

**ESTUDIO DE FACTIBILIDAD TECNICO ECONOMICO PARA LA
IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DE PASO DE LA HÉLICE EN
LOS AVIONES DASH8 SEGÚN EL BOLETÍN DE SERVICIO 8-76-24 DEL
FABRICANTE BOMBARDIER.**

**JORGE MARIO SERPA MULFORD
MARISOL CANGREJO**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA DE AERONAUTICA
ESPECIALIZACIÓN DE AVIÓNICA
BOGOTA DC
2008**

**ESTUDIO DE FACTIBILIDAD TECNICO ECONOMICO PARA LA
IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DE PASO DE LA HÉLICE EN
LOS AVIONES DASH8 SEGÚN EL BOLETÍN DE SERVICIO 8-76-24 DEL
FABRICANTE BOMBARDIER.**

**JORGE MARIO SERPA MULFORD
MARISOL CANGREJO**

Trabajo de Grado para optar al título de Especialista en Aviónica

**Director
JUAN OSWALDO HERNANDEZ
Ingeniero Electrónico**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA DE AERONAUTICA
ESPECIALIZACIÓN DE AVIÓNICA
BOGOTA DC
2008**

**Para nuestros Padres y hermanos que
con su apoyo y motivación han
contribuido en la consecución
de este objetivo.**

AGRADECIMIENTOS

Los autores expresan sus agradecimientos a:

Todas las personas que de una u otra manera nos colaboraron para llevar a cabo el presente trabajo.

CONTENIDO

	Pag.
LISTA TABLAS.	8
LISTA DE FIGURAS.	10
LISTA DE ANEXOS.	11
INTRODUCCION.	12
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.	16
1.1 ANTECEDENTES Y DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA.	16
1.2 FORMULACION DEL PROBLEMA.	16
1.3 JUSTIFICACIÓN.	16
1.4 OBJETIVOS.	16
1.4.1 OBJETIVO GENERAL.	16
1.4.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS.	16
1.5 ALCANCE Y LIMITACIÓN.	17
2 MARCO DE REFERENCIA.	18
3 METODOLOGIA DEL TRABAJO.	20
3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACION.	20
3.2 LINEA DE INVESTIGACION DE LA USB / SUB-LINEA DE FACULTUD/CAMPO TEMATICO DEL PROGRAMA	20
4. DESARROLLO INGENIERIL.	21

4.1 RESEÑA HISTORICA	21
4.2 SISTEMA BETA LOCK OUT	23
4.2.1 TEST DE FUNCIONAMIENTO	24
4.3 DESCRIPCION DE LA PLANTA DE POTENCIA	26
4.3.1DESCRIPCION GENERAL DEL MOTOR	27
4.3.2 DESCRIPCION GENERAL DEL SISTEMA DE CONTROL DE LA HELICE	28
4.4 FUNCIONES DE LOS CONTROLES DE LA PLANTA DE POTENCIA	31
4.4 FUNCIONES DE LOS CONTROLES DE PLANTA DE POTENCIA.	31
4.4.1 ECU (Control Electrónico del Motor)	31
4.4.2 AFU	31
4.4.3 MFC (Control Mecánico de Combustible)	31
4.4.4 SAT/FLUX(Sistema de ajuste flexible de temperatura)	32
4.4.5 INDICACION DE TORQUE MOTOR (MOTOR No. 1 y No. 2)	32
4.4.6 PANEL DE CONDICION DEL MOTOR	32
4.5 DESCRIPCION DE LOS CONTROLES DE LA PLANTA DE POTENCIA	32
4.5.1 ECU (Control Electrónico del Motor)	32
4.5.2 AFU	32
4.5.3 MFC (Control Mecánico de Combustible)	33
4.5.4 LIMITACION DE LA PLANTA DE POTENCIA	33
4.6 PROCEDIMIENTOS DE OPERACIÓN DE LA PLANTA DE POTENCIA	33

4.7 PRUEBAS FUNCIONALES DEL SISTEMA	34
5 ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONOMICO.	35
5.1 PRE-REQUISITOS PARA MODIFICACION DEL BLS	37
5.2 ANALISIS TECNICO IMPLEMENTACION SISTEMA BLS	38
5.2.1 Modificación 8Q100794.	39
5.2.2 Modificación 8Q310001.	41
5.2.3 Modificación 8/2852.	43
5.2.4 Modificación 8/3083.	46
5.3 ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONOMICO	47
5.4 ANALISIS NORMATIVO	55
5.4.1 Disposiciones generales.	58
16. CONCLUSIONES	60
17. GLOSARIO Y SIGLA DE TERMINOS	61
BIBLIOGRAFIA	62

LISTA TABLAS

	Pág.
Tabla. 1. Kit Modificación 8CK100794.	40
Tabla 2. Manuales afectados por Modificación 8Q100794.	40
Tabla 3. Parte Número del Indicador de RPM.	41
Tabla 4. Manuales afectados por Modificación 8Q310001.	42
Tabla 5. Especificaciones de elementos requeridos para la Modificación 8Q310001.	42
Tabla 6. Código de Parte Número o Intercambiable Modificación 8Q310001.	33
Tabla 7. Parte Número Power Lever Modificación 8/2852.	44
Tabla 8. Kit Modificación 8/2852.	45
Tabla 9. Manuales afectados por Modificación 8/2852.	45
Tabla 10. Especificaciones de los Elementos por Aeronave Modificación 8/2852.	46
Tabla 11. Costos Modificación por Avión en USD.	48
Tabla 12. Costos Actuales de Modificación por Avión en USD.	51

Tabla 13. Materiales para cumplimiento SB 8-76-24 Rev G.	52
Tabla 14. Contenido Kit 8CK1014-003.	52
Tabla 15 Listado de Materiales consumibles SB 8-76-24 Rev G.	52
Tabla 16. Contenido Kit 8CK1050-003.	53

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Dash8.	15
Figura 2. DHC8-300	19
Figura 3. Panel y Controles del Sistema Beta Lockout	24
Figura 4. Motor Dash8-300.	27
Figura 5 Sistema Control de la Hélice Dash8-300.	29
Figura 6. Válvula del Beta Dash8-300.	23
Figura 7. Costo Kit 8MK4042-001.	42
Figura 8. Costo Indicador Np.	42
Figura 9. Costo Kit 8MK2852-009.	43
Figura 10. Costo Radio Altimetro.	43
Figura 11. Costo Kit 8CK1014-003.	44

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
ANEXO A. ORDEN DE INNEGNERIA.	63
ANEXO B. DOCUMENTO NPRM 2004-NM-68-AD.	87
ANEXO C. DIRECTIVA DE AERONAVEGABILIDAD 2005-13-35	96
ANEXO D. BENEFICION DE LA MODIFICACION	100

INTRODUCCION

Este estudio fue realizado no solo para incorporar la Directiva de Aeronavegabilidad 2005-13-35 emitida por la Autoridad Aeronáutica de los Estados Unidos FAA, sino que también presenta una descripción del sistema Beta lockout y su funcionamiento, este documento está diseñado para familiarizar a las personas que laboran en el ámbito aeronáutico como se realizan las modificaciones Mayores o Menores en una y las consideraciones que hay que tener. En este caso en particular la AD a la que se dará cumplimiento no es obligatoria para aeronaves que operaban en Colombia ya que es emitida solo para aeronaves que operan en Estados Unidos. Dicha directiva se realiza bajo el Boletín de Servicio 8-76-24 que a su vez, implica el cumplimiento de otros SB que serán mencionados en este documento. La razón para el cumplimiento de esta modificación es la devolución de cuatro aeronaves a su dueño, los contratos realizados estipulan la entrega de la aeronave cumpliendo con los lineamientos trazados por la FAA, por lo tanto, hay que cumplir con todas las Directivas de Aeronavegabilidad al momento de su entrega.

El trabajo abarca una recopilación de documentos técnicos aprobados para efectuar el estudio de factibilidad técnico-económico en los Dash8-300 para realizar la modificación del sistema de control de paso de la hélice y dar así cumplimiento con la regulación Norte Americana.

El estudio comienza consultando la regulación FAA y analizando los requerimientos dispuestos en la Directiva de Aeronavegabilidad 2000-02-13 y sus posibles métodos de cumplimiento. Partiendo de este punto se analiza el Boletín de Servicio 8-76-24 emitido por el fabricante Bombardier y basado en la última revisión se da inicio al proceso de verificación de los pre-requisitos para llevar a cabo el re-trabajo al sistema Beta Lockout.

Una vez analizados los pre-requisitos y estudiado la ejecución se verifico su cumplimiento en cada una de las aeronaves Dash8-300 operadas por Aires S.A. Una vez establecido el estado actual de las aeronaves en concordancia con la

documentación, se procede a evaluar el costo que implica la modificación por avión tanto en mano de obra como en materiales.

Establecido los diferentes costos tanto de materiales como de mano de obra, se realizaron los documentos aplicables a los Dash8-300 operados por Aires bajo un formato estándar para poder efectuar la modificación al sistema Beta Lockout.

Por otra parte, se identificaron los aspectos mas relevantes en la modificación dando de igual forma cumplimiento a los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC).

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 ANTECEDENTES Y DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

Las aeronaves Dash8 de fabricación Canadiense son aviones turbohélice de entre 35 y 50 pasajeros. Construidas en la década de los 80's, cuentan con un record de seguridad muy alto. En Latinoamérica la aerolínea AIRES S.A. fue la primera aerolínea en operar este tipo de aeronaves y hoy en día se considera el mayor operador de este modelo a nivel Sur América.

El organismo encargado de regular la aviación civil en Estados Unidos (FAA), determinó que para mejorar la seguridad de estas aeronaves, los modelos 100, 200 y 300 deberían contar con un sistema capaz de evitar que el piloto por error en la operación colocara en vuelo las palancas de potencia por debajo del nivel idle (posición de las palancas de potencia en el que los motores se mantienen a su mínima revolución) lo que provocaría que el motor entrase en una condición de falla por sobre velocidad y por consiguiente existiera una reducción en el control del avión. Dicha notificación se hizo en Enero de 2000 por medio de la Directiva de Aeronavegabilidad 2000-02-13 donde se instruyo a los operadores para colocar una identificación en el panel de instrumentos en la cabina de pilotos y así evitar el posicionamiento de las palancas de potencia en dicha posición. Esta Directiva fue supercedida o reemplazada en Marzo de 2005 por la Directiva Número 2005-13-35. Basado en estas condiciones, el fabricante de Havilland guió a sus usuarios por medio del Boletín de Servicio N° 8-76-24 para modificar ciertos modelos de aeronaves y así evitar la condición expuesta con anterioridad.

El SB 8-76-24 emitido por de Havilland, es aplicable para las aeronaves DHC-8 modelos 102, 103, 106, 201, 202, 301, 311, 314 y 315 operados bajo la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos de América (FAA). Teniendo en cuenta lo anterior no se realizó en las Aeronaves de Aires S.A. ya que estaban operando en Colombia desde 1990 por lo que no se vieron afectadas.

Aunque el SB no es obligatorio para aeronaves que operan fuera de los Estados Unidos, puede llevarse a cabo por las distintas aerolíneas si consideran necesaria su ejecución y si están dispuestas a asumir el costo de dicha modificación.

Para el caso específico de los modelos DHC8-300 de Aires, una vez terminado su contrato de arrendamiento deben ser devueltas cumpliendo con la norma Norte Americana, razón por la cual la aerolínea debe realizar este trabajo ya que se desconoce en que país puedan seguir volando o que aerolínea desee incluirla estas aeronaves en su flota.

Como se ha mencionado, no es muy numeroso el grupo de aerolíneas que operen este modelo es Sur América, en Colombia el único operador es Aires, por este motivo en nuestro país nunca se ha realizado esta modificación, se estima que el cumplimiento de la AD 2005-13-35 afecta a 185 aeronaves en todo el mundo, sin embargo, no todas operan en los Estados Unidos, por lo tanto existe un gran número de DHC-8 que pueden no tener aplicada esta modificación.

Figura 1. DHC8



Fuente. www.Airliners.net

1.2 FORMULACION DEL PROBLEMA

El problema definido para la investigación es:

¿Cómo dar cumplimiento a la Regulación Norte Americana en las aeronaves Dash8-300 operadas por Aires S.A. para su correcta devolución en el año 2009?

1.3 JUSTIFICACIÓN

Partiendo de una necesidad real en la que interviene la parte eléctrica asociada en aviación al área de aviónica, el estudio pretende identificar los requerimientos tanto técnicos como económicos para modificar un modelo de aeronave y así dar cumplimiento a los requisitos establecidos y asumidos por un operador en la devolución de sus aeronaves cumpliendo con el proceso de modernización de su flota. Es una gran oportunidad para participar del crecimiento de una aerolínea que cuenta con mantenimiento propio y que certificada como estación reparadora podrá adquirir experiencia para efectuar este tipo de modificaciones a terceros. Con base en lo anterior se fomenta el desarrollo de la industria en nuestro país.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 OBJETIVO GENERAL

Realizar un estudio de factibilidad técnico-económico en la modificación del sistema Beta Lockout en aviones Dash8-300.

1.4.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Sustentar técnicamente la importancia de la modificación del sistema Beta Lockout en las aeronaves operadas por la aerolínea AIRES S.A.
- Establecer mediante un análisis económico los costos para la modificación del sistema Beta Lockout en las aeronaves Dash8-300 operadas por Aires

S.A. para dar cumplimiento a la Directiva de Aeronavegabilidad 2005-13-35 y al Boletín de Servicio 8-76-24.

- Identificar los aspectos más importantes en la modificación.
- Desarrollar los documentos necesarios para la modificación del sistema Beta Lockout en las aeronaves Dash8-300.

