sistema que toma las presiones producidas por el desplazamiento del avión en la masa de aire se lo llama sistema pitot-estático que, básicamente tiene 2 (dos) tomas de datos:

- Toma de presión dinámica: Indica la velocidad.
- Toma de presión estática: Indica la altura y contribuye al cálculo de la velocidad.

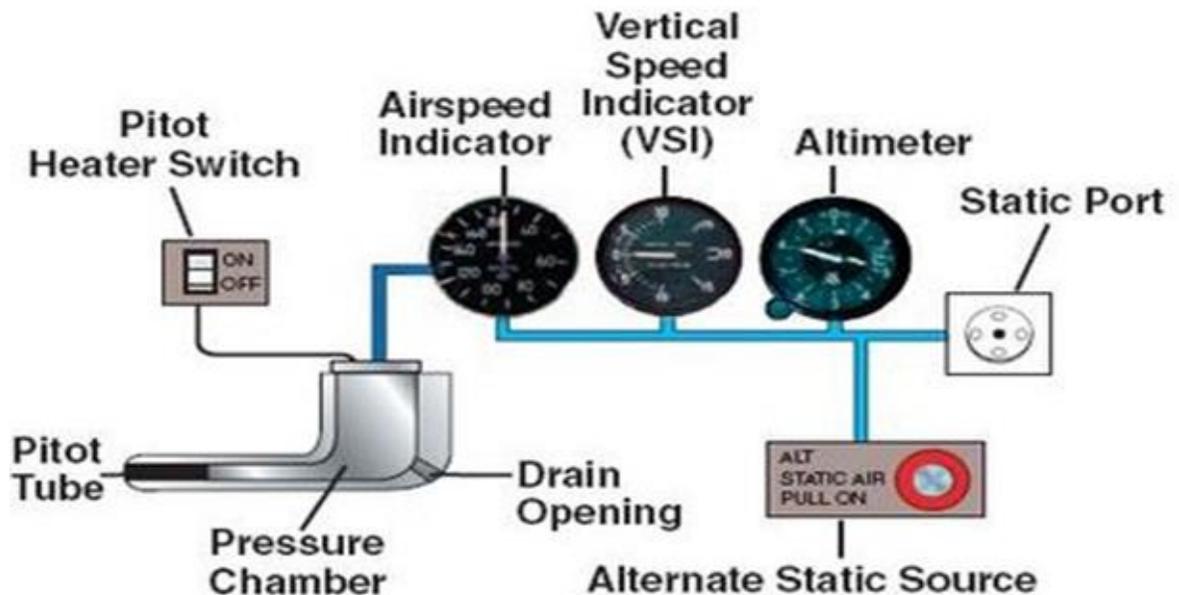
Vamos a ver algunas de las velocidades que se usan en un avión, particularmente aquellas que son frecuentemente utilizadas por el piloto para operar la aeronave.

- IAS: (indicated airspeed) o Velocidad Indicada, es la velocidad que leemos en el velocímetro.
- CAS: (calibrated airspeed) o Velocidad Calibrada, es la velocidad indicada, corregida por posición y por error del instrumento.
- TAS: (true airspeed) o Velocidad Verdadera, es igual a la velocidad calibrada corregida por altitud y temperatura.
- Número Mach (M), conocido en el uso aeronáutico como Mach; es una medida de velocidad relativa que se define como el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el medio en que se mueve dicho objeto. El número Mach no es una constante ya que depende de la temperatura del aire.

Es un número adimensional usado para describir la velocidad de los aviones, Mach 1 equivale a la velocidad del sonido. Como referencia, para una temperatura de 15° C, Mach 1 es igual a 1.225 km/h (660 kt) en la atmósfera estándar (aproximadamente).

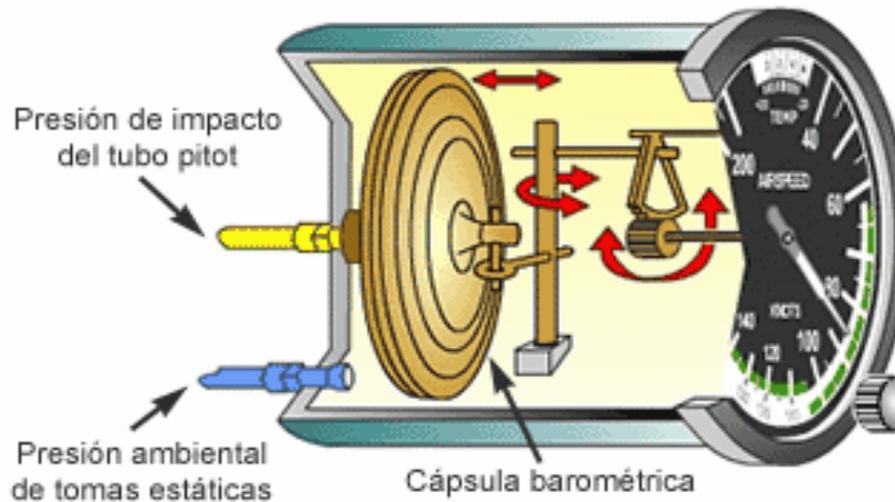
En los principios de la actividad los instrumentos, daban la indicación primaria de los datos que obtenían, el avance hizo que ese dato fuera corregido para mayor exactitud.

El sistema Pitot inicialmente tenía la simpleza y eficacia que permitía la disponibilidad técnica del momento, como se muestra en el siguiente gráfico.



Se observa que las presiones llegan directamente a los instrumentos

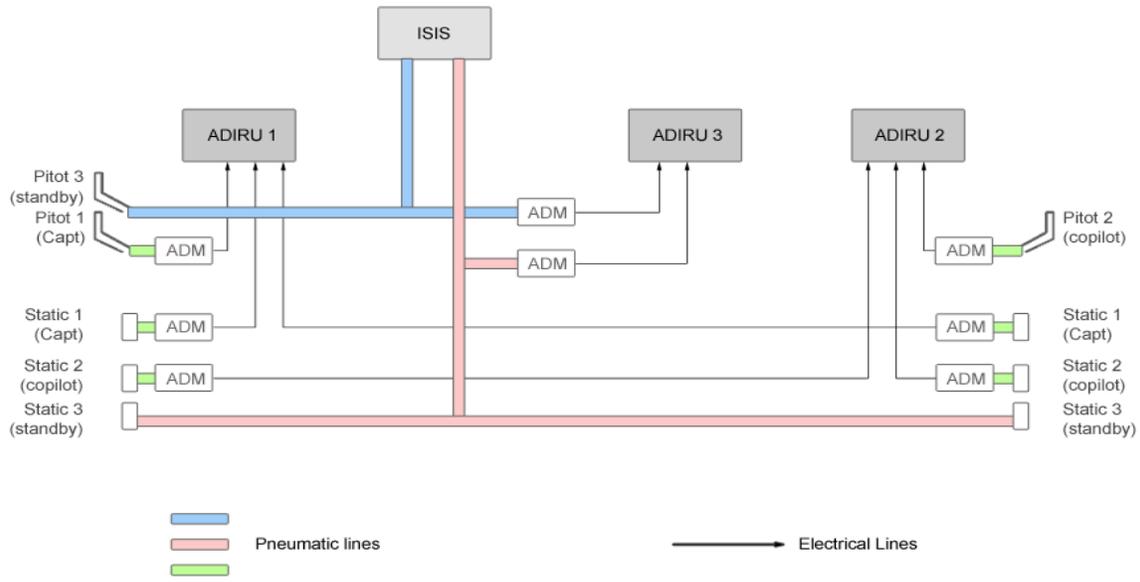
Seguidamente vemos un velocímetro, un altímetro y un variómetro usados en muchos tipos de aeronaves antiguas.



El variómetro es un instrumento que da en forma instantánea el régimen de ascenso o descenso de la aeronave.

El sistema pitot, desde su implementación ha tenido modificaciones y actualizaciones para hacer más eficiente su funcionamiento.

En aeronaves modernas, la adquisición de presiones no ha variado; el cambio significativo se produce en cómo se procesa y representa la información en el panel de instrumentos.



ADIRU: Air Data Inertial Reference Unit. (Unidad de Referencia Inercial de Datos del aire).

ADM: Air Data Module (Módulo de Datos del Aire).

ISIS: Integrated Standby Instrument System. (Sistema Integrado de Instrumento de emergencia)

En las aeronaves Airbus, las sondas de presión total (pitot) están ubicadas en la zona de la nariz de la aeronave.



La toma estática que lo complementa está ubicada al costado del fuselaje.



Los datos que obtiene el sistema pitot, son procesados por computadoras y convertidos en órdenes eléctricas/electrónicas para los sistemas que equipan la aeronave.

Este progreso tecnológico hizo que la indicación de los instrumentos dejara de ser analógica y se incorporara la indicación digital en la mayoría de ellos.

Estos cambios en el proceso de la información nos llevaron a tener cabinas de vuelo como lo muestra la siguiente imagen.



A todo avance en medios a emplear, es necesario hacer una evaluación en cuanto a sus prestaciones y posterior costo – beneficio. En este caso lo profundizaremos en las ventajas y desventajas de cada uno.

El instrumento analógico tiene las siguientes ventajas y desventajas:

- Ventajas
 - a) Bajo Costo.
 - b) **En algunos casos no requieren de energía de alimentación.**
 - c) No requieren gran sofisticación.
 - d) **Presentan con facilidad las variaciones cualitativas de los parámetros para visualizar rápidamente si el valor aumenta o disminuye.**

- e) Es sencillo adaptarlos a diferentes tipos de escalas no lineales.
 - Desventajas
- a) Tienen poca resolución, típicamente no proporcionan más de 3 cifras.
- b) El error de paralaje limita la exactitud.
- c) Las lecturas presentan errores cuando el instrumento tiene varias escalas.
- d) La rapidez de lectura es baja.
- e) No pueden emplearse como parte de un sistema de procesamiento de datos de tipo digital.