1.5 ALCANCE Y LIMITACIÓN

El alcance del estudio es identificar dos aspectos fundamentalmente: primero la importancia de la modificación del sistema de control de hélice en las aeronaves Dash8-300 y segundo los costos de la implementación. Este proyecto no abarca su instalación, sin embargo una vez terminado permitirá su ejecución.

2. MARCO DE REFERENCIA

La gran mayoría de aeroplanos han sido diseñadas de acuerdo a una serie de necesidades, la más importante sin lugar a duda y que aun hoy se contempla es la de transportar un número de pasajeros con los costos más bajos y de la forma más segura posible. Para lograr lo anterior se utilizan los más altos estándares de calidad en los diferentes procesos de producción y la reducción de costos se obtiene construyendo aviones cada vez más eficientes.

Las aeronaves que se encuentran surcando los cielos del mundo, fueron construidas con los estándares de seguridad mas altos, con ayuda de los avances tecnológicos los fabricantes continúan haciendo un exhaustivo seguimiento a sus modelos, para mantenerlos operando de esta forma. Existen condiciones inseguras en las aeronaves que en los procesos de fabricación no se detectan, pero con el paso del tiempo, comienzan a surgir señales de fallas o problemas en los diseños, ocasionados en la mayoría de las veces por errores en los materiales escogidos durante la fabricación. Es por este motivo que los fabricantes de aeronaves y componentes apoyados en los diferentes operadores y entidades gubernamentales encargadas de velar por la seguridad del transporte aéreo, trabajan en equipo para mantener a la aviación como el medio de transporte más confiable y seguro. Por medio de Boletines de Servicio, emitidos por los fabricantes, se informa a los diferentes operadores sobre métodos o modificaciones útiles para solucionar problemas o mejorar condiciones que han sido detectadas. En muchas ocasiones estos Boletines de Servicio se vuelven de carácter obligatorio, es decir, su cumplimiento debe realizarse antes de una fecha, un número específico de horas de vuelo o ciclos de las aeronaves, y es allí, cuando surge una directiva de Aeronavegabilidad, donde los fabricantes y la autoridad concuerdan en que existe un daño oculto que puede afectar la seguridad de una aeronave y por tanto se debe eliminar esta condición de raíz.

Partiendo de lo expuesto y basado en una necesidad real, se ha realizado el presente trabajo de investigación, con el que se pretende contribuir por medio de un Estudio de factibilidad técnico/económico en los Dash8-300 para modificar el sistema de control de paso de la hélice en cumplimiento de la regulación Norte Americana. Con esto se busca establecer un proceso aplicable para el desarrollo

de futuros estudios y así contribuir al desarrollo de alteraciones en busca de una modernización basado en documentos técnicos aprobados.

Este trabajo constituye una guía para quienes están interesados en la aeronáutica especialmente en la rama eléctrica de la aviación y quieran conocer un proceso para realizar el estudio de una modificación eléctrica en el sistema de una aeronave para mejorar la seguridad del vuelo y dar cumplimiento a las regulación aérea.

Figura 2. DHC8-300.



Fuente. www.Airliners.net

3. METODOLOGÍA DEL TRABAJO

El proyecto comprende las siguientes fases:

- Recolección de información.
- Análisis de los requisitos de la modificación.
- Análisis de costos para la implementación de la modificación.
- Análisis normativo según la regulación Colombiana y Norte Americana.
- Desarrollo ingenieril que interviene en la instalación de dicha modificación.
- Emisión de documentos para la implementación del proyecto.

3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACION.

Este proyecto cuenta con un enfoque EMPIRICO – ANALITICO cuyo interés es proporcionar una guía técnica para abordar cualquier tipo de modificación en aviación y en particular dar cumplimiento a una norma cuyo cumplimiento es de carácter obligatorio.

3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA.

AERONAUTICA – AVIONICA – INSTRUMENTACIÓN Y CONTROL DE PROCESOS – TECNOLOGIAS ACTUALES Y SOCIEDAD.

4. DESARROLLO INGENIERIL

4.1 RESEÑA HISTORICA.

Los de Havilland DHC-8, conocido popularmente como Dash8, son una serie de aviones de pasajeros bimotor turbohélice diseñados por de Havilland Canadá en los años 80. Su desarrollo se dio como respuesta a la demanda de una nueva generación de aviones de entre 30 y 40 sillars para ser operados por aerolíneas regionales. Ahora son producidos por Bombardier Aerospace que compró la de Havilland a Boeing en 1992.

El primer vuelo del DHC-8 se realizó el 20 de Junio de 1983 y su certificación Canadiense fue otorgada el 28 de Septiembre de 1984. El primer cliente fue NorOntair, mientras que en los Estados Unidos el primer operador fue Piedmont Airlines.

Dentro de las características que distinguen del diseño de Dash8 encontramos la cola en "T" diseñada para mantenerla libre de la estela de los motores durante despegue, una gran envergadura, un diseño avanzado en los controles de vuelo, un sistema eficiente de flaps que le permiten gran extensión, unos largos carenados del motor que alojan el tren de aterrizaje principal, un perfil acentuado que caracteriza la nariz de la aeronave y dos motores Pratt & Whitney Canadá.

La producción del Dash8 comenzó con la serie 100, seguida por la 100A en 1990. La serie 100A incorporaba mejoras en le interior y motores PW120A. En 1992 se ofreció la serie 100B que incorporaba motores PW121s mejorando notablemente su rendimiento. En 1995 con una serie de mejoras notables surge el Dash8-200, con motores PW123c mas eficientes y de mayor empuje que aumentó la velocidad 56Km/h (30 Nudos) en la fase de crucero.

Con el éxito de las series 100 y 200, se desarrolló una versión de mayor capacidad de pasajeros (50 sillars) que voló por primera vez el 15 de Mayo de 1987 y su posterior certificación se dio en Febrero de 1989. Tenía un aumento en

la longitud del fuselaje de 3,43 metros más un aumento en la envergadura de ala. Los cambios comparados con el Dash8-100 fueron mínimos, se incorporó un baño más amplio, Packs de aire acondicionado duales, una puerta de servicio adicional y la opción de la Unidad de Potencia Auxiliar (APU).

Desde 1996, el avión se ha conocido como la serie Q, de "Quiet" (silencioso en inglés) debido a la instalación del sistema activo de supresión de ruido y vibración (ANVS) diseñado para reducir los niveles del ruido y vibración de la cabina de pasajeros incluso por debajo de los niveles de los aviones a reacción.

El más reciente modelo es el denominado Q400 quien se ha convertido en el miembro más exitoso de la familia Dash8, con nuevos motores (PW150As), mejoras en la aviónica, fuselaje más largo (6,83 metros en comparación al Dash8-300), adicionalmente con un ala y estabilizador horizontal modificados. Por este motivo es considerado en todos los sentidos una nueva aeronave. El primer modelo de esta nueva serie voló por primera vez el 31 de Enero de 1997 y su posterior certificación se dio en el primer semestre de 1999.

El 01 de Mayo de 2000, la Administración aviación Federal de los Estados Unidos publico la Directiva de Aeronavegabilidad 2000-02-13 cuyo cumplimiento se debería hacer dentro de los siguientes 30 días de haberse emitido la AD y se solicitaba la instalación de un letrero en el panel de instrumentos de la cabina de pilotos que dijera:

"Posicionar las palancas de potencia por debajo de la posición de Idle durante el vuelo esta prohibido. Esta posición puede conducir a la perdida de control o puede resultar en un exceso de velocidad del motor y por consiguiente pérdida de potencia del motor".

"Positioning of the power levers below the flight idle stop during flight is prohibited. Such positioning may lead to loss of airplane control, or may result in an engine overspeed condition and consequent loss of engine power".

Dentro de los 2 años siguientes a partir del 01 de Mayo de 2000, se debe instalar un sistema que prevenga el posicionamiento de las palancas de potencia por debajo del nivel de idle durante el vuelo de acuerdo a un método aprobado bajo la Oficina de certificación de Aeronaves de Nueva Cork (ACO).

Posteriormente dicha AD fue supercedida por la AD 2003-13-35 y esta incorporó un chequeo operacional al sistema Beta Lockout de acuerdo a unas tareas aplicables al programa de mantenimiento si las aeronaves se modificaron bajo el Boletín de Servicio 8-76-24 dentro de los siguientes 50 horas de vuelo a partir del 26 de Septiembre de 2005. Dado chequeo se debería repetir en intervalos como lo especificó el fabricante.

El Boletín de Servicio emitido por Bombardier permite la instalación de un nuevo circuito eléctrico diseñado para prevenir la entrada de las Hélices en el rango Beta durante el vuelo.

4.2 SISTEMA BETA LOCKOUT.

El sistema de Beta Lockout (BLS) esta conformado por una alarma sonora, indicadores modificados de revolución de las hélices y un sistema lógico que se activa y desactiva ya sea en vuelo o en tierra por medio de señales digitales en combinación con la posición de las palancas de potencia. El sistema se encuentra desactivado en tierra por medio de la señal discreta de weight on wheels (WOW) que es activada cuando los trenes entran en contacto con el terreno combinado con una señal de radio altímetro (por debajo de 20 pies de altura). El sistema BLS se mantendrá activado independientemente de la posición de las palancas de potencia Angulo de Palancas de Potencia (PLA) mientras se encuentre en vuelo.

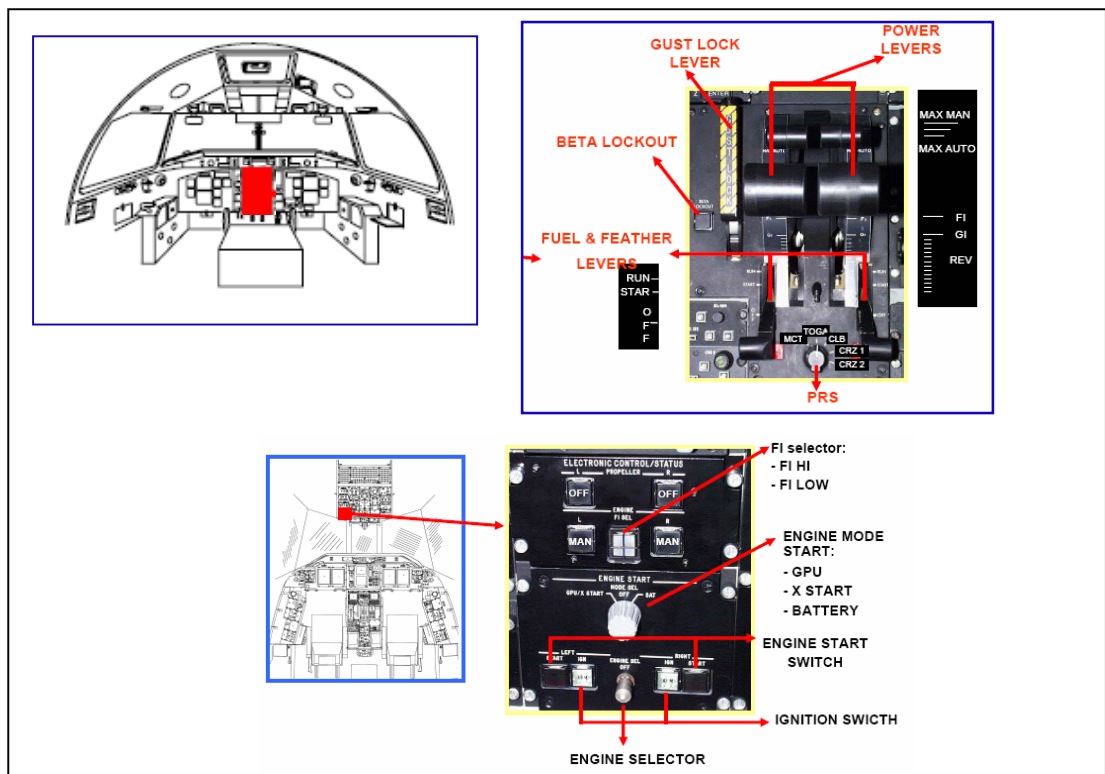
La alarma sonora proporcionará una señal audible que se desactivará levantando las palancas de potencia a la posición activa, es decir, por encima de la posición de Idle antes que el modo Beta sea seleccionado. Un circuito lógico de back up proporcionará protección para ángulos bajos independiente a la posición de las PLA. El indicador de Revolución del compresor de alta del motor (Np) detectará valores por encima de 1000 RPM en la hélice al colocar las PLA por debajo de la posición Idle en vuelo. Una señal discreta será enviada al solenoide integrado al Unidad de Control de la hélice (PCU) para reducir las revoluciones de la hélice manteniéndolas por debajo del punto crítico, una vez las revoluciones bajen la señal deja de ser emitida. La reversión automática del Unidad de Control Electrónico (ECU) a manual asegura que el flujo de combustible y las Revolución del compresor de alta del motor (Nh) se mantengan.

La incorporación del sistema Beta lock-out requiere modificaciones en los sensores de tierra WOW, ya que son los que detectan cuando los trenes entran en contacto con la tierra y envían una señal al radar altímetro.

Controles lógicos electrónicos que permiten sensar las señales de tierra, la secuencia del cuadrante de la válvula del solenoide.

Algunos de los modos de falla asociados al sistema están relacionados con la falta de respuesta del mismo cuando la aeronave esta en tierra, se pueden resaltar cuatro aspectos fundamentalmente; el primero está relacionado con los sensores mencionados anteriormente, el segundo con el cuadrante del solenoide del beta lock-out o controles electrónicos y el tercero cuando uno de los motores presenta fallas en uno de los cuadrantes del solenoide del beta lockout.

Figura 3. Panel y Controles del Sistema Beta lockout.



Fuente. Manual de Mantenimiento DASH8-300.

4.2.1 TEST DE FUNCIONAMIENTO

Los procedimientos de mantenimiento son hechos con un test funcional del Sistema Beta lockout. El test es realizado para asegurar que todos sus componentes están operando correctamente.

El test funcional básicamente realiza tres chequeos:

- El sistema de Ignición
 - Sistema de sobre velocidad
 - Sistema Backup del beta
1. Se debe verificar el funcionamiento adecuado del Sistema Beta Lockout de los dos motor de la siguiente manera:
 - a. Verifique que los circuit Breaker están cerrados
 - b. Asegúrese que los switch 1 y 2 estén en posición Normal.
 - c. Conecte la planta externa.
 - d. La palanca de parqueo debe estar en ON.
 - e. El tren principal debe tener los pines instalados.
 - f. el tren de nariz debe estar comprometido.
 - g. El switch de anti-skid es puesto en OFF.

 2. El chequeo funcional del sistema se realiza de la siguiente forma:
 - a. Coloque el Switch de Ignición en Normal o Automático.
 - b. Coloque las palancas de potencia a FLT IDLE.
 - c. Seleccione y mantenga el switch del BETA TEST 1.
 - d. Mueva las palancas de potencia y póngalas en posición por debajo del FLT IDLE.
 - e. Escuche la operación del Motor de Ignición No 1.
 - f. Repita los pasos para el Motor No 2
 - g. Dependiendo de la configuración realice uno de los siguientes pasos si se requiere.
 - Simule el modo de vuelo modo instalando una tarjeta sobre los sensores WOW en el tren principal de nariz.
 - Abra los circuitos como se menciona a continuación:

Circuit Breaker D6 Left Main.
Circuit Breaker G6 Left Essential.

- h. Presione y seleccione el switch de test del RAD ALT 1.
- i. Mueva las palancas de potencia a la posición No1 por debajo del FLT IDLE.
- j. Escuche y este seguro de la operación del Motor de Ignición No 1.
- k. Mueva las palancas de Potencia a FLT IDLE.
- l. Escuche y asegúrese de la operación del motor de Ignición durante 60 segundos aproximadamente.
- m. Presione y seleccione el switch de test del RAD ALT 2.
- n. Repita los pasos mencionados en el Motor No 2.

3. Finalmente:

- a. Reinicie los circuit breaker como se indica:

En el Panel de contactores DC el CB del Beta Lockout

- b. Ponga en posición off (apagado) el switch de ignición.
- c. Remueva la tarjeta puesta en los sensores WOW del tren principal y el de nariz.
- d. Cierre los siguientes circuit breakers.

Circuit Breaker D6 Left Main.

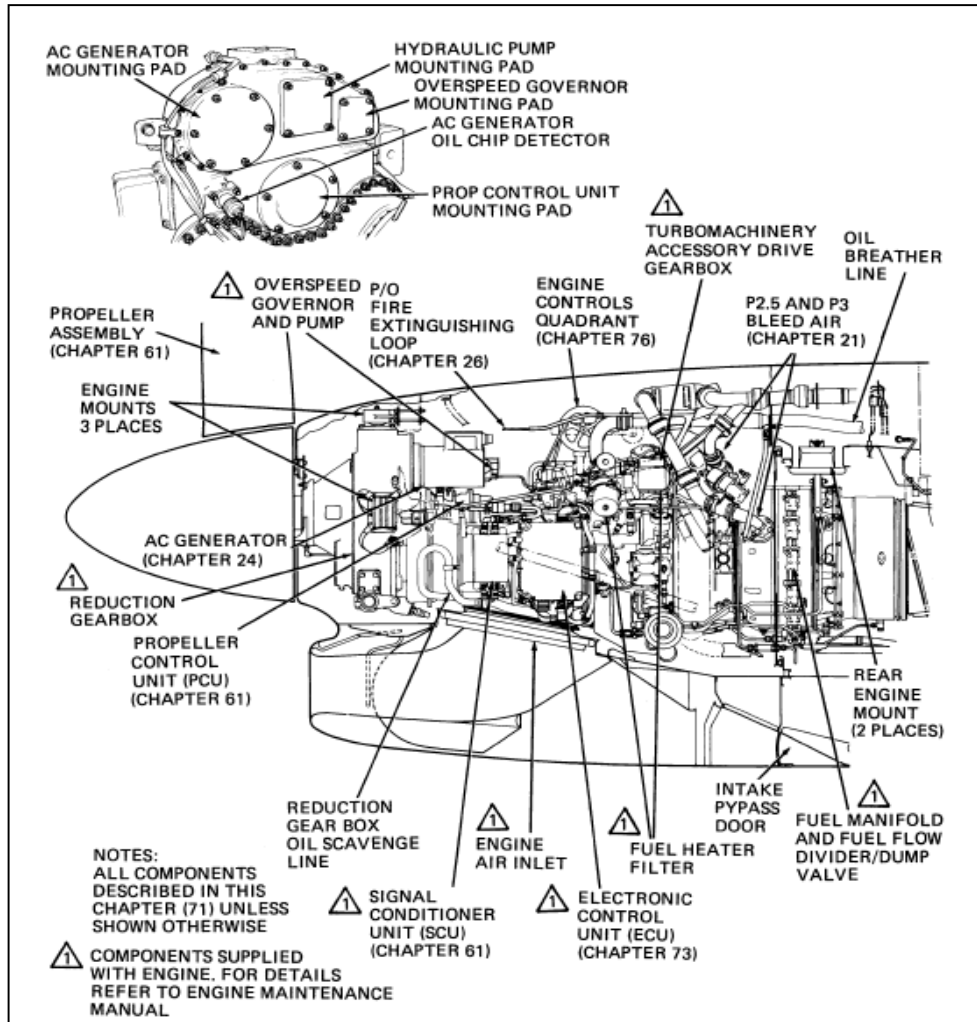
Circuit Breaker G6 Left Essential.

- e. Seleccione el switch de Anti-Ice en posición ON.
- f. Presione el botón PSEU.
- g. Remueva la planta externa.

4.3 DESCRIPCION DE LA PLANTA DE POTENCIA.

Los DASH 8-300 cuentan con dos motores, cada uno tiene un turbo propulsor que controla las señales de paso de la hélice a través de una caja de reducción.

Figura 4. Motor DASH8-300



Fuente. Manual de Mantenimiento DASH8-300.

4.3.1 DESCRIPCION GENERAL DEL MOTOR

La planta de potencia hace referencia al motor, los sistemas asociados a la hélice, montantes del motor, un sistema de drenaje para los residuos de combustible y aceite, adicionalmente hacen parte de la planta de potencia los accesorios que suministran la mezcla aire - combustible, lo que permite el correcto funcionamiento

del motor en condiciones normales. Por último la tobera de escape de gases se encuentra montada en la parte trasera del motor y pasa a través de pantallas térmicas en la nacela.

El motor está asegurado a la nacela en la parte superior de la estructura con un montante resistente que reduce la vibración y el efecto de torsión.

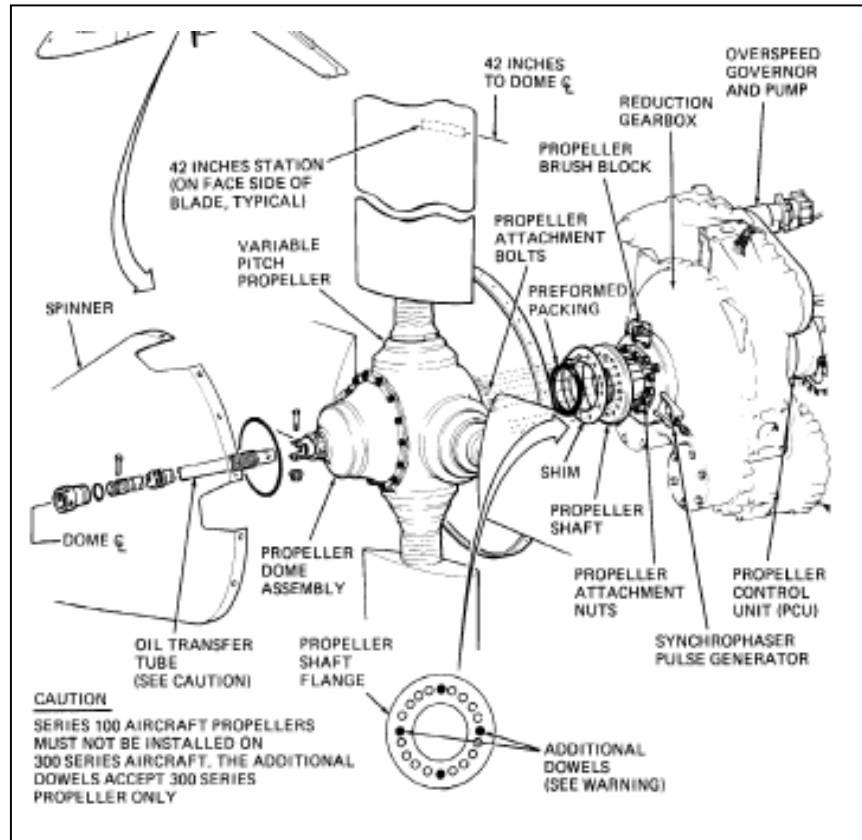
Las cubiertas del motor tienen bisagras para proporcionar acceso al inferior del motor. El acceso a la parte superior del motor se realiza desmontando los paneles de la parte superior de la nacela, las cubiertas se remueven completamente permitiendo el acceso para la inspección del motor, y así los componentes pueden ser remplazados.

La potencia es controlada por un sistema de control, las palancas son interconectadas con el montante del motor y los componentes que controlan la hélice posicionando el sistema y programando las palancas de condición controlando a su vez la operación de la hélice. Los componentes de control del motor son identificados y se relacionan a continuación: ECU, Control Mecánico de Combustible (MFU), gobernador de sobre voltaje, bomba y unidad de control de la hélice (PCU).

4.3.2 DESCRIPCION GENERAL DEL SISTEMA DE CONTROL DE LA HELICE

EL Dash8 esta equipado con dos sistemas de hélice, cada una consta de: hélice, una PCU, un gobernador de sobre-voltaje y una bomba. Estos elementos son interconectados con un circuito eléctrico el cual está asociado al motor, una unidad de condición de señal (SCU), y un sistema de control que opera las palancas de poder. El sistema de control de la hélice provee una velocidad contante al gobernando, controlando el rango Beta y su operación en tierra controla y sincroniza las hélices. La velocidad de la hélice es monitoreada por un sensor magnético de velocidad el cual envía una señal a un indicador y al Control Electrónico del Motor (EEC).

Figura 5. Sistema de Control de la Hélice DASH8-300



Fuente. Manual de Mantenimiento DASH8-300 C.

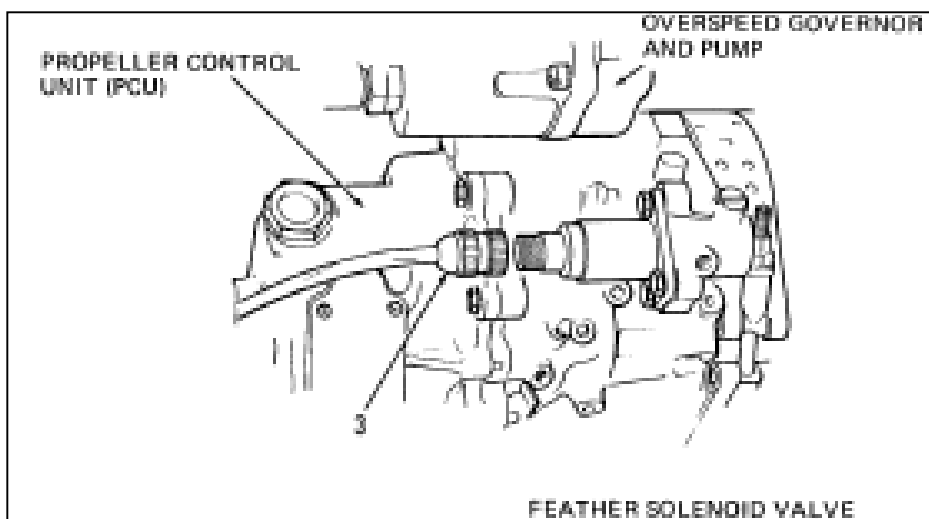
La hélice es una Hamilton Standard 104SF-7, esta elaborada con una aleación aluminio y las cuatro palas están hechas de una estructura aerodinámica, cuerpo sólido de fibra de vidrio, y un mástil con aleación de aluminio. Las cavidades y los bordes de ataque del ala están llenas con poca densidad de poliuretano. Un revestimiento de níquel protege el borde de ataque de la corrosión.

Para este estudio es importante tener claro el término “beta Range” que es usado para definir la operación de la hélice, permitiéndole un paso máximo (el ángulo de las palas de la hélice 26°) un ajuste inverso total (-11.5° es el ángulo de las palas de la hélice). El rango del beta opera en dos rangos por medio de una compuerta asociada a las palancas de potencia las cual controlan la pala desde un ángulo de 26° a 19° por encima de la compuerta -11.5° y de forma inversa.

En el modo Beta, se mueven las palancas de poder actuando la válvula de medición del Beta, el disco de la leva del beta, finamente incrementa o disminuye el paso de presión de sangrado moviendo las palas en la dirección requerida. Cuando el ángulo de la pala tiene incremento o disminución el nuevo ángulo es puesto por las palancas de potencia, el ángulo de las palas retroalimentan las acciones sobre la válvula de medición del beta

Cuando opera la válvula del Beta y se presenta la condición de baja velocidad en el gobernador, se disminuye el contrapeso, direccionando el flujo a través de una pequeña parte del selector, invirtiéndose el servo pistón y la válvula del Beta cancela la entrada de leva del beta y mueve las palas a una nueva posición. El ángulo del Beta es controlado in esta todas direcciones el rango de las palancas de potencia.