El instrumento digital tiene, las siguientes ventajas y desventajas.

- Ventajas
- a) Tienen alta resolución.
- b) No están sujetos al error de paralaje.
- c) Eliminan la posibilidad de errores por confusión de escalas.
- d) Tienen rapidez de lectura.
- e) Puede entregar información digital para procesamiento inmediato en computadora.
- Desventajas
- a) El costo es más elevado.
- b) Son complejos en su construcción.
- c) Las escalas no lineales son difíciles de introducir.
- d) En todos los casos requieren de fuente de alimentación eléctrica.
- e) La lectura se efectúa a través de un número, para valores intermedios se hace necesario interpolar.

Evaluado lo particular del sistema, veremos el comportamiento en la integración al funcionamiento en la aeronave.

Cuando una aeronave está en vuelo los sistemas de a bordo pueden estar en alguno de los siguientes 3 (tres) estados de funcionamiento:

- El normal, cuando todo funciona sin alteraciones y de acuerdo a lo previsto.
- El anormal cuando algún sistema o componente presenta alteraciones menores. Generalmente de poca importancia, las que son resueltas por la computadora del sistema.
- **El de emergencia que, generalmente afecta la capacidad operativa de la aeronave, requiere intervención y acciones del tripulante.**

Los accidentes se originan por el funcionamiento anormal o de emergencia de algunos de los sistemas.

Es necesario aclarar que los procedimientos para cada situación expuesta, son conocidos y practicados, previamente a la habilitación de vuelo de los pilotos. Etapa que se cumple en el simulador de vuelo.

La reproducción total de una situación durante un vuelo, es imposible repetirla. Fundamentalmente porque en la atmósfera muy raramente encontraremos condiciones iguales, aún con muy poca diferencia en tiempo y espacio.

En el funcionamiento del sistema anemométrico, donde comenzó la secuencia que desencadenó el fatal accidente, nos debemos preguntar; ¿Por qué no se activó la indicación de falla?

Del análisis se desprende que en este caso los sistemas no detectaron ninguna anomalía, porque no hubo tal falla, sin embargo la lectura fue errónea.

Para remarcar lo ocurrido en el accidente analizado, partiremos de la situación que el sistema pitot estático funcionaba normalmente. El factor inicial fue la formación de hielo en las sondas, esta situación extrema no puede ser prevista como una falla, por cuanto la variación de la velocidad es frecuente durante la operación de la aeronave de acuerdo a la fase en que esté operando.

Las causas que pueden afectar el ingreso de presión dinámica al sistema pitot son múltiples; desde insectos, objetos extraños (papeles, hojas), choque contra aves y en vuelo la formación de hielo. En este caso las evidencias indican que la obstrucción fue por formación de hielo.

Esta situación se puede presentar en cualquier tipo de nubosidad, sea estratiforme o cumuliforme, con la condición que la masa de aire tenga temperaturas muy bajas con elevado porcentaje de humedad. Este fenómeno es de común ocurrencia en los Cb.

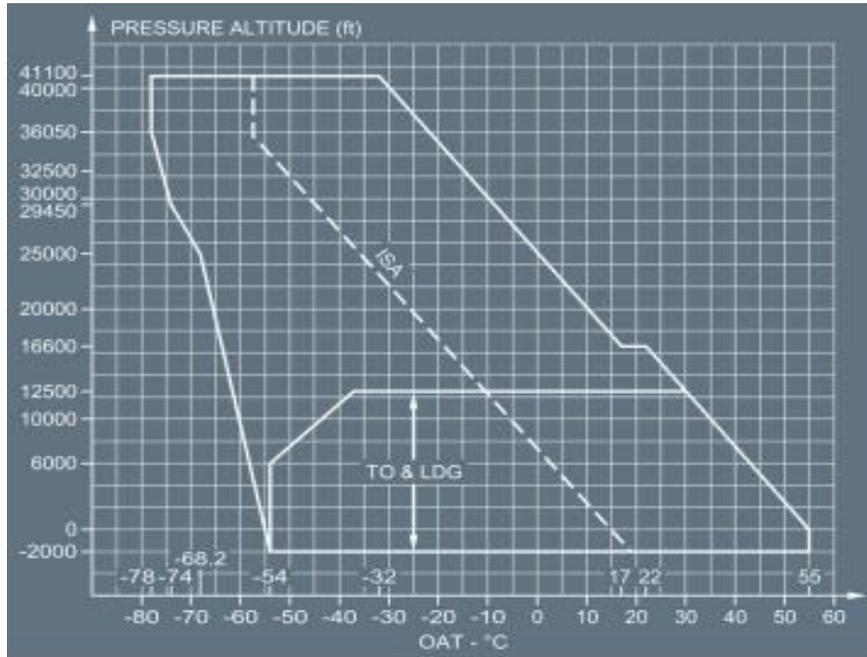
De acuerdo a datos obtenidos del FDR el A-330 volaba con FL 350 y velocidad indicada de 0.79 M / 270 kt, siendo la velocidad verdadera de 460 kt. La temperatura en la tropopausa a 10.000 m de altura (35.000 ft) estaba próxima a los -50°C .

En esa fase del vuelo con un peso, estimado de 205 t, la velocidad de pérdida era de aproximadamente de 200 / 210 kt.

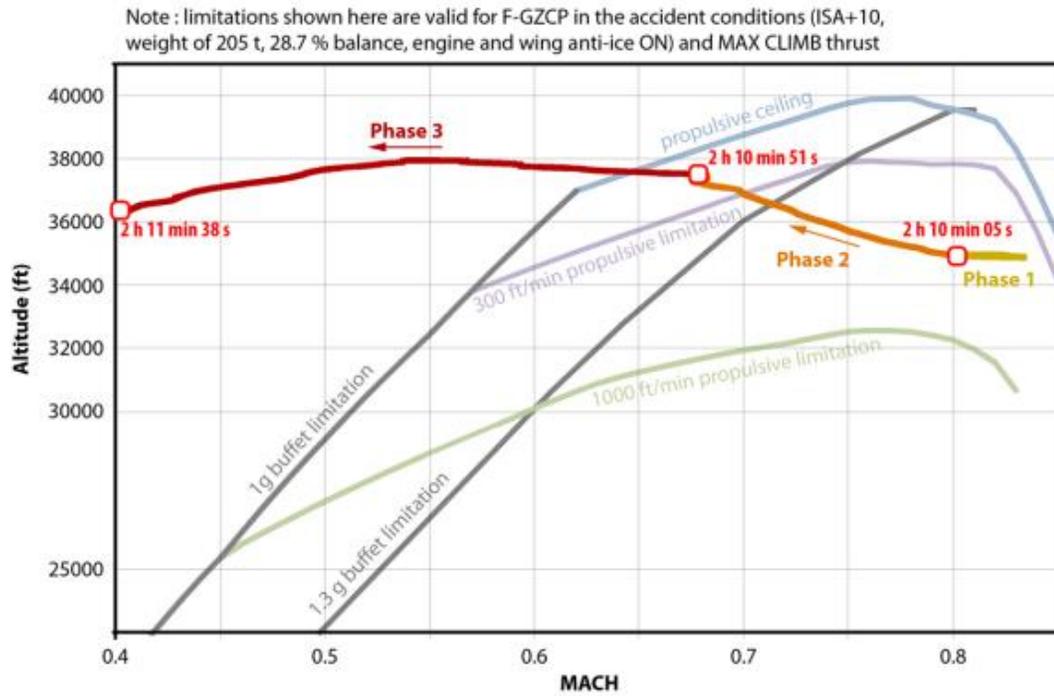
Las aeronaves están equipadas con sistemas antihielo y de deshielo. El sistema antihielo es para prevenir la formación y el de deshielo es para eliminarlo cuando se formó en superficies críticas de la estructura. Los sistemas antihielo están generalmente conectados durante el vuelo.

Para cada tipo de aeronaves el fabricante establece, las velocidades mínimas y máximas en función del peso de acuerdo a las condiciones de vuelo, y las temperaturas referidas a la atmósfera.

Con esos valores se grafica la llamada envolvente de vuelo o dominio de vuelo, que determina la zona de operación autorizada.

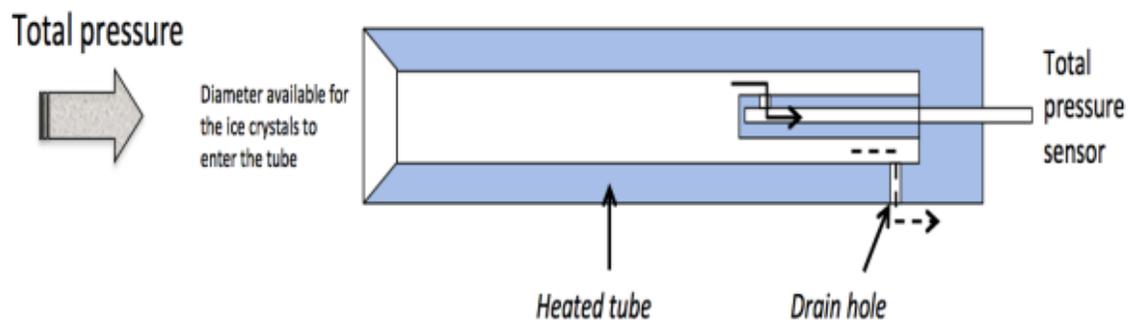


En la siguiente representación veremos cómo se fue desarrollando el vuelo.