Figura 6. Válvula del Beta DASH8-300



Fuente. Manual de Mantenimiento DASH8-300.

4.4 FUNCIONES DE LOS CONTROLES DE LA PLANTA DE POTENCIA.

4.4.1 ECU (Control Electrónico del Motor)

- Las entradas como las salidas son análogas y digitales.
- Rangos lógicos.
- Los modos del gobernador de potencia/ NPT(POWER TURBINE SPEED) y modos de baja velocidad.
- El Nh (HIGH-PRESSURE ROTOR SPEED) mínimo y máximo
- Protección de sobre torque.
- Cambios de aceleración y desaceleración

4.4.2 AFU

- Detecta las Fallas del Motor
- Indicación de las fuentes de Tq.

4.4.3 MFC (Control Mecánico de Combustible)

- Opera en respuesta a entradas mecánicas dadas por las palancas de condición, y palancas de potencia.
- Niveles máximos y Mínimos de combustible.
- Protección de sobre voltaje Nh
- Control de Flujo de Combustible en los dos modos de operación (ECU y Manual) incluyendo la Válvula Shut off.

4.4.4 SAT/FLUX (Sistema de ajuste flexible de temperatura)

- Puede ser seleccionado para los dos motores.
- Es ajustado con la ECU por medio de un potenciómetro.

4.4.5 INDICADOR DE TORQUE MOTOR (MOTOR No 1 y No 2).

- Indicador de posición "bug". Cada indicador de Posición esta asociada con el ECU.
- La posición de "bug" envía la indicación de torque para la operación óptima del motor.

4.4.6 PANEL DE CONDICION DEL MOTOR.

- ARING 429.
- El sistema esta monitoreado por SAT/FL.

4.5 PROTECCION DE LOS CONTROLES DE LA PLANTA DE POTENCIA.

4.5.1 ECU (Control Electrónico del Motor).

- Redundante, Planta auxiliar independiente.
- Dual y sensores redundantes de torque (Np, Nh), detección de fallas.

4.5.2 AFU.

- Detecta las del Fallas del Motor.
- Indicación de las fuentes de torque.

- Limita el paso de combustible.

4.5.3 MFC (Control Mecánico de Combustible).

- Modo manual de la leva.
- Gobernador de sobre voltaje.
- Limitación del paso máximo y mínimo de combustible.

4.5.4 Limitación de la planta de Potencia.

- Limitaciones ambientales.
- Limitaciones propias del motor.
 - Subsistema Lubricación.
 - Subsistema Arranque.
 - Turbo Maquina.
 - Hélice.
 - Freno de la Hélice.

4.6 PROCEDIMIENTOS DE OPERACIÓN DE LA PLANTA DE POTENCIA.

- Ventilación seca/Húmeda del Motor.
- Arranque del motor.
- Desembanderamiento de hélice.

- Embanderamiento de la Hélice.
- Accionamiento del Freno de la Hélice .
- Servicio de APU.
- Modulación de potencia en modo automático.
- Modulación de potencia en modo degradado.

4.7 PRUEBAS FUNCIONALES DEL SISTEMA

- Pruebas funcionales con motores de arranque.
 - Arranque de motores con medios externos.
 - Arranque de motores con medios propios (Baterías/APU/Start).
 - Pruebas de control estático.
 - Pruebas de respuesta dinámica.
 - Pruebas de auto embanderamiento.
 - Pruebas de sobre velocidad.
 - Pruebas conjuntas con otros sistemas.

5. ESTUDIO DE FACTIBILIDAD TECNICA

El proceso de ingeriría comienza determinando los aspectos mas relevantes de la modificación y de esta forma se crea una guía para su posterior ejecución. Se abarcan diferentes aspectos a tener en cuenta al efectuar una alteración en una aeronave y se sigue un modelo que puede ser aplicado para otros trabajos.

La modificación esta sustentada por un dato técnico aprobado, en este caso el Boletín 8-76-24 cuya finalidad es instalar un nuevo circuito eléctrico diseñado para prevenir que las hélices entren en vuelo en el rango Beta.

La gran mayoría de Boletines de servicio cuentan con la siguiente clasificación:

a. Información de Planeación:

- Efectividad.
- Razón del Boletín.
- Descripción.
- Cumplimiento.
- Aprobación.
- Horas Hombre de Trabajo.
- Materiales.
- Herramientas.
- Peso y Balance.
- Datos de Cargas Eléctricas.
- Publicaciones Afectadas.
- Referencias.

- b. Información de Materiales.
- c. Instrucciones de cumplimiento.

Para el caso específico de este estudio a continuación se expone brevemente el sistema a modificar.

El sistema de Beta Lockout (BLS) esta conformado por una alarma sonora, indicadores modificados de revolución de las hélices y un sistema lógico que se activa y desactiva ya sea en vuelo o en tierra por medio de señales digitales en combinación con la posición de las palancas de potencia. El sistema se encuentra desactivado en tierra por medio de la señal discreta de WOW que es activada cuando los trenes entran en contacto con el terreno combinado con una señal de radio altímetro (por debajo de 20 pies de altura). El sistema BLS se mantendrá activado independientemente de la posición de las PLA mientras se encuentre en vuelo.

La alarma sonora proporcionará una señal audible que se desactivará levantando las palancas de potencia a la posición activa, es decir, por encima de la posición de idle antes que el modo Beta sea seleccionado. Un circuito lógico de back up proporcionará protección para ángulos bajos independiente a la posición de las PLA. El indicador de Np detectará valores por encima de 1000 RPM en la hélice al colocar las PLA por debajo de la posición de Idle en vuelo. Una señal discreta será enviada al solenoide integrado al PCU para reducir las revoluciones de la hélice manteniéndolas por debajo del punto crítico, una vez las revoluciones bajen la señal deja de ser emitida. La reversión automática del ECU a manual asegura que el flujo de combustible y las Nh se mantengan.

Los aspectos tanto técnicos como legales más importantes a tener en cuenta en la modificación son:

- Revisión de la documentación.
- Aplicabilidad.
- Pre-requisitos.

- Accesos necesarios para realizar el trabajo.
- Instalación de un soporte para los nuevos elementos eléctricos del BLS.
- Instalación un switch de desactivación del BLS.
- Instalación los relevos, hardware asociado a la modificación y las etiquetas correspondientes.
- Determinación de los correctos indicadores de Np para la modificación.
- Instalación un nuevo panel en la consola de pilotos para albergar los cambios en los circuitos eléctricos.
- Instalación un nuevo cableado.
- Retrabajo en la caja de contactares DC.
- Chequeos funcionales del BLS.

El documento 8-76-24 se encuentra en la revisión G con fecha Octubre 09 de 2003 allí se encuentran algunas enmiendas y actualizaciones respecto a las instrucciones de cumplimiento. Se incluye dentro de la aplicabilidad los modelos DHC8-301 y DHC8-311, modelos para los cuales se desarrolla el presente estudio.

5.1 Pre-requisitos para la modificación del BLS:

Para incorporar la modificación al Sistema Beta Lockout es necesario cumplir o por lo menos que las aeronaves que vayan a incorporar este boletín cumplan con:

- Modificación 8Q100794 ó 8Q100795: Realizada a través del Boletín de Servicio 8-76-17 ó 8-76-18 en el que se instala un nuevo cableado para evitar señales erróneas provenientes del radio altímetro por acción de agua.
- Modificación 8Q310000 ó 8Q310001: Realizada a través del Boletín de Servicio 8-61-33 ó 8-61-34 en el que se reemplazan los indicadores de revolución de las hélices por otro utilizado en el BLS para dar cumplimiento de la normativa FAA.

- Modificación 8/2852: Realizada a través del Boletín de Servicio 8-76-15 en el que se instala un soporte, un switch y un circuito eléctrico en la consola central de la cabina de pilotos y un dispositivo para generar una señal visual y audible si las palancas de potencia son colocadas en la posición de reverso mientras el avión se encuentra en vuelo.

- Modificación 8/3083: Realizada a través del Boletín de Servicio 8-34-126 como complemento a la modificación 8/2852 en el que se modifica el Radio Altimetro 7001840-912 para inhibir el sistema por debajo de 20 pies de altura durante la fase de descenso.

Luego de consultar el historial de las aeronaves y verificar físicamente las modificaciones se continua con el análisis del SB 8-76-24. Los materiales con sus respectivos precios se encuentran discriminados en la Sección 3 (ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICO) del presente estudio.

En el Anexo A se presenta un modelo de Orden de Ingeniería donde se encuentra el procedimiento necesario (paso a paso) para el correcto desarrollo de la modificación. Se presenta en idioma Inglés siguiendo los requisitos de devolución y documentación de las aeronaves.

5.2 ANÁLISIS TÉCNICO IMPLEMENTACION SISTEMA BLS.

El siguiente análisis técnico esta basado en los parámetros establecidos por la FAA mediante la directiva AD2005-13-35, que hace referencia a la solicitud de cambio (CR) 873CH00011. Esta permite la incorporación del sistema BETA LOCKOUT (BLS) bajo el SB 8-76-24. Para dar cumplimiento a dicho Boletín, se tuvo en cuenta el análisis de los pre-requisitos establecidos en la sección 7.1, equipos, y herramientas utilizados. Este análisis permitirá conocer el estado técnico de las aeronaves para la implementación del BLS.

- La incorporación del sistema Beta lock-out requiere modificaciones en los sensores de tierra los cuales detectan señales discreta de WOW, sensada cuando los trenes entran en contacto con la tierra, adicionalmente la señal de wheel spin-up y señales de radar altímetro.

- La implementación del sistema Beta lock-out presenta complejidad en sistemas asociados a su funcionamiento dentro de los cuales se encuentran; Regulador de la Válvula del solenoide beta lock-out y balk, en los controles lógicos que permiten sensar las señales de tierra.
- Es fundamental tener en cuenta que se pueden presentar fallas en el Beta lock-out dentro de los cuales mencionaremos cuatro; el primero esta relacionado con los sensores, el segundo son los problemas relacionados con el solenoide del beta lock-out, el tercero esta relacionado con abortar el aterrizaje una vez el beta ha sido seleccionado la causa mas importante es la falla del solenoide, el cuarto es la activación del beta cuando uno de los motor entra en falla.

Como fue mencionado anteriormente, la incorporación del BLS se realizará en cuatro (4) aeronaves DASH-8 300. Para poder realizar la modificación las aeronaves deberán cumplir con los pre-requisitos (Modificación 8Q100794 ó 8Q100795, Modificación 8Q310000 ó 8Q310001, Modificación 8/2852 y 8/3083) por lo tanto:

5.2.1 Modificación 8Q100794

Las aeronaves tienen incorporada la Modificación 8Q100794, hecha bajo el SB 8-76-17, que refiere a la incorporación del WOW y las alarmas tanto audibles como sonoras en caso de pérdida de sustentación de la aeronave. Este SB también contempla la instalación de un circuito que desactiva los switch del WOW. Dicha incorporación fue realizada en las aeronaves que se les incorporara el BLS y de la cual se encuentra constancia en el libro de la aeronave.

Para la incorporación del sistema se debe tener en cuenta lo siguiente:

- Inicialmente se debe hacer la remoción de paneles para tener acceso al interior del armario donde se encuentran los bornes y al conector PSEU, se

realiza la instalación del nuevo cable, posteriormente se instala nuevamente el panel de acceso y finalmente se realiza un chequeo funcional.

- Para la elaboración de dicha modificación es necesario cinco horas-hombre de trabajo. Es de aclarar que en este tiempo no contempla ni la planeación, familiarización, ni fabricación de partes y herramientas.
- Solo se usa un kit por aeronave, las especificaciones son dadas por Bombardier:

Tabla 1. Kit Modificación 8Q100794

KIT Numero	Descripción
8MK4012-001	Beta Warning Horn

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-17.

Los manuales afectados por la incorporación del SB 8-76-17 son los siguientes:

Tabla 2. Manuales Afectados por Modificación 8Q100794

Manual	Especificaciones
Wiring Diagram	PSM 1-8-2W PSM 1-82-2W PSM 1-83-2W
Dash 8 Parts	PSM 1-8-4W PSM 1-82-4W PSM 1-83-4W

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-17.

5.2.2 Modificación 8Q310001

El segundo prerrequisito es la Modsum 8Q310001 cumplida bajo el SB 8-61-34, el cual consiste en remplazar los indicadores de RPM de la hélice. Las aeronaves deben ya tener incorporada la Modificación 8/2852 (Realizada bajo el Boletín de Servicio 8-76-15) y modificación. 8/3083 (Realizada a través del Boletín de Servicio 8-34-126).

Nota: Los Boletines de Servicio 8-76-15 y 8-34-126 son sancionados mas adelante

Tabla 3. Parte Número del Indicador de RPM

Parte Numero	Descripción
SEL-OC29DF	INDICADOR DE RPM DE LA HELICE

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-34.

La modificación 8Q310001 introduce un nuevo indicador de RPM, que es usado para prevenir que la hélice durante el vuelo tenga variación. Después de la instalación de este sistema se debe tener en cuenta que los indicadores de RPM son intercambiables con los de otros HK que tengan la Modificaciones 8Q310001.

Para efectuar la modificación es necesario una hora-hombre de trabajo. Es de aclarar que este tiempo no contempla ni la planeación, familiarización, ni fabricación de partes, herramientas.

Tabla 4. Manuales afectados por Modificación 8Q310001

Manual	Especificaciones
Maintenance Manual	PSM 1-8-2 PSM 1-82-2 PSM 1-83-2
Wiring Diagram	PSM 1-8-2W PSM 1-82-2W PSM 1-83-2W
Dash 8 Parts	PSM 1-8-4 PSM 1-82-4 PSM 1-83-4
Modifications	PSM 1-813-12

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-34.

Las especificaciones de los elementos por aeronave son dadas por Bombardier.

Tabla 5. Especificaciones de elementos requeridos para la Modificación 8Q310001.

Parte Numero	Descripción	Cantidad por A/C	Comentarios
10169N03R00	Prop RPM Indicador	2	8SC0054

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-34.

Es fundamental tener en cuenta tanto la disposición como los códigos intercambiables para evitar ya sea una incompatibilidad del indicador con la aeronave como el generar una situación de peligro.

Tabla 6. Códigos de Parte Número Intercambiable Modificación 8Q310001

Parte Numero Existente	Descripción	Cant.	IC	DC	Nuevo Parte Numero	PNC
SEL-0C29DF	Prop RPM Indicador	2	D	SAL	10169N03R00	S

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-34.

IC Código de intercambiable

- A** No intercambiable. Ni puede ser intercambiable por el otro.
- B** Parte Removido. No Reemplazar directamente.
- C** Condicionalmente Intercambiable. La intención de este SB es la de reemplazar el elemento por otro bajo algunas condiciones.
- D** No intercambiable después de la incorporación de CR 873CH00011.
- DC** Disposición.
- DIS** Parte Descartado.
- MUI** Ítem de Uso Múltiple: Retorne como Stock Si esta en buena Condición.
- RWK** El parte Existente esta acorde con el de este SB.
- RWI** Procedimientos aprobados por el fabricante.
- SAL** Retorne a el almacén por salvamento.

PNC Parte Numero Código

- N** No equivalente Bombardier.
- R** Parte Numero ya trabajado.
- S** Parte Reemplazable.
- X** Parte trabajado y parte reemplazable están funcionando y físicamente son iguales pero no idénticos.

5.2.3 Modificación 8/2852

El Tercer pre-requisito es que cumpla con la Modificación 8/2852 para este caso se hizo bajo el SB 8-76-15, como anteriormente fue mencionado consiste en realizar la instalación de un switch, un circuito eléctrico en la

cabina de pilotos y un dispositivo para generar una señal audible y visual en la cabina de los pilotos. Para la incorporación del sistema Se debe tener en cuenta lo siguiente:

Tabla 7. Parte Número Power Lever Modificación 8/2852

Parte Número	Descripción
87610018	Power Lever Reverse Gate Center Console (Restricted to Pre-Modification 8/2852)

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-15.

Se deben tener en cuenta las siguientes recomendaciones.

- a. Es recomendable que se encuentre incorporada la modificaciones 8/2852, para que los operadores tengan una facilidad en la instalación a menos de que no sea requerido por la autoridad.
- b. Es fundamental tener las siguientes modificaciones incorporadas y si no se deben hacer simultáneamente con la ModSum 8/2852: ModSum 8/2117, ModSum 8/3083 son requisito para ModSum 8/2852, la ModSum 8Q100794 o ModSum 8Q100795.

Para la elaboración de dicha modificación es necesario veinticinco horas hombre para realizar este trabajo. Es de aclarar no se contempla ni la planeación, familiarización, ni fabricación de partes, herramientas.

Solo se usa un kit por aeronave las especificaciones son dadas por Bombardier con sus respectivo valor y disponibilidad.

Tabla 8. Kit Modificación 8/2852

KIT Número	Descripción
8MK2852-009	Beta Warning Horn

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-15.

Tabla 9. Manuales afectados por Modificación 8/2852

MANUAL	ESPECIFICACIONES
Maintenance Manual	PSM 1-8-2 PSM 1-82-2 PSM 1-83-2
Wiring Diagram	PSM 1-8-2W PSM 1-82-2W PSM 1-83-2W
Dash 8 Parts	PSM 1-8-4 PSM 1-82-4 PSM 1-83-4
Weight and Balance Manual	PSM 1-8-8 PSM 1-82-8 PSM 1-83-8
MEL	PSM 1-8-16
MASTER MEL	PSM 1-8-16A
Modificaciones	PSM 1-813-12

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-15.

Tabla 10. Especificaciones de los elementos por aeronave Modificación 8/2852

Parte Número	Descripción	Cantidad por A/C	Comentarios
8Z5858	Diagrama de Modificación de la Instalación	1	8SC0054
8Z5854	Diagrama de Modificación de la Instalación		
Quite			
87610430-003	Soporte del montante		
87610430-001			
87610428-003			

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-15.

5.2.4 Modificación 8/3083

Realizada a través del Boletín de Servicio 8-34-126 como complemento a la modificación 8/2852 en el que se modifica el Radio Altimetro 7001840-912 para inhibir el sistema por debajo de 20 pies de altura durante la fase de descenso.

5.3 ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONOMICO

Bombardier recomienda que el Boletín de Servicio 8-76-24 sea incorporado a discreción del operador y lo más pronto posible si el avión esta siendo operado bajo los lineamientos de la Administración Federal de Aviación (FAA) de Estados Unidos.

Los pre-requisitos de instalación para la incorporación de esta modificación denominada CR873CH00011 son:

- a) SB 8-76-17 ó SB 8-76-18.
- b) SB 8-61-33 ó SB 8-61-34.
- c) SB 8-76-15.
- d) SB 8-34-126.

Realizando consultas a través de la página Web del fabricante (Bombardier) y analizando los Boletines de servicio se recopilaron los siguientes costos de acuerdo a los pre-requisitos de la modificación.

Para el SB 8-76-17 se requiere:

- 12 Horas Hombre de trabajo.
- Kit 8MK4042-001 costo: USD 408.00 (Ver Figura 6).

Para el SB 8-61-33 se requiere:

- 04 Horas Hombre de trabajo.
- 02 indicadores Prop RPM P/N 10169N02R00 costo: USD 23.633.94 (Ver Figura 7).

Para el SB 8-76-15 se requiere:

- 45 Horas Hombre de trabajo.
- Kit 8MK2852-009 costo: USD 8.851.00 (Ver Figura 8).

Para el SB 8-34-126 se requiere:

- 08 Horas Hombre de trabajo.
- Radio Altímetro 7001840-918 costo: USD 20.611.00 (Ver Figura 9).

Adicionalmente los costos para el cumplimiento de la modificación Beta Lockout son:

- 190 Horas Hombre de Trabajo.
- Kit 8CK1014-003 Costo USD 2.014.00 (Ver Figura 10).
- Kit 8CK1050-003 Costo USD 8.500.00

La hora Hombre actualmente esta valorada en promedio en 65 USD en el sector aeronáutico para fines comerciales.

En la Tabla 1, se resumen los costos para realizar la modificación de acuerdo los requisitos establecidos por el fabricante.

Tabla 11. Costos de Modificación por A/C en USD.

SB #	Horas Hombre	Cantidad Materiales	Valor HH	Costo Mat.	TOTAL
8-76-17	12	1	780	408	1188
8-61-33	4	2	260	11837.97	23923.94
8-76-15	45	1	2925	8851	11776
8-34-126	8	1	520	20611	21131
8-76-24	190	2	12350	19531	31881
TOTAL	259	7	16835	73064.94	89899.94

Fuente. Los Autores.

Figura 7. Costo KIT 8MK4042-001

Parts Catalog
For: Q Series

PARTS CATALOG

A maximum of 1500 records can be displayed for each search. Please refine your search if more results are required. If your search does not provide expected results please verify the catalog section and / or product type. Refer to user guide for more instructions.

1 document(s) found [Back to search form](#)

ABBREVIATIONS UofM=Unit Of Measure
 CHI=Chicago
 FFT=Frankfurt
 SYD=Sydney
 BEI=Beijing
 TOY=Tokyo

Part Number	Description	Status	UofM	Price	CHI	FFT	SYD	BEI	TOY
8MK4042-001	KIT, BETA WARNG HORN	NEW	EA	\$408.00	0	0	0	0	0

1 document(s) found [Back to search form](#)

Fuente. Bombardier Regional Aircraft Customer Services.

Figura 8. Costo Indicador Np

Parts Catalog
For: Q Series

PARTS CATALOG

A maximum of 1500 records can be displayed for each search. Please refine your search if more results are required. If your search does not provide expected results please verify the catalog section and / or product type. Refer to user guide for more instructions.

1 document(s) found [Back to search form](#)

ABBREVIATIONS UofM=Unit Of Measure
 CHI=Chicago
 FFT=Frankfurt
 SYD=Sydney
 BEI=Beijing
 TOY=Tokyo

Part Number	Description	Status	UofM	Price	CHI	FFT	SYD	BEI	TOY
10169N02R00	INDICATOR, PROPELLER RPM	NEW	EA	\$11,831.97	5	0	0	0	0

1 document(s) found [Back to search form](#)

Fuente. Bombardier Regional Aircraft Customer Services.

Figura 9. Costo KIT 8MK2852-009

Parts Catalog
For: Q Series

PARTS CATALOG

A maximum of 1500 records can be displayed for each search. Please refine your search if more results are required. If your search does not provide expected results please verify the catalog section and / or product type. Refer to user guide for more instructions.

1 document(s) found [Back to search form](#)

ABBREVIATIONS UofM=Unit Of Measure
CHI=Chicago
FFT=Frankfurt
SYD=Sydney
BEI=Beijing
TOY=Tokyo

Part Number	Description	Status	UofM	Price	CHI	FFT	SYD	BEI	TOY
8MK2852-009	KIT, PILOT WARN HORN	NEW	EA	\$8,851.00	4	0	0	0	0

1 document(s) found [Back to search form](#)

Fuente. Bombardier Regional Aircraft Customer Servi

Figura 10. Costo Radio Altimetro.

Parts Catalog
For: Q Series

PARTS CATALOG

A maximum of 1500 records can be displayed for each search. Please refine your search if more results are required. If your search does not provide expected results please verify the catalog section and / or product type. Refer to user guide for more instructions.

2 document(s) found [Back to search form](#)

ABBREVIATIONS UofM=Unit Of Measure
CHI=Chicago
FFT=Frankfurt
SYD=Sydney
BEI=Beijing
TOY=Tokyo

Part Number	Description	Status	UofM	Price	CHI	FFT	SYD	BEI	TOY
7001840-918	ALTIMETER, NO2 RADIO	RCON	EA	RQ	0	0	0	0	0
7001840-918	ALTIMETER, NO2 RADIO	NEW	EA	\$20,611.00	2	1	0	0	0

2 document(s) found [Back to search form](#)

Fuente. Bombardier Regional Aircraft Customer Services.

Figura 11. Costo KIT 8CK1014-003.

Parts Catalog
 For:

PARTS CATALOG

A maximum of 1500 records can be displayed for each search. Please refine your search if more results are required. If your search does not provide expected results please verify the catalog section and / or product type. Refer to user guide for more instructions.

1 document(s) found [Back to search form](#)

ABBREVIATIONS UofM=Unit Of Measure
 CHI=Chicago
 FFT=Frankfurt
 SYD=Sydney
 BEI=Beijing
 TOY=Tokyo

Part Number	Description	Status	UofM	Price	CHI	FFT	SYD	BEI	TOY
8CK1014-003	KIT, BETA LOCKOUT	NEW	EA	\$11,030.00	14	0	0	0	0

1 document(s) found [Back to search form](#)

Fuente. Bombardier Regional Aircraft Customer Services.

De acuerdo a la Tabla 11, el costo de la modificación por avión sería de 89899.94 USD, sin embargo al contar las aeronaves con los prerrequisitos como se estableció en la sección 7 del este estudio técnico los costos se reducen a:

Tabla 12. Costos Actuales de Modificación por A/C en USD.

SB #	Horas Hombre	Cantidad Materiales	Valor HH	Costo Mat.	TOTAL
8-76-24	190	2	12350	19531	31881
TOTAL	190	2	12350	19531	31881

Fuente. Los Autores.

A continuación se detallan Los materiales a utilizar para el correcto desarrollo del SB 8-76-24.

Tabla 13. Materiales para el cumplimiento SB 8-76-24 Rev G.

KIT	DESCRIPCION	PRECIO
8CK1014-003	Kit para retrabado-Sistema Beta Lockout	11030 USD

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-24 Rev G.

Tabla 14. Contenido KIT 8CK1014-003.

Parte Número	Cantidad	Descripción	Notas
83910344-001	1	Panel	De Havilland
81141530-101	1	Etiqueta	De Havilland
8-76-24	1	Boletín de Servicio	

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-24 Rev G.

Adicionalmente a los materiales encontrados en el KIT 8CK1014-003 se necesitan los siguientes materiales consumibles y diagramas:

Tabla 15. Listado de Materiales Consumible SB 8-76-24 Rev G.

Parte Número	Cantidad por Avión	Descripción
CSP255-6141-GS3	1	Etiqueta
8Z4100-029	1	Cableado
8Z4100-025	1	Cableado
8Z4100-021	1	Cableado
8Z4100-019	1	Cableado
8Z4100-015	1	Cableado
8Z4100-013	1	Cableado
8Z4100-011	1	Cableado
8Z6362	1	Diagramas
8Z4100	1	Diagramas
8Z6367	1	Diagramas
8Z5000	1	Diagramas

Fuente. Bombardier Service Bulletin 8-76-24 Rev G.

Los materiales de la Tabla 5 excluyendo los diagramas pueden ser conseguidos con distintos proveedores y son utilizados para la fabricación de los diferentes arneses de los circuitos eléctricos establecidos en los diagramas de esta misma tabla.

Para facilitar la modificación se contactaron diferentes fabricantes que proveen diversas soluciones respecto a los materiales a usar en las diferentes modificaciones. Dentro de estas soluciones encontramos los kits pre-ensamblados, cuyo fin es reducir el tiempo de fabricación de elementos o conjuntos (arneses) necesarios para efectuar una correcta modificación. Con la adquisición de estos kits se disminuye el tiempo de parada de las aeronaves para completar el trabajo programado.