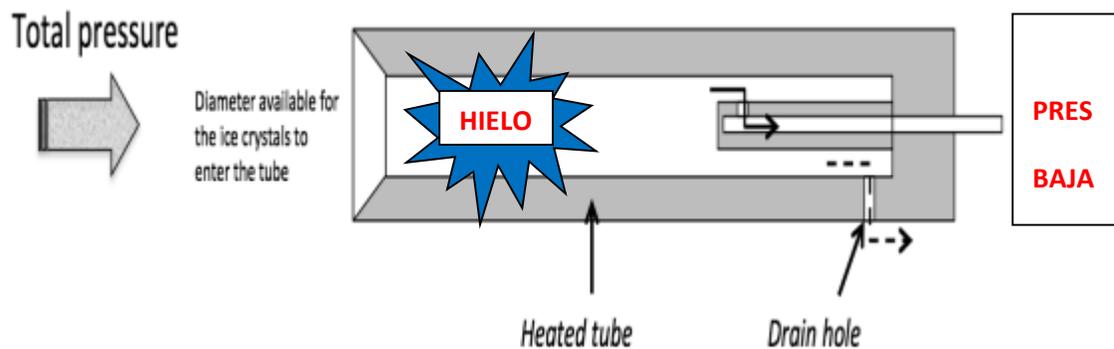
En esta reproducción de los parámetros de vuelo del A-330, extraídos de la desgrabación del FDR, vemos que hasta el punto “Phase 1”, los valores eran constantes y dentro de la envolvente de vuelo. Los parámetros de motor cambiaron y eran de Max Climb thrust (potencia máxima). En poco tiempo, 55 segundos la aeronave está fuera de la envolvente con reducida velocidad real, fuera de los límites de la misma.

En la siguiente representación vemos un tubo pitot de los usados actualmente.



Cuando se obstruye el pitot por causas externas el sistema recibe información errónea, transmitiendo estos valores a computadoras que procesan lo adquirido, sin poder discriminar ni alertar las anomalías hasta que esa indicación errónea motive al piloto a tomar alguna acción.

La representación es del modo en que la formación de hielo puede obstruir la sonda pitot.



En esta condición del pitot, la información que se transmitirá a las ADIRU, ADM y a todo el sistema computarizado será erróneo.

Por experiencias de colegas de la actividad aérea y propia, con miles de horas de vuelo operando en distintas aeronaves, cuando se forma hielo o se obstruye el pitot el único aviso es la disminución de la indicación en el velocímetro.

La acción más adecuada en estas circunstancias es mantener el vuelo nivelado y la potencia que se tenía antes de la formación de hielo, hasta salir de la zona de engelamiento.

Esta condición hará que la aeronave continúe volando con velocidad, nivel de vuelo y actitud normal de acuerdo a las tablas de operación programadas. Si la formación de hielo es muy severa es posible que, por cambios aerodinámicos los valores de velocidad de pérdida se modifiquen.

Al producirse la anormal disminución de la velocidad indicada en condiciones de operación con los sistemas automáticos, la aeronave modifica la actitud de cabeceo y la potencia de los motores. Estos cambios si bien son suaves e inmediatos alteran los parámetros programados.

La falla de indicación de velocidad en un MD-83 produjo, también un accidente el 24 de Julio de 2014 por no conectar el sistema anti hielo.

De lo expuesto nos surge un interrogante: ¿Qué precisiones nos ofrece este sistema a la hora de surgir un engelamiento?

Tomaremos como elemento de referencia la sonda pitot

- 1) Probabilidad del Riesgo: ocasional (4)
- 2) Severidad del Riesgo: Peligroso (B)
- 3) Tolerancia al Riesgo: (4B). Inaceptable bajo las circunstancias existentes.

6. COMANDOS DE VUELO

El sistema de comandos de vuelo permite controlar las actitudes de la aeronave durante el vuelo en sus tres ejes, longitudinal, lateral y de guiñada.

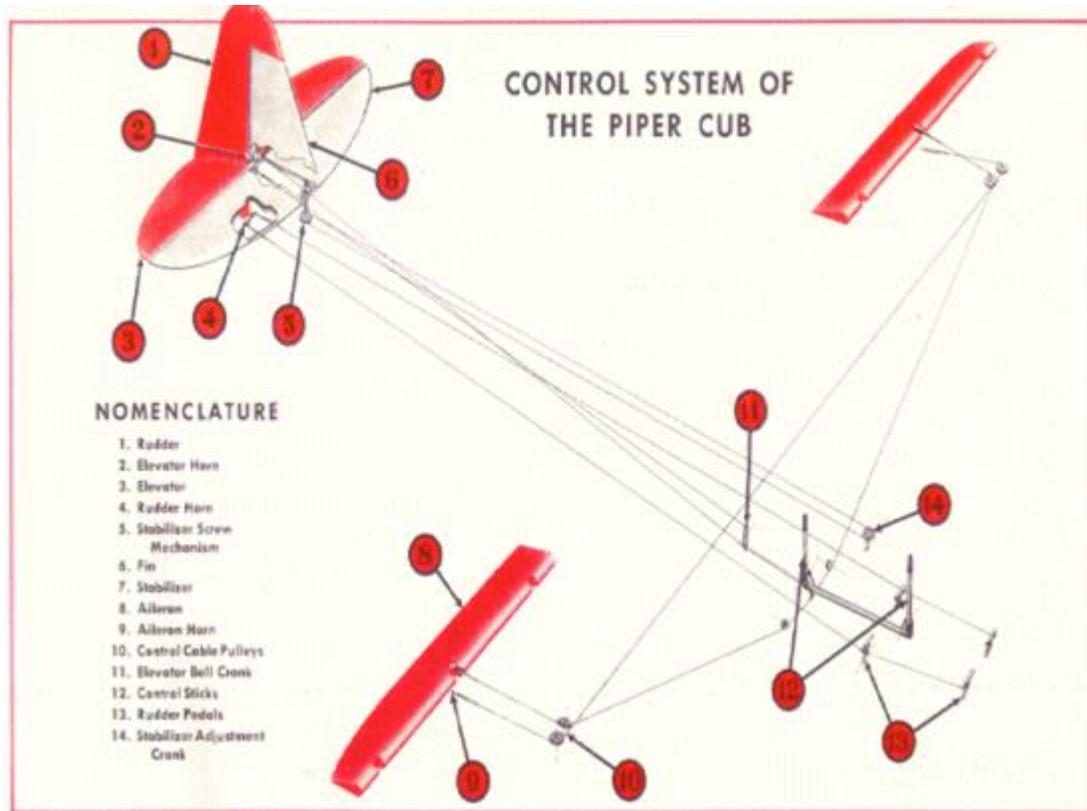
El control de cabeceo e inclinación se accionaban por una palanca o volante y la dirección por pedales, que por medio de cables o barras transmitían los movimientos a las superficies móviles. Las que van en el ala llamadas; alerones y timones en las de cola.

El accionamiento en sus orígenes era manual, es decir el piloto movía los comandos y estos se transmitían directamente a la superficie móvil.

En aeronaves chicas y de baja velocidad el accionamiento de los comandos requiere para el piloto pequeños esfuerzos.

Aeronave Piper PA-11 con 11 m de envergadura y 7 m de largo





Con el aumento de la velocidad y el porte de las aeronaves, los esfuerzos para accionar los comandos fueron aumentando, llegando a requerir de asistencias para hacer más controlable la operación.

La asistencia hidráulica, fue de las primeras ayudas para disminuir los esfuerzos requeridos; este avance fue complementado con otros que hicieron más eficaces los sistemas.

En este sentido, citaremos al piloto automático, que en los inicios controlaba rumbo y altura. Con la evolución llegamos a los aterrizajes automáticos, dependiendo del equipamiento de los aeropuertos.

El avance tecnológico en equipos y sistemas permitió que aeronaves como el A- 330 o similares, de envergadura de 60 m o más y de más de 50 m de largo, sean comandadas por el sistema **FLY BY WIRE**, es de control eléctrico/electrónico y de accionamiento hidráulico.

La concepción del nuevo sistema implementado por la empresa Airbus, se define en el Manual de Vuelo del fabricante como:

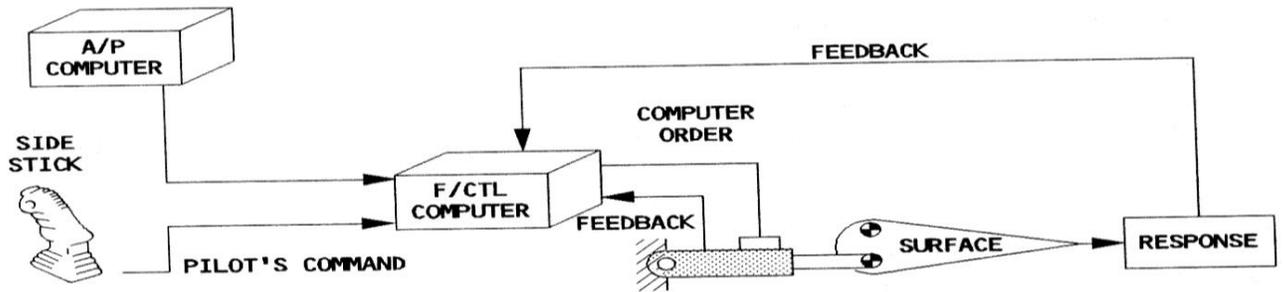
“El sistema fly-by-wire fue diseñado y certificado para el marco de la nueva generación de aviones más segura, rentable y agradable para volar.

Principio básico:

Superficies de control de vuelo son: Eléctricamente –controlados, e Hidráulicamente- activados”.



El Airbus 330 tiene una envergadura de 60 m y un largo de 50 m, con un alcance de 10.500 km, un Peso Máximo de Despegue de 230 t y una capacidad de 330 pasajeros. Esta aeronave se controla por un sistema fly by wire.



Como se puede apreciar los conductores eléctricos son los que unen el sidestick con las superficies de comandos.

Los movimientos del sidestick se convierten en pulsos eléctricos/electrónicos que son enviados a computadoras, que generan las órdenes de desplazamiento de los alerones y timones.

La programación del computador contempla las limitaciones propias de la aeronave y no permite exceder los límites establecidos para la operación.

Estas limitaciones impiden por ejemplo; que por accionamiento brusco del sidestick se apliquen excesivas fuerzas "G" que puedan llegar a exceder los límites de maniobras o estructurales de la aeronave.