Para este caso específico, se contacto a CHIPPEWA AEROSPACE quienes proveen el Kit número 8CK1050-003 el cuál tiene un costo de USD 8.500.00 y contiene los siguientes elementos:

Tabla 16. Contenido KIT 8CK1050-003.

De Havilland DHC-8 SERVICE BULLETIN 8-76-24 8CK1050-001/8CK1050-003 INSTALATION KIT		
QTY	DESCRIPTION	PART NUMBER
KIT-011		
1	RELAY PANEL ASSEMBLY	8Z4100-011 +RELAY ASSY
1	BRACKET	8Z5000-101
1	BRACKET	8Z5000-102
KIT-013 & -019		
1	WIRE ASSY'S	8Z4100-013 & 8Z4100-019
1	SOCKET	M39029/5-116
5	SPLICE	M81824/1-1 (ALT-D436-36)
1	LABEL SET	
1	RESISTOR AND SLEEVE	5083NW82R00J12AFX
24	PINS	M39029/1-101
1	DIODE SPLICE	591842-1 (ALT-TJSE20702)
2	DIODE SPLICE	M81714/24-1D002
12	PIN	M39029/4-110
13	SOCKET	M39029/5-115
2	LUG	M7928/1-13

KIT-013 & -019 Con't		
1	SPLICE	M81714/12-20D2
1	SCREW	NAS1801-3-12
1	SPACER	NAS43DD3-12FC
3	NUT	MS21042-3
1	CLAMP	MS21919WDG-8
2	CLAMP	MS21919WDG-5
5	SCREW	NAS1801-3-8
10	SPLICE	M81824/1-2 (ALT-D436-37)
11	WASHER	AN960D10L
1	SCREW	NAS1801-3-10
1	SOCKET	M39029/12-149
5 (FT)	CATERPILLAR	MS21266-1N
50	TIE WRAPS	MS3367-2-9
50	TIE WRAPS	MS3367-1-9
1	BACKSHELL	DB20962
1 (Set)	LATCH PLATE	D110278
1	CONNECTER	DBMA25S
KIT-015		
1	SWITCH PLATE ASSY	8Z4100-015 AND SWITCH ASSY
18	RIVET	BO205016AD4
2	RIVET	BO205018AD4
KIT-021		
1	CABLE ASSY	8Z4100
3	LUG	M7928/1-32
1	PIN	M39029/4-111
1	CIRCUIT BREAKER	MS3320-1
2	SCREWS	MS35206-242
1	LABEL "BETA LOCKOUT"	
KIT-023 & -25		
1	CABLE ASSY(200/300 ONLY)	8Z4100-025
4	PIN	M39029/4-110
1	PIN	M39029/1-101
4	SPLICE	M81824/1-2(ALT-D436-37)
1	LABEL SET	
KIT-027 & -29		
1	CABLE ASSY	8Z4100-029
4	SPLICE	M81824/1-2(ALT-D436-37)
2	SOLDER SLEEVES	BACS13BH2
3	SOCKET	M39029/5-115

KIT-027 & -29 Con t		
1	LABEL SET	

Fuente. Chippewa Aerospace.

Con base en la información presentada el costo total para las 4 aeronaves DHC8-300 es de **127524 USD**.

5.4 ANALISIS NORMATIVO

La aviación moderna, presenta una situación compleja en términos de regulación. Las situaciones actuales que presentan los países se agrava por el hecho de tener aeronaves que operan tanto a nivel nacional como internacional. En la mayoría de los casos la autoridad debe tener en cuenta una serie de situaciones como:

- Aeronaves matriculadas, diseñadas y fabricadas en un estado.
- Aeronaves matriculas en un estado que fueron diseñadas y fabricadas en otro.
- Aeronaves matriculadas en un estado, que fueron diseñadas en otro y fabricadas en un tercer estado.

Basados en estas y otras posible combinaciones se debe prestar mucha atención al interpretar la norma y sus aplicaciones dependiendo del escenario en el que se encuentre involucrado un operador basado en las diferentes situaciones expuestas.

En Enero 20 de 2000 se emitió la AD número 2000-02-13 por parte de la Administración federal de los Estados Unidos, donde se solicitaba instalar un estiquer a las aeronaves DHC8 modelos 100/200/300 para prevenir el posicionamiento de las palancas de potencia por debajo del nivel de Idle evitando

así una condición insegura en vuelo. Adicionalmente se solicitaba la instalación de un sistema para prevenir dicha condición como se explica en la sección 1 (Reseña histórica) de este estudio.

Desde la emisión de esta Directiva de Aeronavegabilidad, Bombardier como fabricante de las aeronaves involucradas emitió el Boletín de Servicio 8-76-24 como método alternativo de cumplimiento haciendo referencia a la instalación del sistema que previene esta condición insegura. Como resultado de una serie de reevaluación, Bombardier emitió por medio del mensaje 759 en Febrero 24 de 2004 una limitación de Aeronavegabilidad (AWL) para las aeronaves DHC8-100/200/300 que incorporaran el sistema Beta Lockout. Esta AWL incorporó una nueva tarjeta de trabajo (6120/10) dentro del programa de mantenimiento de estas aeronaves.

Posteriormente el 26 de Septiembre de 2005 la Directiva 2000-02-13 fue supercedida por la 2005-13-35 en la que se incorporan unos requerimientos adicionales para los modelos Dash8 mencionados anteriormente.

Para el caso específico abordado en este estudio encontramos que al Dash8 es una aeronave diseñada y fabricada en Canadá, por lo que su Certificado Tipo (TC en inglés) es emitido por este país. Son operadas por una aerolínea Colombiana y su matrícula corresponde a este país (HK). Basado en este análisis Aires como operador Colombiano, con aeronaves matriculadas en Colombia de fabricación Canadiense, esta en la obligación de cumplir con la normativa Colombiana y Canadiense.

Dado el caso en el que tuviera aeronaves matriculadas en los Estados Unidos adicionalmente a la normativa Colombiana y Canadiense tendría que cumplir con las normas Norte Americanas.

La emisión de la Directiva de Aeronavegabilidad 2000-02-13 y posterior 2005-13-35 debe ser tenida en cuenta para aeronaves operadas o matriculadas en los Estados Unidos y que están bajo la normativa FAA. De acuerdo a lo anterior Aires como operador Colombiano no esta obligado a cumplir con dicha directiva pero si puede acatarla asumiendo los gastos aunque la regulación canadiense no lo considere necesario. De esta forma se puede entender el por qué el Boletín de Servicio 8-76-24 solo fue emitido para aeronaves que operan en los Estados Unidos.

En el documento NPRM 2004-NM-68-AD emitido el 30 de marzo de 2005 se aprecia claramente en la determinación y requerimientos de la FAA propuestos por la AD que los modelos de aeronaves fabricados en Canadá y con certificado de operación de Estados Unidos y de acuerdo a los acuerdos bilaterales de aeronavegabilidad determinan que las acciones de la AD son necesarias para aeronaves certificadas para operar en los Estados Unidos.

Dentro de las acciones tomadas Bombardier revisó las limitaciones de aeronavegabilidad AWL e incluyó chequeos operacionales del BLS. La autoridad canadiense no emitió una directiva de aeronavegabilidad sin embargo el cumplimiento de los chequeos operacionales se consideraron mandatorios para los operadores de estas aeronaves (Ver ANEXO B).

Las Directivas de Aeronavegabilidad emitidas por la Autoridad de Aviación Civil competente de otros países cuyos productos fueron certificados o fabricados bajo un Certificado de Producción o Certificado Tipo propio, y que se emplean en aeronaves de matrícula nacional, motores, hélices o partes que la integran, se les aplicará lo reglamentado en los numerales 4.3.1., 4.3.2. y en el 4.3.3.(a) anterior.¹

5.4.1 Regulación Aeronáutica Colombiana.

Dentro del Manual General de Mantenimiento de cada Aerolínea, se establecen los trabajos de mantenimiento que el operador está autorizado a realizar dependiendo de sus capacidades.

Todo propietario u operador de aeronave que efectúe mantenimiento propio aprobado por la UAEAC a través de un certificado de operación podrá hacerlo mientras cumpla los requisitos de este manual y de acuerdo con los procedimientos enunciados en su Manual General de Mantenimiento (MGM).²

¹ Reglamento Aeronáutico Colombiano. Parte 4 capítulo 4.3.3. 2008

² Reglamento Aeronáutico Colombiano. Parte 4 capítulo 4.2.2 literal d. 2008

Los Boletines de Servicio son documentos que establecen procedimientos diseñados por el fabricante de una aeronave para corregir o mejorar aspectos del diseño tipo de las mismas. Generalmente son el resultado de evaluaciones del fabricante por los datos suministrados por los diferentes operadores o por consultas de fallas obtenidas desde la entrada del primer modelo en servicio.

La Aeronáutica Civil para el caso de Colombia, aunque revisa el contenido de dicho documentos solo declara que aprueba el contenido de Ingeniería. Por lo tanto pueden ser cumplidos a discreción del operador siempre y cuando cuente con las capacidades para realizar los trabajos descritos en estos documentos ya que, todo titular de un certificado de aeronavegabilidad es responsable de la ejecución de alteraciones de sus aeronaves, incluyendo estructuras, motores, hélices, accesorios, equipos de emergencia y partes de aquello de acuerdo a su Manual General de Mantenimiento como se establece en el RAC parte 4 capítulo 4.5.7.2.

5.4.2 Disposiciones generales:

Dentro de las reglas relativas para la ejecución de los trabajos tenemos:

- Se usan las técnicas y prácticas descritas en la documentación del fabricante según el Documento de Ingeniería (Ver ANEXO A).
- Se usarán las herramientas y equipos necesarios para asegurar la terminación del trabajo de acuerdo con las prácticas aceptadas en la industria.
- Se usarán materiales de calidad aeronáutica completamente trazables, de forma que se asegura que la aeronave se alteró adecuadamente.
- Se cuenta con el dato técnico aprobado del fabricante que en este caso en un Boletín de Servicio y adicionalmente se tienen los planos, herramientas y materiales.
- Personal Licenciado.

Estas disposiciones están abarcadas en la sección 2 del presente estudio. Con esto se da cumplimiento al RAC parte 4 sección 4.1.10.

Por otra parte en el estudio de factibilidad técnico se asegura que se cuenta con el personal competente, instalaciones y equipos adecuados para la ejecución correcta del mantenimiento, mantenimiento preventivo y alteración.

Respecto al personal técnico terrestre los trabajos serán realizados por un Técnico Especialista en Aviónica (TEEI), con habilitación en sistema eléctricos cuyas atribuciones son revisar y autorizar con su firma, trabajos de remoción, reparación, montaje, calibración, ajuste alteración y prueba de los sistemas, equipos electrónicos e instrumentos, reparaciones mayores, alteraciones y comprobación del funcionamiento de los componentes o instalación eléctrica de las aeronaves.

La liberación de aeronavegabilidad (release) correspondiente a estos trabajos deberá autorizarla con su firma un Inspector Técnico Autorizado - AIT. Dando así cumplimiento a lo establecido en el RAC Parte 2 numeral 2.4.3.8.4.

Luego de los trabajos realizados la aeronave deberá ser aprobada para su retorno al servicio por una persona autorizada y deberán hacerse las anotaciones en los registros de mantenimiento, libro de la aeronave como se especifica en el documento de ingeniería (Ver orden de Ingeniería ANEXO A). Se deberán llevar a cabo pruebas en tierra para garantizar la aptitud técnica de la aeronave y luego una prueba en vuelo para dar cumplimiento así al RAC parte 4 capítulo 4.2.4.4.

De acuerdo a lo establecido en el RAC parte 4 Apéndice A capítulo I, la implementación del BLS no se considera una alteración mayor a la estructura, ni a la planta motriz ni mucho menos a la hélice. El estudio está realizado en base a un dato técnico aprobado del fabricante y con las consideraciones previamente expuestas no existe ningún inconveniente para su implementación.

6. CONCLUSIONES

Ya finalizado el estudio de factibilidad técnico-económico se identificaron varios aspectos necesarios para la modificación del sistema Beta Lockout en aviones Dash8-300, llegando a las siguientes conclusiones;

- El sistema Beta lockout genera un mejor funcionamiento de la hélice ya que evita su embanderamiento durante la operación de vuelo en otras palabras evita que hélice pase de flight idle beta a operación ground Idle beta en fase vuelo crucero.
- Este tipo estudios permite identificar variables para minimizar los costos, dentro de las cuales encontramos el tiempo de adquisición de los materiales e implementación de la modificación, dicha indagación nos conlleva a la adquirir los kits pre-ensamblados, reduciendo tiempo en su fabricación, disminuyendo el tiempo de parada para la incorporación, identificación de Boletines de Servicio Incorporados.
- Para realizar esta modificación es fundamental tener en cuenta que otro tipo de Boletines de Servicio o Directivas de Aeronavegabilidad se requieren como pre-requisito, ya que esto minimiza los costos, tiempo de parada y da un estimado de cómo se encuentra la aeronave, al momento de realizar dicha incorporación.

GLOSARIO Y SIGLA DE TERMINOS

AD: Airworthiness Directives (Directiva de Aeronavegabilidad) Es un documento escrito, mandatorio emitido por ya sea por la autoridad correspondiente al país donde opero o por el país de fabricación estableciendo los procedimientos de darle cumplimiento y es aplicable solo a los productos de generan una condición de inseguridad.

BLS: Sistema de Beta Lockout.

ECU: Electronic Control Unit (Unidad de Control Electrónico).

EEC: Engine Electronic Control (Control Electrónico del Motor).

FAA: Federal Aviation Administration (Administración Federal de Aviación). Entidad encargada de regular el transporte aéreo en los Estados Unidos.

ICAO: International Civil Aviation Organization (Organización Internacional de Aviación Civil): es una dependencia de las Naciones Unidas creada en la Convención de Chicago, encargada de estudiar los problemas de la aviación civil internacional y genera los reglamentos y normas únicos para la aviación a nivel mundial.

MFU: Control Mechanical Fuel (Control Mecánico de Combustible).

Nh: Revolución del compresor de alta del motor.

Np: Revolución de la Hélice.

PCU: Propeller Control Unit (Unidad de Control de la hélice).

PLA: Power Level Angel (Angulo de Palancas de Potencia).

SB: Service Bulletin (Boletín de Servicio): documento emitido por el fabricante de la aeronave que propone cambio o inspección ya sea en los componentes como en la aeronave.

WOW: Weight on Wheels.

BIBLIOGRAFIA

- Bombardier. Boletín de Servicio 8-76-24G, 09 Octubre 2003.
- Bombardier. Boletín de Servicio 8-74-126A, 13 julio 1999.
- Bombardier. Boletín de Servicio 8-61-33B, 15 Enero 2002.
- Bombardier. Boletín de Servicio 8-61-34, 15 Enero 2002.
- Bombardier. Boletín de Servicio 8-76-15B, 24 Septiembre 2001.
- Bombardier. Boletín de Servicio 8-76-17A, 14 Mayo 1999.
- FAA. AD Notice of Proposed Rulemaking 2004-NM-68-AD. 09 Abril 2008.
- FAA. AD 2005-13-35.
- Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. 2008.
- Bombardier. Aircraft Maintenance Manual DHC8-300.
- Bombardier. Wiring Diagram Manual DHC8-300.
- Bombardier. Regional Aircraft Customer Services Wep page.



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
63 of 24

**ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR
873CH00011**



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY

ANEXO A

ENGINEERING ORDER 8-76-001

**ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA
LOCKOUT – CR 873CH00011**



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
64 of 24

**ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR
873CH00011**

Model: DHC8-301/311

Document N°: EO8-76-001

Revision: NC

Date: June 02, 2008

Prepared by: Jorge Serpa Muford

Date Prepared: June 02, 2008

Approved by: Marisol Cangrejo

Date Approved: June 14, 2008



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
65 of 24

**ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR
873CH00011**

REVISION RECORDS

REV.	DESCRIPTION	DATE	APPROVAL
NC	INITIAL RELEASE	June 02, 2008	June 14, 2008

LIST OF EFFECTIVE PAGES

REV	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC	NC
PG	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	

REV	NC	NC	NC	NC	NC	NC
PG	17	18	19	20	21	22



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
66 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

Table of Contents

SECTION	SUBSECTION	PAGE
	TITLE PAGE	1
	REVISION HISTORY	2
	LIST OF EFFECTIVITE PAGES	2
	TABLE OF CONTENTS	3
1.	INTRODUCTION	4
2.	EFFECTIVITY	4
3.	REFERENCES	4
4.	WEIGHT AND BALANCE	4
5.	ELECTRICAL LOAD DATA	4
6.	MATERIAL LIST	5
7.	WORK INSTRUCTIONS	5
8.	FUNCTIONAL TEST	66



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
67 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

1. Introduction

This Document provides instructions to install a new electrical circuit that are design to prevent the propellers from entering the ground beta range of operation during flight.

2. Effectivity

- Dash8-301, S/N 184 Register HK3951.
- Dash8-301, S/N 169 Register HK3952.
- Dash8-311, S/N 100 Register HK4030.
- Dash8-311, S/N 224 Register HK4107.

3. Referents

SB 8-76-24G, AMM DHC8-300

4. Weight & Balance

A/C Type and Model	Weight (lb)	Arm (Inches)	Moment (Inches x lb) x 0.001
DHC8-301	6.50	73.3	+0.48
DHC8-311	6.50	73.3	+0.48

5. Electrical Load Data

a. Direct Current Load.

Applicability	Amperes	Bus	Other information
BETA LTS (During test)	+0.16	28VDC Left Es	Start (for 20 seconds, 10 seconds per engine for both backup and lock-out portion of test)



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
68 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

Applicability	Amperes	Bus	Other information
Manual Mode Latch Relays	+0.12	Bat Bus	Climb, cruise, land.
Manual Mode Test Relays	+0.3	Bat Bus	Continuous
Manual Mode Test Control	+0.01	Bat Bus	Start (for 10 seconds, 5 second per engine).
Auto ignition Relays	+0.33	28VDC Right Main	Climb, Cruise for 60 seconds once activated.
Auto ignition test	+0.165	28VDC Right Main	Start (for 10 seconds, 5 second per engine).
GBER 2	+0.056	28VDC Right Ess	Load, start, taxi, land.

b. Alternating Current Load.

Not affected.

c. Type of Load Data Change.

Applicability	Type	Nominal	Maximum
GBER 1	Continuous	+0.056 Amps	+0.056 Amps
BETA LTS (During test)	Continuous	+0.16 Amps	+0.16 Amps
Manual Mode Latch Relays	Continuous	+0.12 Amps	+0.12 Amps
Manual Mode Test Relays	Continuous	+0.3 Amps	+0.3 Amps
Manual Mode Test Control	Start (for 10 seconds, 5 second per engine).	+0.01 Amps	+0.01 Amps



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
69 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

Applicability	Type	Nominal	Maximum
Auto ignition Relays	Continuous	+0.33 Amps	+0.33 Amps
Auto ignition test	Continuous	+0.165 Amps	+0.165 Amps
GBER 2	Continuous	+0.056 Amps	+0.056 Amps

6. Material list

Item N°	Qty	ADD/DEL/SALVAGE	Part Number	Description	Remarks
1	1	ADD	MS21919WDG8	Clamp	
2	2	ADD	MS21919WDG5	Clamp	
3	1	ADD	NAS43DD3-12FC	Spacer	
4	1	ADD	NAS1801-3-12	Screw	
5	1	ADD	NAS1801-3-10	Screw	
6	5	ADD	NAS1801-3-8	Screw	
7	10	ADD	NAS686A08	Nut Plate	
8	18	ADD	BO205016AD4-4	Rivet	
9	2	ADD	BO205018AD4-4	Rivet	
10	20	ADD	BO205018AD3-4	Rivet	
11	1	ADD	8Z5000-102	Bracket	
12	1	ADD	8Z5000-101	Bracket	
13	1	ADD	8Z6367-101	Bracket	
14	1	ADD	8Z5000-103	Panel	
15	2	ADD	RN60C1503F	Resistor	
16	2	ADD	MS27752-1	Guard Switch	
17	2	ADD	MS24525-23	Switch	
18	5 ft	ADD	MS21266-IN	Caterpillar	
19	2 ft	ADD	MS20995C20	Lock Wire	
20	1	ADD	MIL T7928/7-4	Lug Electrical	



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
70 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

Item N°	Qty	ADD/DEL/SALVAGE	Part Number	Description	Remarks
21	2	ADD	MS35206-242	Screw	
22	1	ADD	MS3320-1	Circuit Braker	
23	2	ADD	DSC182-2	Relay	
24	2	ADD	DSC182-3	Relay	
25	6	ADD	X-D4N	Relay	
26	50	ADD	MS3367-2-9	Tie wrap	
27	50	ADD	MS3367-1-9	Tie wrap	
28	3	ADD	MS25082-3	Nut	
29	6	ADD	MS21042-3	Nut	
30	6	ADD	AN935-10L	Lock washer	
31	20	ADD	AN960D10L	Washer	
32	1	ADD	NAS5903-10	Screw	
33	3	ADD	NAS5903-12	Screw	
34	2	ADD	10169N02R00	Indicator Prop RPM	
35	2	ADD	10169N03R00	Label	
36	1	ADD	8Z4100-107	Diode Silice	
37	1	ADD	8Z4100-105	Contact Pin	
38	1	ADD	8Z4100-103	Label	
39	1	ADD	8Z4100-101	Label	
40	1	ADD	CSP255-6141-J5	Label	
41	1	ADD	CSP255-6141-J4	Label	
42	1	ADD	CSP255-6141-J3	Label	
43	1	ADD	CSP255-6141-K10	Label	
44	1	ADD	CSP255-6141-K9	Label	
45	1	ADD	CSP255-6141-K8	Label	
46	1	ADD	CSP255-6141-K7	Label	
47	1	ADD	CSP255-6141-K6	Label	
48	1	ADD	CSP255-6141-K5	Label	
49	1	ADD	CSP255-6141-K4	Label	
50	1	ADD	CSP255-6141-K3	Label	



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
71 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

Item N°	Qty	ADD/DEL/SALVAGE	Part Number	Description	Remarks
51	1	ADD	CSP255-6141-K2	Label	
52	1	ADD	CSP255-6141-K1	Label	
53	1	ADD	CSP255-6141-GS1	Label	
54	1	ADD	CSP255-6141-GS2	Label	
55	1	ADD	CSP255-6141-GS3	Label	
56	1	ADD	8Z4100-29	Cable Assy	
57	1	ADD	8Z4100-025	Cable Assy	
58	1	ADD	8Z4100-021	Cable Assy	
59	1	ADD	8Z4100-019	Cable Assy	
60	1	ADD	8Z4100-015	Cable Assy	
61	1	ADD	8Z4100-013	Cable Assy	
62	1	ADD	8Z4100-011	Cable Assy	
63	1	ADD	8Z6362 sht 1	Retrofit DWG	Structural Provision
64	1	ADD	8Z4100 sht 12	Retrofit DWG	Installation
65	1	ADD	8Z4100 sht 11	Retrofit DWG	Installation
66	1	ADD	8Z4100 sht 10	Retrofit DWG	Installation
67	1	ADD	8Z4100 sht 9	Retrofit DWG	Installation
68	1	ADD	8Z4100 sht 8	Retrofit DWG	Installation
69	1	ADD	8Z4100 sht 7	Retrofit DWG	Installation
70	1	ADD	8Z4100 sht 6	Retrofit DWG	Installation
71	1	ADD	8Z4100 sht 5	Retrofit DWG	Installation
72	1	ADD	8Z4100 sht 4	Retrofit DWG	Installation
73	1	ADD	8Z4100 sht 3	Retrofit DWG	Installation
74	1	ADD	8Z4100 sht 2	Retrofit DWG	Installation
75	1	ADD	8Z4100 sht 1	Retrofit DWG	Installation
76	1	ADD	8Z6367	Retrofit DWG	Bracket Beta
77	1	ADD	8Z5000	Retrofit DWG	Relay Panel



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa	Checked by: M. Cangrejo	EO8-76-001	Rev: NC	Page 72 of 24
-----------------------	-------------------------	------------	------------	------------------

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

7. Work Instructions

7.0	Removal/Installation	MECH.	INSP.
7.1	<p>NOTE: READ ALL STEPS OF THIS EO MAKING SURE THAT YOU HAVE UNDERSTOOD EVERY STEP OF THE WORK TO BE PERFORMED. IF YOU FIND ANY DISCREPANCY OR IF ANY STEP IS NOT CLEAR CONSULT THE ENGINEERING DEPARTMENT.</p> <p>Verify if the P/N's showed in Section 6 of the EO are available in stockroom. If the answer is yes follow with the step 7.2; if not, please advice to Control and Planning Production Department to re-program this work.</p> <p>Remove all electrical power from the aircraft busses. Obey all relevant WARNINGS and CAUTIONS detailed in Aircraft Maintenance Manual Chapters 12 and 24.</p>		
7.2	Open the access panels 121AL, 121BL, 122BR, 122AR, 212BR and 212AL on the front fuse left and right hand side (Refer to AMM Chapter 6).		
7.3	Remove the ceiling and side panels immediately aft of the forward bulkhead and covers from the relay panels (as required).		
7.4	Gain access to the pilot's side console. Rework the pilots side console to install new relay panel 8Z5000-103 to agree with all of the notes and detail views depicted on drawing 8Z5000. When mounting the brackets to the floor, remove all paint and primers from the floor and the bracket surface to ensure good electrical bonding. In addition when installing the panel to the brackets, remove all paint and primer between the contact surfaces to ensure good electrical bonding. Treat bared metal using alodine 1200, 1200S or 1201.		
7.5	Refer to drawing 8Z4100 sheet 4 detail VIEW ON ARROW C. and install relays, related hardware and apply labels on		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
73 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	<p>side support P/N 8Z5000-103 as follows:</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>RELAY PART NUMBER</th> <th>QTY</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>DSC182-2</td> <td style="text-align: center;">2</td> </tr> <tr> <td>DSC182-3</td> <td style="text-align: center;">2</td> </tr> <tr> <td>X-D4N</td> <td>6 (for kits - 001 and -003) 7 (for kits - 009 and 005)</td> </tr> </tbody> </table>	RELAY PART NUMBER	QTY	DSC182-2	2	DSC182-3	2	X-D4N	6 (for kits - 001 and -003) 7 (for kits - 009 and 005)												
RELAY PART NUMBER	QTY																				
DSC182-2	2																				
DSC182-3	2																				
X-D4N	6 (for kits - 001 and -003) 7 (for kits - 009 and 005)																				
7.6	<p>Dampen a clean white cloth with solvent. Wipe clean the surface of the relay panel P/N 8Z5000-103. Apply the labels that follow on the relay panel in the positions depicted:</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>LABEL PART NUMBER</th> <th>LABEL PART NUMBER</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>CSP255-6141-K4</td> <td>CSP255-6141-J3</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-K9</td> <td>CSP255-6141-K1</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-K3</td> <td>CSP255-6141-K2</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-K8</td> <td>CSP255-6141-K5</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-GS1</td> <td>CSP255-6141-K6</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-GS2</td> <td>CSP255-6141-K7</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-GS3</td> <td>CSP255-6141-K10</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-J5</td> <td></td> </tr> </tbody> </table>	LABEL PART NUMBER	LABEL PART NUMBER	CSP255-6141-K4	CSP255-6141-J3	CSP255-6141-K9	CSP255-6141-K1	CSP255-6141-K3	CSP255-6141-K2	CSP255-6141-K8	CSP255-6141-K5	CSP255-6141-GS1	CSP255-6141-K6	CSP255-6141-GS2	CSP255-6141-K7	CSP255-6141-GS3	CSP255-6141-K10	CSP255-6141-J5			
LABEL PART NUMBER	LABEL PART NUMBER																				
CSP255-6141-K4	CSP255-6141-J3																				
CSP255-6141-K9	CSP255-6141-K1																				
CSP255-6141-K3	CSP255-6141-K2																				
CSP255-6141-K8	CSP255-6141-K5																				
CSP255-6141-GS1	CSP255-6141-K6																				
CSP255-6141-GS2	CSP255-6141-K7																				
CSP255-6141-GS3	CSP255-6141-K10																				
CSP255-6141-J5																					
7.7	Refer to drawing 8Z636. Make a bracket P/N 8Z6367-101 to agree with the detail views and Notes given on the drawing.																				
7.8	Refer to drawing 8Z6362 sheet 1 DETAIL B and D.																				
7.8.1	Gain access to the strut P/N 85310235 located under the flight deck floor at X136.8 100/200 series or X63.8 300 series.																				
7.8.2	Align the new bracket P/N 8Z6367-101 in position against the strut P/N 85310235 as depicted, use the tooling holes as a guide (ref. DETAIL D).																				
7.8.3	Match mark the pilot holes thru the bracket onto the strut. Using the match marks as a guide carefully make new pilot holes thru the strut using a drill. Debur the holes as required.																				