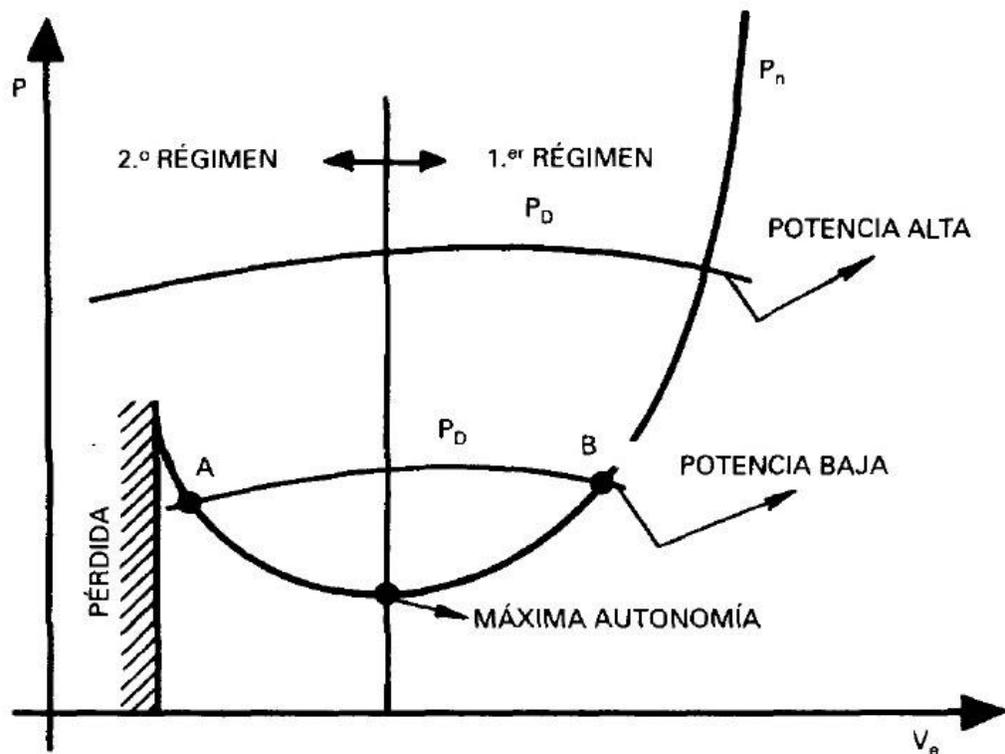
La concepción del sistema está apoyada en el control eléctrico de los comandos, es decir por señales eléctricas que envían las computadoras, reemplazando a las tradicionales barras o cables de comandos.

La descripción de los componentes, el detalle de su funcionamiento, el trabajo y sus limitaciones no serán analizados detalladamente. Por cuanto el objetivo es entender cómo funciona el sistema en su conjunto desde el enfoque operativo.

Cuando la velocidad indicada es más baja que la programada para la fase del vuelo, el sistema de comando recibirá señales que harán incrementar la actitud

de cabeceo, para mantener el vuelo nivelado y aumentar la potencia para recuperar la velocidad.

Si la velocidad indicada continúa disminuyendo, el comando de profundidad irá incrementando la actitud de cabeceo hasta el máximo programado. Esta situación de exceso de comando hacia atrás, provoca un pronunciado cabeceo que lleva a la aeronave a la situación de vuelo en el 2º régimen. Esta actitud aumenta la resistencia inducida y conduce a que la potencia disponible no permita mantener el vuelo.



El sistema automatizado cumple su funcionamiento sobre los valores obtenidos y programados que logran la máxima eficiencia de las performances en todas las fases del vuelo.

Este sistema en el modo automático permite mantener prioritariamente en ascenso el control de la velocidad. En crucero la altura y rumbo, y en descenso la velocidad.

El equipamiento de las aeronaves consta de sistemas de advertencias de fallas o de emergencias que se activan cuando algún valor de funcionamiento está fuera de los parámetros programados.

En el caso de la velocidad indicada que va de cero hasta la máxima permitida, el sistema tiene advertidores de bajas o altas de acuerdo a la configuración que corresponda a cada fase; en configuración de crucero será prioritaria la de alta velocidad que previene el exceso, en configuración de aterrizaje será prioritaria la de baja velocidad. Ambas constan de señales audibles y lumínicas. A baja velocidad los comandos producen una vibración conocida como Stick Shaker (zarandeo).

Cuando la indicación de velocidad es baja, la computadora no tiene capacidad de determinar su causa y hace ejecutar como en este caso correcciones erróneas que llevaron a la aeronave a una actitud de excesivo cabeceo. De acuerdo a los datos desgrabados de la Flight Data Recorder (FDR), el comando de profundidad estaba próximo al límite de posición y los motores a plena potencia.

Las acciones que realizaron las computadoras y sistemas fueron correctas y adecuadas para la indicación de baja velocidad.

En este punto la pregunta es: ¿Si el avión volaba normalmente, porque no continuó en esa situación?

La razón del cambio es porque los procesadores, automáticamente cambiaron la actitud de la aeronave y la tripulación no advirtió prontamente la caída de velocidad indicada y los cambios de actitud de cabeceo y potencia que se fueron produciendo automáticamente en la aeronave.

Con un sistema de comandos manuales, a pesar de la actitud anormal, seguramente la tripulación hubiera podido controlar el cabeceo y mantener el vuelo.

7. CONTROL DE POTENCIA

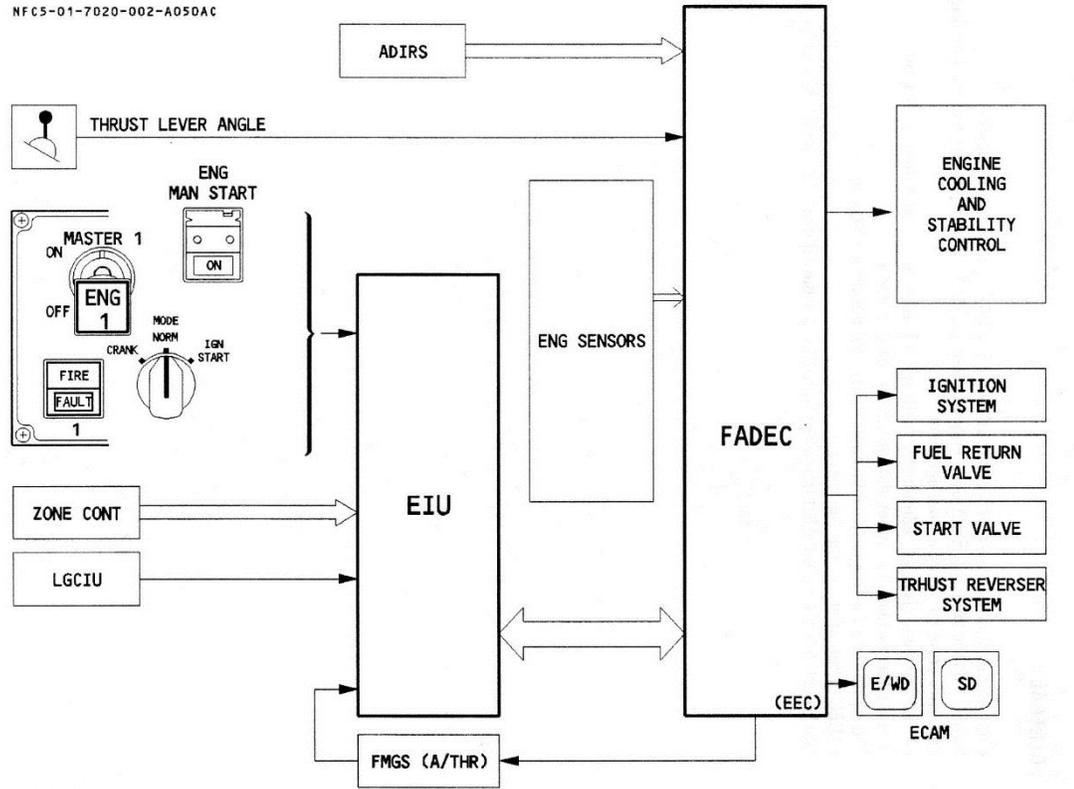
Este sistema siempre actúa eléctricamente y aplica la potencia necesaria para mantener los parámetros de vuelo de la fase en ejecución.

La transmisión desde la cabina del piloto, hasta los motores era mecánica, por intermedio de cables o barras de acuerdo a los componentes necesarios para su funcionamiento. El sistema requería el desplazamiento de los aceleradores o palancas de potencia, que de acuerdo a su posición mostraba, aproximadamente, la potencia aplicada.

Actualmente con el concepto fly by wire la transmisión es eléctrica, con un procesador que transmite órdenes a los motores para cumplir con los requerimientos de potencia programados o requeridos. Con este sistema los aceleradores permanecen en posiciones fijas, que indican la fase de vuelo que está en ejecución. Sin embargo, las variaciones de potencias requeridas son ejecutadas sin variar posiciones en el cuadrante de los comandos.

La correcta operación del motor, respetando las limitaciones permite asegurar el funcionamiento previsto en la vida útil programada. Para controlar y asegurar su observancia el sistema incluye la FADEC (“Full Authority Digital Engine Control”)”Control digital de motor de autoridad completa”.

Diagrama del Sistema



La FADEC tiene dentro de la autoridad completa, la posibilidad de detener el funcionamiento del motor en forma automática, cuando detecta anomalías que exceden los límites de operación.

Cuando el control de potencia recibe nuevos datos de las computadoras, corrige la potencia para recuperar la velocidad indicada. Este cambio de los parámetros de funcionamiento de los motores, no se traduce en la posición de las palancas de aceleradores.

Al mantenerse las bajas indicaciones de velocidad llevará a que el control de potencia la incremente hasta llegar al máximo disponible.

8. SISTEMA ELÉCTRICO

El sistema trabaja con las siguientes corrientes: corriente alterna (CA), corriente continua (CC) de 23 Volt y corriente trifásica de 115/200 Voltios 400 Hertz, de frecuencia constante.

Normalmente, el sistema produce CA y la convierte en CC para los equipos que así lo requieran.

Cada uno de los generadores que equipan la aeronave puede suministrar la energía total requerida.

Si se pierde toda la generación de CA normal, un generador de emergencia tiene capacidad de suministrarla.

Las fuentes que las generan en este tipo de aeronaves son:

Generadores principales:

- Un generador en cada motor que suministra 90 KVA de potencia, 115 y 200 Voltios, 400 Hertz.
- Un generador de emergencia que provee CA, puede abastecer de energía en caso de falla de los generadores principales, hasta 5 KVA en 115/200-Volt y 400 Hertz.

Inversor Estático:

- Un inversor estático transforma la corriente continua de la batería 1 en una KVA monofásica de 115 Voltios de potencia 400 hertz, que suministran a la barra esencial AC.
- Cuando la velocidad de la aeronave está por encima de 50 kt, el inversor se activa automáticamente, si solamente las baterías son el suministro de energía eléctrica a la aeronave, independientemente de las posiciones de los interruptores de BAT 1 y BAT 2.

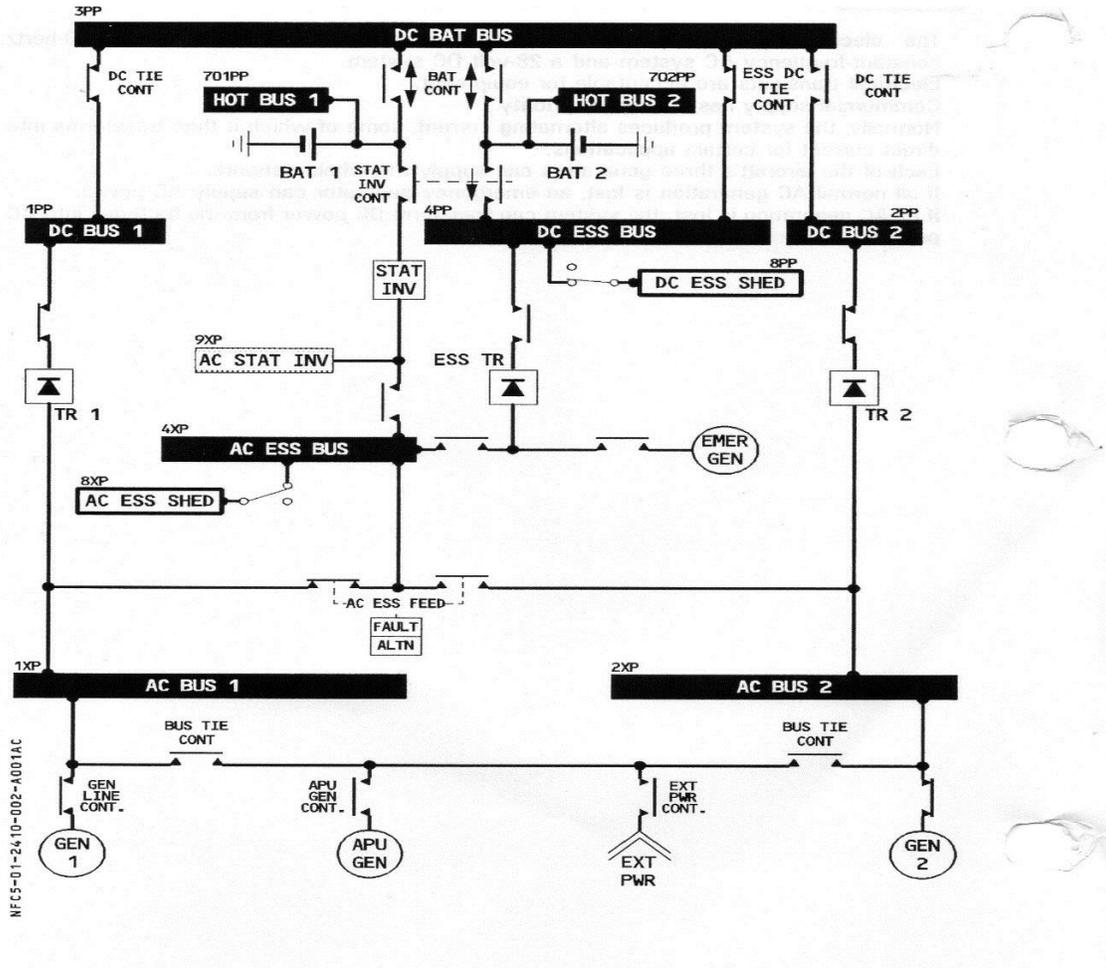
- Cuando la velocidad de la aeronave está por debajo de 50 kt, el inversor se activa si solamente las baterías son el suministro de energía eléctrica a la aeronave, y los interruptores de las BAT-1 y BAT- 2 están ambos en automático.

Generación de CC:

Rectificadores del transformador (TR)

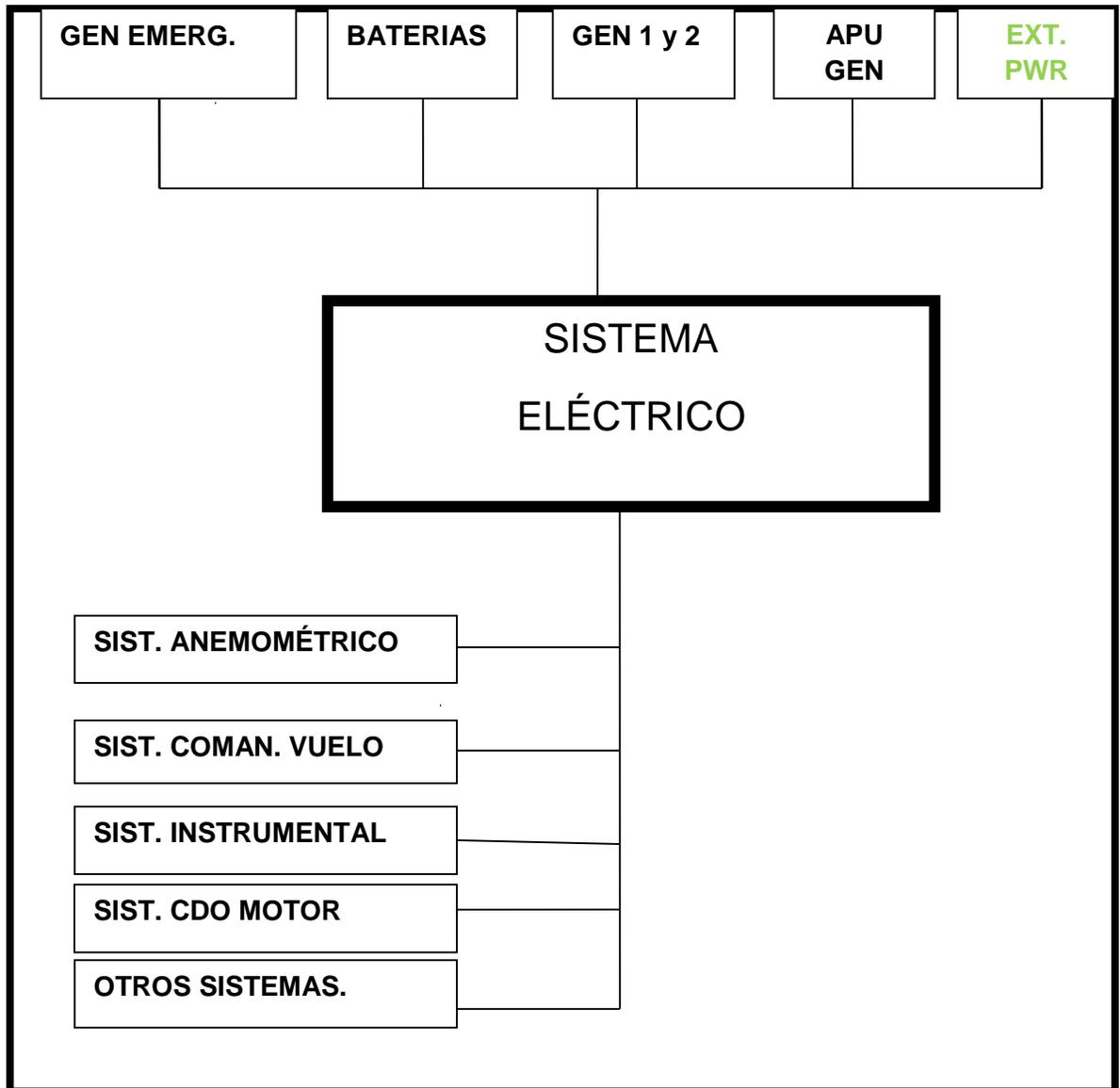
- Los dos rectificadores-transformadores principales, TR1 y TR2 dan el suministro de CC a la aeronave, con un máximo de 200 amperes.
- Un tercer rectificador del transformador, el ESS TR, puede alimentar el circuito de CC esencial desde el generador de emergencia, si el motor y el generador del APU fallan, o si TR 1 o TR 2 fallan.
- Cada TR es conectado de acuerdo a la lógica programada.
- Baterías:
- Dos baterías principales de 23 Ampere/hora están conectadas permanentemente a las barras.

El gráfico del sistema es el siguiente:



La distribución de la energía eléctrica es a través de barras de alimentación, las que proveen energía a sus componentes.

Para simplificar el esquema del sistema, se resume en el siguiente gráfico significativo para este trabajo de tesis.



Vimos que la energía que provee el sistema de CC es de 28 V y el de CA 115 /200 V. Cuando esos valores de referencia exceden sus tolerancias, el sistema está provisto de limitadores de máxima o mínima tensión que interrumpen el suministro en caso que los valores estén fuera de lo programado, alertando al piloto.

La importancia del sistema eléctrico en este tipo de aeronaves radica en que la totalidad de los principales sistemas son alimentados por energía eléctrica y no existen alternativas de operación en ellos.

Con la finalidad de práctica, al analizar el sistema eléctrico, en cualquier condición posible de una falla técnica o externa que produzca una falla total, es considerado catastrófico e inaceptable bajo cualquier condición.

9. CONCLUSIONES

9.1 Resumen de las Conclusiones Operativas producido por el Reporte Final del Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA).

Al referirnos al Reporte Final producido por el Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA) del accidente del A 330, vuelo 447 de Air France (AF) del 1 de Junio de 2009 en el Océano Atlántico que se investigó siguiendo los lineamientos del Anexo 13 de OACI Investigación de accidentes e incidentes de aviación, se extractaron las siguientes conclusiones de interés para esta tesis.

- La obstrucción de las sondas Pitot por cristales de hielo durante la fase de crucero era un fenómeno de probable ocurrencia, no asumido por las tripulaciones al momento del accidente.
- Desde una perspectiva operativa, la pérdida total de la información de la velocidad indicada, prevista en la lista de control de procedimientos (LCP) no fue cumplimentada.
- Después de las reacciones iniciales que dependen de la capacitación para el pilotaje, se esperaba que podría ser rápidamente diagnosticado por los pilotos y solucionado el caso a través de medidas de precaución en la actitud de cabeceo y empuje, como se indica en el procedimiento establecido.
- La ocurrencia de la falla en el contexto de vuelo en crucero sorprendió completamente a los pilotos del vuelo AF 447.
- Las aparentes dificultades en el pilotaje del avión en vuelo a elevada altura con turbulencia, llevaron a un sobre control de inclinación y a una excesiva actitud de nariz arriba, no reconocida inicialmente por el Piloto al mando.
- La desestabilización que resultó de la trayectoria de vuelo en ascenso, la evolución de la actitud de cabeceo y la velocidad vertical se sumaron a las erróneas indicaciones de la velocidad indicada y mensajes ECAM

(Electronic Centralized Aircraft Monitoring), que no ayudaron con el diagnóstico.

- La tripulación totalmente desorientada, probablemente nunca entendió que estaba frente a la pérdida de las tres fuentes de información de velocidad indicada.
- En el momento que siguió a la desconexión del piloto automático, el fracaso de los intentos para entender la situación llevó a la pérdida total de control cognitivo de la tripulación. La subyacente hipótesis de comportamiento en la clasificación de la pérdida de información de velocidad indicada como "importante" no fue validado en el contexto de este accidente. Por lo tanto la confirmación de esta clasificación supone un trabajo adicional en la retroalimentación operativa, que permita mejoras cuando sea necesario, en la formación de la tripulación, la información que se les suministra y el diseño de procedimientos.
- La tripulación entró en una cabina desconcertada, anunciado por el aviso de pérdida y fuerte Buffetting (zarandeo). A pesar de estos anuncios persistentes, la tripulación nunca entendió que era una falla de indicación, por consiguiente nunca ejecutó una maniobra de recuperación.
- El reconocimiento del aviso de pérdida, asociado con buffetting, hace suponer que el equipo da un mínimo de "legitimidad" al mismo.
- Asimismo hace suponer una suficiente experiencia previa, un mínimo de conocimientos para la comprensión de una situación, de la aeronave, sus procedimientos y la física del vuelo. No obstante un análisis efectuado a la actual formación de pilotos de líneas aéreas, demostró la dificultad para la coordinación de las habilidades.
- El doble fracaso de las respuestas de procedimientos previstos muestra los límites del modelo de seguridad actual. Cuando se espera que la acción de la tripulación, sea capaz del control inicial de la trayectoria de vuelo y de un diagnóstico rápido que les permita identificar la entrada correcta en la LCP (lista de control de procedimientos).

- La tripulación no pudo hacer frente a una situación inesperada que condujo a una pérdida de la conciencia situacional.
- Si como en este caso, la supuesta capacidad para el dominio inicial hace equivocar el diagnóstico, el modelo de seguridad presenta fallas.
- Durante este evento, la incapacidad inicial para dominar la trayectoria de vuelo también hizo imposible comprender la situación y acceder a la solución prevista.

9.2. Conclusión de la Tesis

Ante la falta de una evaluación exhaustiva de riesgos de accidentes e incidentes ocurridos en casos similares, no podemos circunscribirnos a la idea que lo previsto teóricamente es suficiente y valedero, sin efectuar un análisis de otros factores que pueden ser concluyentes a la hora de investigar.

En los contextos operacionales de la aviación, todos los riesgos pueden desencadenar resultados graves.

Los riesgos siempre están presentes en toda actividad aeronáutica. En la aviación ocurrirán fallas y errores, a pesar de los mejores y más logrados esfuerzos por evitarlos.

Ninguna actividad humana o sistema artificial puede garantizarse como absolutamente libre de peligros y errores operacionales.

En el presente estudio del reporte final de BEA, el factor meteorológico fue determinante en el suceso.

Un factor que, habitualmente no se tiene en cuenta es el cambio climático que abarca todas las formas de inconstancia climática (esto es; cualquier diferencia entre las estadísticas a largo plazo de los elementos meteorológicos calculados para distintos períodos pero respecto a la misma zona), con independencia de su carácter estadístico o sus causas físicas.

Los cambios climáticos a que estamos sometidos nos muestran una potencialidad que va en aumento en cuanto a la severidad de fenómenos existentes. Debemos tener en cuenta que un rayo puede impactar en cualquier lugar, a veces cerca de un pararrayo pero no en él.

En la evaluación de las capacidades de las sondas pitot no se contempló la posibilidad de un severo engelamiento, más grave de lo previsto. De acuerdo al concepto de seguridad operacional este riesgo no fue correctamente evaluado.

El sistema anemométrico, indicó una velocidad errónea que llevó a los sistemas a producir acciones incorrectas:

- a) El sistema de control de vuelo incrementó el cabeceo al máximo, de acuerdo a la indicación recibida.
- b) El sistema de control de potencia la incrementó al máximo posible.
- c) La actitud de vuelo de la aeronave se modificó, saliendo de lo previsto para la fase de vuelo de crucero, llevándola a una situación desconocida por los pilotos.
- d) El piloto automático se desconectó, por llegar a los límites operativos programados.

Cuando se produjo la desconexión del piloto automático, las superficies de comando de profundidad quedaron en una posición de nariz arriba que no era acorde a la fase en desarrollo, pero era acorde a la baja velocidad indicada erróneamente.

En esa situación la aeronave se encontraba volando en el 2º régimen, por la disminución de la velocidad real y un cabreo anormal. Error que llevó a la aeronave a la pérdida de velocidad.

La potencia de los motores, aunque fue alta no permitió la continuación del vuelo normal.

Si producida la formación de hielo en el pitot, la aeronave no cambiaba la actitud de cabeceo, de potencia y mantenía las condiciones de vuelo de crucero nivelado, le hubiese permitido continuarlo hasta salir de la zona de meteorología adversa.

La situación imperante en la cabina llevó a los pilotos a:

- 1) La pérdida de la conciencia situacional; definida como una representación mental y comprensión de cualquier factor en una situación específica que pueda afectar al desarrollo de las tareas humanas, ya sean complejas o dinámicas.
- 2) La desorientación espacial; fenómeno que en su grado máximo lleva a la total incapacidad para apreciar posición, orientación con respecto a los tres planos del espacio y el movimiento relativo referente al centro de la tierra.

Estas dos causas son consideradas como principales, atribuidas a fallas humanas en los accidentes de aviación.

La recuperación del FDR permitió reproducir datos del vuelo, y conocer los parámetros expuestos.

En el Reporte Final, se menciona que existieron apagones momentáneos de las pantallas y por ende hubo ausencia de datos. Los parámetros obtenidos del FDR demuestran que ambos motores funcionaron normalmente y que no hubo aviso ni registros de fallas de generadores.

La carencia momentánea de datos en el panel agravó las condiciones de pérdida de conciencia situacional.

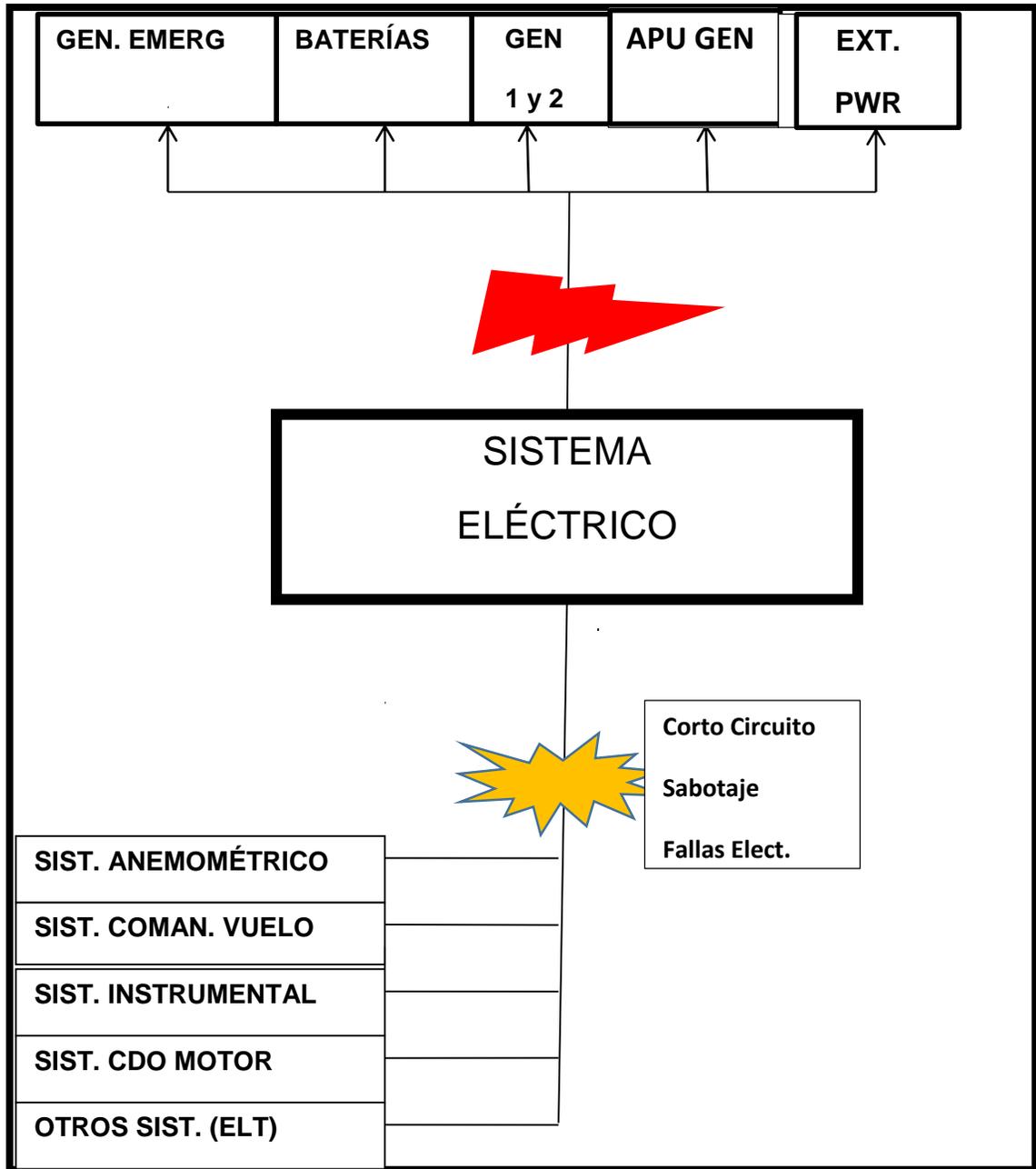
En resumen, la situación generó:

- Que la tripulación se descontrolara por las situaciones descritas.
- Que la aeronave estuviera fuera de control por elevado cabeceo, baja velocidad y comandos de vuelo en posiciones anormales.

- Debido a la gran pérdida de altura en reducido tiempo, la tripulación no pudo iniciar ninguna maniobra para recuperar el control del vuelo.

En este accidente no hubo falla eléctrica, pero el análisis más exhaustivo de su funcionamiento y los riesgos emergentes de factores externos, me llevaron a pensar que si, en una determinada situación meteorológica, aun sin formación de hielo la aeronave es impactada por un rayo o sufre una **FALLA ELÉCTRICA TOTAL**, pierde toda posibilidad de ser controlada y operada por la tripulación.

Esquemáticamente veremos el **sistema eléctrico** pero en este caso, presentando la simulación del impacto de un rayo u otros factores que lo afecten.



Como lo muestra la imagen al fallar el sistema eléctrico, siendo el único abastecedor de energía, todos los sistemas de la aeronave quedan inoperativos

En el gráfico se destaca la radiobaliza de emergencia ELT (transmisor de localización de emergencia) que es para facilitar la rápida y exacta ubicación del lugar del accidente por medios satelitales

En el caso del accidente estos equipos, que son varios, no emitieron ninguna señal; la activación de los mismos se realiza en forma:

- a) Manual.
- b) Automática. se activan en el momento del impacto al sufrir una fuerte desaceleración (fuerza G).
- c) Las marinas se activan por el agua salada.

Si los equipos de última generación, que son de uso obligatorio en la aviación comercial, monitoreados por satélites que cumplen requisitos internacionales de fabricación y funcionamiento, no se activaron, nos lleva a preguntarnos; ¿porque no emitió señales y no se activó ningún ELT?

Enunciar el criterio FAIL SAFE para la duplicidad de sistemas, no cambiará la situación si la alimentación y operación es común a ambos.

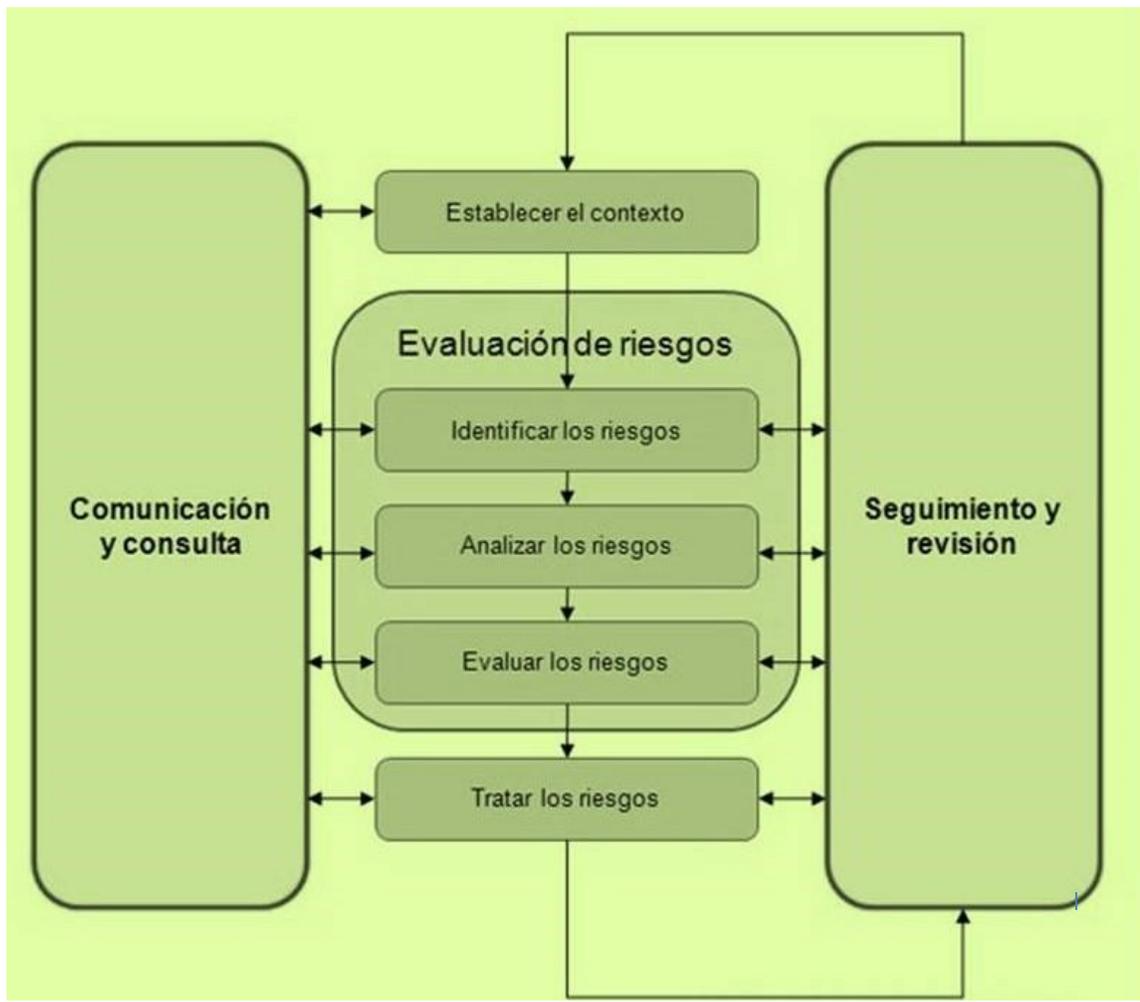
Lo visto nos muestra que el avance ha sido significativo en todas las áreas de la aviación, mucho se mejoró en técnicas de diseño, construcción, operación, instrucción sin embargo, no debemos perder el objetivo de seguir reduciendo el número de accidentes, esto conlleva a seguir analizando detenidamente los riesgos de la actividad, con la finalidad de salvaguardar vidas.

Hace muy poco tiempo un A-320 de Egyptair sufrió un accidente en el mar Mediterráneo con consecuencias fatales. Por ser muy reciente no se debe conjeturar sobre las causas hasta que la autoridad que investiga el suceso emita información. Llama la atención que, según trascendidos de los controladores, existió una pérdida de comunicación con el control terrestre.

Las conclusiones son:

- 1). Que se debe controlar la evaluación de los riesgos, en particular si se incluyen tecnologías nuevas. El estudio deberá ser profundo y realista

PROCESO DE GESTIÓN DEL RIESGO



2). Que se debe equipar a las aeronaves de transporte de pasajeros con un sistema alternativo, por lo menos de comandos de vuelo y control de potencia accionados manualmente para controlar la aeronave en caso de falla eléctrica total.

De acuerdo a los lineamientos de OACI, "La Prevención de Accidentes", debe evitar la ocurrencia de nuevos sucesos y propone; promover la prevención de accidentes, mediante la recopilación y el análisis de datos de seguridad a través del intercambio oportuno de la información relacionada.

En este caso podemos medir cualitativamente y cuantitativamente el riesgo, a través de la recopilación y análisis de los datos encontrados.

- **PROBABILIDAD:** FRECUENTES/ OCASIONALES / REMOTOS
- **SEVERIDAD:** CATASTÓFICOS / PELIGROSO/ MAYORES
- **EVALUACIÓN:** FRECUENTE / OCASIONAL / REMOTO.
- **TOLERANCIA:** INACEPTABLES EN LAS CIRCUNSTANCIAS EXISTENTES.

EXPRESIÓN NUMÉRICA: 5 A, 5 B, 5 C, 4 A, 4 B, 3 A.

Esta evaluación permite referirnos al matemático **Lord Kelvin** quien afirmó:
"Si puedes medir aquello de lo que estás hablando y expresarlo con números, entonces sabes algo sobre ello.

Pero si no puedes medirlo, si no puedes expresarlo en números, tu conocimiento es bien magro e insatisfactorio."

10. GLOSARIO

DEFINICIONES

ACCIDENTE OACI (Organización de Aviación Civil Internacional): Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que, en el caso de una aeronave tripulada, ocurre entre el momento en que una persona entra a bordo de la aeronave, con la intención de realizar un vuelo, y el momento en que todas las personas han desembarcado, o en el caso de una aeronave no tripulada, que ocurre entre el momento en que la aeronave está lista para desplazarse con el propósito de realizar un vuelo y el momento en que se detiene, al finalizar el vuelo, y se apaga su sistema de propulsión principal, durante el cual:

a) cualquier persona sufre lesiones mortales o graves a consecuencia de:

— hallarse en la aeronave, o

---por contacto directo con cualquier parte de la aeronave, incluso las partes que se hayan desprendido de la aeronave, o

— por exposición directa al chorro de un reactor, excepto cuando las lesiones obedezcan a causas naturales, se las haya causado una persona a sí misma o hayan sido causadas por otras personas o se trate de lesiones sufridas por pasajeros clandestinos escondidos fuera de las áreas destinadas normalmente a los pasajeros y la tripulación; o

b) la aeronave sufre daños o roturas estructurales que:

— afectan adversamente su resistencia estructural, su performance o sus características de vuelo;

— que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado, excepto por falla o daños del motor, cuando el daño se limita a un solo motor (incluido su capó o sus accesorios); hélices, extremos de ala, antenas, sondas, álabes, neumáticos, frenos, ruedas, carenas, paneles, puertas de tren de aterrizaje, parabrisas, revestimiento de la aeronave (como pequeñas abolladuras o perforaciones), o por daños a álabes del rotor principal, álabes del rotor compensador, tren de aterrizaje y a los que resulten de granizo o choques con aves (incluyendo perforaciones en el radomo) o

c) la aeronave desaparece o es totalmente inaccesible.

Nota 1. — Para uniformidad estadística únicamente, toda lesión que ocasione la muerte dentro de los 30 días contados a partir de la fecha en que ocurrió el accidente, está clasificada por la OACI como lesión mortal.

Nota 2. — Una aeronave se considera desaparecida cuando se da por terminada la búsqueda oficial y no se han localizado los restos.

Nota 3. — El tipo de sistema de aeronave no tripulada que se investigará se trata en 5.1.

Nota 4. — En el Adjunto G figura orientación para determinar los daños de aeronave.

ACCIDENTE (Argentina)

Decreto 934/70 Se entenderá por accidente de aviación todo hecho que se produzca al operarse la aeronave y que ocasione muerte o lesiones a alguna persona o daños a la aeronave o motive que esta los ocasione.

AERONAVE: Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

CAUSAS: Acciones, omisiones, acontecimientos, condiciones o una combinación de estos factores que determinen el accidente o incidente. La identificación de las causas no implica la asignación de culpa ni determinación de responsabilidad administrativa, civil o penal.

INCIDENTE: Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que no llegue a ser un accidente, que afecte o pueda afectar la seguridad de las operaciones.

Nota. — En el Adjunto C figura una lista de los tipos de incidentes de especial interés para la Organización de Aviación Civil Internacional en sus estudios de prevención de accidentes.

INCIDENTE GRAVE: Un incidente en el que intervienen circunstancias que indican que hubo una alta probabilidad de que ocurriera un accidente, que está relacionado con la utilización de una aeronave y que, en el caso de una aeronave tripulada, ocurre entre el momento en que una persona entra a bordo de la aeronave, con la intención de realizar un vuelo, y el momento en que todas las personas han desembarcado, o en el caso de una aeronave no tripulada, que ocurre entre el momento en que la aeronave está lista para desplazarse con el propósito de realizar un vuelo y el momento en que se detiene, al finalizar el vuelo, y se apaga su sistema de propulsión principal.

Nota 1. — La diferencia entre accidente e incidente grave estriba solamente en el resultado.

INVESTIGACIÓN: Proceso que se lleva a cabo con el propósito de prevenir los accidentes y que comprende la reunión y el análisis de información, la obtención de conclusiones, incluida la determinación de las causas y/o factores contribuyentes y, cuando proceda, la formulación de recomendaciones sobre seguridad operacional.

REGISTRADOR DE VUELO: Cualquier tipo de registrador instalado en la aeronave a fin de facilitar la investigación de accidentes o incidentes.

OBJETIVO DE LA INVESTIGACIÓN: El único objetivo de la investigación de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes e incidentes.

El propósito de esta actividad no es determinar la culpa o la responsabilidad.

TRANSMISOR DE LOCALIZACIÓN DE EMERGENCIA (ELT): Término genérico que describe el equipo que difunde señales distintivas en frecuencias designadas y que, según la aplicación, puede ser de activación automática al impacto o bien ser activado manualmente. Existen los siguientes tipos de ELT:

-ELT fijo automático [ELT (AF): ELT de activación automática que se instala permanentemente en la aeronave.

-ELT portátil automático [ELT (AP)]: ELT de activación automática que se instala firmemente en la aeronave, pero que se puede sacar de la misma con facilidad.

-ELT de desprendimiento automático [ELT (AD)]: ELT que se instala firmemente en la aeronave y se desprende y activa automáticamente al impacto y, en algunos casos, por acción de sensores hidrostáticos. También puede desprenderse manualmente.

-ELT de supervivencia [ELT(S)]: ELT que puede sacarse de la aeronave, que está estibado de modo que su utilización inmediata en caso de emergencia sea fácil y que puede ser activado manualmente por los sobrevivientes.

Altura: Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y una referencia especificada.

Nota. — Para los fines de este ejemplo, el punto a que anteriormente se hace referencia es la parte más baja del avión, y la referencia especificada es la superficie de despegue o aterrizaje, según el caso.

CAS (velocidad aerodinámica calibrada). Es igual a la lectura del indicador de velocidad aerodinámica corregida por error de posición y de instrumento. (Como resultado de la corrección de compresibilidad adiabática al nivel del mar, aplicada a las lecturas del anemómetro, CAS es igual a la velocidad aerodinámica verdadera (TAS) en la atmósfera tipo al nivel del mar).

TAS (velocidad aerodinámica verdadera): La velocidad del avión en relación con el aire en calma.

VS0: Velocidad de pérdida o velocidad mínima de vuelo uniforme en configuración de aterrizaje.

.

VS1: Velocidad de pérdida o velocidad mínima de vuelo uniforme.

UNIDADES DE CONVERSIÓN

1 metro (m) = 3.281 feet (ft)
1 feet (ft) = 0.3048 m (m)
1 kilómetro (km) = 0.540 milla náutica (nm)
1 milla náutica (nm) = 1.852 kilómetros (km)
1 kilómetro/hora (km/h) = 0.540 nudos (kt)
1 kilogramo (kg) = 2.2046 libras (lb)
1 libra (lb) = 0.4536 kilogramo (kg)
1 litro (l) = 0.2642 U. S. Gallons
1 U. S. Gallon = 3.785 litros (l)
30.000 ft = 9.144 m
35.000 ft = 10.668 m
40.000 ft = 12.192 m
45.000 ft = 13.716 m
50.000 ft = 15.240 m

ACRÓNIMOS

AP / FD: Autopilot / Flight Director (Piloto Automático / Director de Vuelo).
A/THR: Auto Thrust Function
CRM: Crew Resource Management (Coordinación en la Cabina).
CVR: Cabin Voice Recorder (Grabador de Voces de Cabina).
FAA: Federal Aviation Administration (Administración Federal de Aviación).
FADEC: Full Authority Digital Engine Control (Control Digital de motor de Autoridad Completa).
FDR: Flight Data Recorder (Grabador de Datos de Vuelo) (caja Negra).
OACI: Organización Internacional de Aviación Civil
TCU: Thrust Control Unit (Unidad de Control de Potencia).
TLA: Thrust Lever Angle (Ángulo de los Aceleradores).
VMO / MMO: Maximun Operating Speed / Maximun Operating Mach
BEA: Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
ACAS Sistema anticolidión de a bordo

AFCS	Sistema de mando automático de vuelo
AIG	Investigación y prevención de accidentes
CFIT	Impacto contra el suelo sin pérdida de control
cm	Centímetro
CVR	Registro de la voz en el puesto de pilotaje
ECAM	Monitor electrónico centralizado de aeronave
EFIS	Sistema electrónico de instrumentos de vuelo
EICAS	Sistema de alerta a la tripulación y sobre los parámetros del motor
ELT	Transmisor de localización de emergencia
ELT (AF)	ELT fijo automático
ELT (AP)	ELT portátil automático
ELT (AD)	ELT de desprendimiento automático
ELT(S)	ELT de supervivencia
FL	Nivel de vuelo
ft	Pie
hPa	Hectopascal
kt	Nudo
m	Metro
NM	Milla marina
UTC	Tiempo universal coordinado
VS0	Velocidad de pérdida o velocidad mínima de vuelo uniforme en configuración de aterrizaje

11. BIBLIOGRAFÍA

1. Reporte Final del Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la aviation civile (BEA). (Oficina de Investigaciones y Análisis para la Aviación Civil).
2. IRAM-ISO 9001-2015 0.3.3 Pensamiento basado en riesgos.
3. Anexo 13 Investigación de accidentes e incidentes de aviación de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI)
4. Manual de gestión de la seguridad operacional de OACI. (Doc 9859)
5. Abreviaturas y códigos de la OACI. (Doc. 7300).
6. RAAC 13 (Regulaciones argentinas de aviación civil) Investigación de accidentes de aviación civil.
7. Aerodinámica y actuaciones del avión. Aníbal Isidro Carmona.
8. Código Aeronáutico de la República Argentina (Ley 17.285)
9. James Reason. El Error Humano
10. Manual de vuelo de Airbus 330.
11. Manual de vuelo de aeronave Lear Jet 31 A.
12. William Thomson - Lord Kelvin (1824/06/26 - 1907/12/17). Matemático y físico británico estableció la escala absoluta de temperatura, inventó el galvanómetro de imán móvil y el sifón registrador entre otras investigaciones.