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
74 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

7.8.4	Temporarily attach the new bracket P/N 8Z6367-101 to the strut P/N 85310235 using a few gripping pins. Open the pilot holes thru the bracket and strut using a #30 drill.														
7.8.5	Remove the gripping pins. Debur the holes then treat bared metal using alodine 1200, 1200S or 1201 and prime using epoxy chromate primer.														
7.8.6	Attach the new bracket P/N 8Z6367-101 to the strut P/N 85310235 using rivets P/N BO205016AD4-4 (qty 8).														
7.9	Refer to drawing 8Z4100 sht 3. Gain access to the bracket P/N 8Z6367-101 (ref. VIEW ON ARROW B).														
7.9.1	Install the two switches P/N MS24525-23 thru the holes in the bracket and secure using supplied hardware (ref. Detail View L-L).														
7.9.2	Attach a switch guard P/N MS27752-1 to each switch. Does not wire lock the guards at this time.														
7.9.3	<p>Dampen a clean white cloth with solvent. Wipe clean the surface of the bracket P/N 8Z6367-101. Apply the labels (qty. 5) that follow on the bracket in the positions depicted (ref. VIEW ON ARROW B).</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th style="text-align: left;">LABEL PART NUMBER</th> <th style="text-align: left;">DESCRIPTION</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>8Z4100-105</td> <td>1 DISABLED 2</td> </tr> <tr> <td>8Z4100-103</td> <td>1 NORMAL 2</td> </tr> <tr> <td>8Z4100-101</td> <td>BETA LOCKOUT SYSTEM</td> </tr> <tr> <td>CSP255-6141-J4</td> <td>6141-J4</td> </tr> <tr> <td>81141530-101</td> <td>WARNING Label</td> </tr> </tbody> </table>	LABEL PART NUMBER	DESCRIPTION	8Z4100-105	1 DISABLED 2	8Z4100-103	1 NORMAL 2	8Z4100-101	BETA LOCKOUT SYSTEM	CSP255-6141-J4	6141-J4	81141530-101	WARNING Label		
LABEL PART NUMBER	DESCRIPTION														
8Z4100-105	1 DISABLED 2														
8Z4100-103	1 NORMAL 2														
8Z4100-101	BETA LOCKOUT SYSTEM														
CSP255-6141-J4	6141-J4														
81141530-101	WARNING Label														
7.10	Refer to 8Z4100 sheet 5 VIEW ON ARROW F and install replacement panel P/N 83910344-001 or 83910343-001 on pilots side console as follows:														
7.10.1	Detach the existing access panel from the pilots side console.														
7.10.2	Remove all of the components from the existing panel and transfer to the new panel P/N 83910344-001. Route the old panel to stores for salvage consideration.														
7.10.3	Install new panel P/N 83910344-001.														
7.11	Refer to 8Z4100 sheet 5 VIEW ON ARROW D and detach														



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
75 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	the circuit breaker cover from the contactor box.																						
7.11.1	Remove a blanking cap from the detached panel from the location depicted then install circuit breaker P/N MS3320-1 (qty 1) using supplied hardware.																						
7.11.2	Dampen a clean white cloth with solvent. Wipe clean the surface adjacent the new circuit breaker. Apply the label P/N 8Z4100-107 beside the circuit breaker in the position depicted.																						
7.11.3	Temporarily re-install the circuit breaker cover.																						
7.12	Refer to drawings 8Z4100 sheet 2, sheet 6 thru 12 and 8Z5527 sheet 2.																						
7.12.1	Refer to the locator views depicted on the drawing 8Z4100 sheet 2 and 8Z5527 sheet 2. Review the routing of the new C/As. Loosely route each new C/A (depending on aircraft model) with existing C/As to agree with detail views depicted on the engineering drawings.																						
7.12.2	Assemble the connectors, back shells, pins, splices, ident. sleeves, lugs, relay and all other related hardware (depending on aircraft model) called up on the related drawing to each new cable assembly.																						
7.12.3	Connect each cable assembly to agree with the schematic views and rework instructions that appear on the drawings that follow:																						
<table border="1"> <thead> <tr> <th><i>DRAWING</i></th> <th><i>CABLE ASSEMBLY</i></th> <th><i>APPLICABILITY</i></th> <th><i>COMMENT</i></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>8ZA100 sht 7 [See Note 1]</td> <td>8Z4100-013 8Z4100-015 8Z4100-019 8Z4100-021 8Z4100-031</td> <td>100/200/300</td> <td></td> </tr> <tr> <td>8ZA100 sht 11</td> <td>Part of C/A-013 Part of C/A-031</td> <td>100/200/300</td> <td>DETAILS C,D,G,H,L, M,N,P</td> </tr> <tr> <td>8ZA100 sht 8</td> <td>8Z4100-011</td> <td>100/200/300</td> <td></td> </tr> <tr> <td>8ZA100 sht 10</td> <td>8Z4100-029 part of C/A-029</td> <td>300</td> <td>DETAIL J DETAIL K</td> </tr> </tbody> </table>				<i>DRAWING</i>	<i>CABLE ASSEMBLY</i>	<i>APPLICABILITY</i>	<i>COMMENT</i>	8ZA100 sht 7 [See Note 1]	8Z4100-013 8Z4100-015 8Z4100-019 8Z4100-021 8Z4100-031	100/200/300		8ZA100 sht 11	Part of C/A-013 Part of C/A-031	100/200/300	DETAILS C,D,G,H,L, M,N,P	8ZA100 sht 8	8Z4100-011	100/200/300		8ZA100 sht 10	8Z4100-029 part of C/A-029	300	DETAIL J DETAIL K
<i>DRAWING</i>	<i>CABLE ASSEMBLY</i>	<i>APPLICABILITY</i>	<i>COMMENT</i>																				
8ZA100 sht 7 [See Note 1]	8Z4100-013 8Z4100-015 8Z4100-019 8Z4100-021 8Z4100-031	100/200/300																					
8ZA100 sht 11	Part of C/A-013 Part of C/A-031	100/200/300	DETAILS C,D,G,H,L, M,N,P																				
8ZA100 sht 8	8Z4100-011	100/200/300																					
8ZA100 sht 10	8Z4100-029 part of C/A-029	300	DETAIL J DETAIL K																				



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
76 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

7.12.4	Tape and stow wires refer to drawing 8Z4100 sht 12 Detail B.		
7.12.5	Make sure all connections are secure and lock wired (as required).		
7.12.6	Secure new cable assemblies to existing cable assemblies using tie wraps P/N MS3367-2-9 or MS3367-1-9 where additional support is required.		
7.12.7	If a wire harness or assembly is routed through a lightening hole and/or near a sharp edge of a bracket or flange, cover the edge of the hole or edge of flange with a strip of caterpillar grommet P/N MS21266-IN.		
7.13	Determine the part number of each PROP RPM indicator as follows: Refer to drawing 8Z4100 sht 4 VIEW ON ARROW E. Carefully remove each PROP RPM indicator from the engine instrument panel. Determine the P/N of each indicator.		
7.13.1	If the existing part number is 10169N02R00 (Modsum 8Q310000) or part number 10169N03R00 (Modsum 8Q310001) re-install the indicators.		
7.13.2	If the part number is not 10169N02R00 or 10169N03R00 incorporate Service Bulletin 8-61-34 or 8-61-33 to upgrade the indicators to the required status.		

8. Functional Test

8.0	Functional Test Procedure of the BLS	MECH.	INSP.
8.1	<p>Weight on Wheels Disable Logic Input Check. Do a circuit continuity and diode polarity check as follows (refer to 8Z4100 sheet 7).</p> <ul style="list-style-type: none"> - Remove the PSEU box. - Set Multimeter to the diode setting. - Connect the negative lead to PSEU (WOW) output pin A28 on connector 3261-P1. Connect the positive lead to pilots side panel connector 9811-P51 pin (m). Multimeter should indicate continuity. - Reverse the positive and negative leads. The Multimeter should indicate no continuity. 		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
77 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	<ul style="list-style-type: none"> - Connect the negative lead to PSEU (WOW) output pin A28 on connector 3261-P1. Connect the positive lead to pilots side panel connector 9811-P51 pin (r). Multimeter should indicate continuity. - Reverse the positive and negative leads. The Multimeter should indicate no continuity. - Install the PSEU and re-connect affected connectors. 																	
<p>8.2</p>	<p>Beta System Wiring Installation Check. Do wire continuity checks between disconnects of new wires then connect all system connectors except the following:</p> <ul style="list-style-type: none"> - 6141-P3 and 6141-P5 to the pilots side console relay bracket. - 3442-P1-2 to Rad Alt 1. 																	
<p>8.2.1</p>	<p>Open the circuit breakers that follow:</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>NAME</th> <th>CB PANEL</th> <th>LOCATION</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>PROP BETA LTS</td> <td>L ESSENTIAL</td> <td>G3</td> </tr> <tr> <td>ENG 2 NP IND</td> <td>R ESSENTIAL</td> <td>H5</td> </tr> <tr> <td>ENG 1 NP IND</td> <td>L ESSENTIAL</td> <td>H5</td> </tr> <tr> <td>PROP ALT FEATHER</td> <td>R MAIN</td> <td>Q4</td> </tr> </tbody> </table>	NAME	CB PANEL	LOCATION	PROP BETA LTS	L ESSENTIAL	G3	ENG 2 NP IND	R ESSENTIAL	H5	ENG 1 NP IND	L ESSENTIAL	H5	PROP ALT FEATHER	R MAIN	Q4		
NAME	CB PANEL	LOCATION																
PROP BETA LTS	L ESSENTIAL	G3																
ENG 2 NP IND	R ESSENTIAL	H5																
ENG 1 NP IND	L ESSENTIAL	H5																
PROP ALT FEATHER	R MAIN	Q4																
<p>8.2.3</p>	<p>Check that 28V dc is present between 6141-P5 pin 1 and aircraft ground.</p>																	
<p>8.2.4</p>	<p>Open the BETA LOCKOUT MAN MODE circuit breaker on the dc contactor box. Check that 28V dc is removed from 6141-P5 pin 1.</p>																	
<p>8.2.5</p>	<p>Apply external dc power to the aircraft. Close ENG 1 NP IND circuit breaker. Check that 28V dc is present between 6141-P3 pin 12 and aircraft ground.</p>																	
<p>8.2.6</p>	<p>Open ENG 1 NP IND circuit breaker. Check that 28V dc is removed from 6141-P3 pin 12.</p>																	
<p>8.2.7</p>	<p>Close ENG 2 NP IND circuit breaker. Check that 28V dc is present between 6141-P3 pin 28 and aircraft ground.</p>																	
<p>8.2.8</p>	<p>Open ENG 2 NP IND circuit breaker. Check that 28V dc is removed from 6141-P3 pin 28.</p>																	



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
78 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

8.2.9	<p>Set the #1 and #2 power lever at the MAX REV position. Close the PROP ALT FEATHER circuit breaker and check that 28V dc is present between the following:</p> <ul style="list-style-type: none"> - 6141-P3 pin 6 and aircraft ground - 6141-P3 pin 8 and aircraft ground - 6141-P3 pin 22 and aircraft ground - 6141-P3 pin 24 and aircraft ground. 		
8.2.10	<p>Set the #1 power lever at the FLT IDLE position and check for the conditions that follow:</p> <ul style="list-style-type: none"> - 28V dc between 6141-P3 pin 6 and aircraft ground. - Open circuit at 6141-P3 pin 8 (28V dc removed) - 28V dc between 6141-P3 pin 22 and aircraft ground. - 28V dc between 6141-P3 pin 24 and aircraft ground. 		
8.2.11	<p>Set the #1 power lever at MAX REV and the #2 power lever at the FLT IDLE position. Check for the conditions that follow:</p> <ul style="list-style-type: none"> - 28V dc between 6141-P3 pin 6 and aircraft ground. - 28V dc between 6141-P3 pin 8 and aircraft ground. - 28V dc between 6141-P3 pin 22 and aircraft ground. - Open circuit at 6141-P3 pin 24 and aircraft ground. 		
8.2.12	<p>Set the #2 power lever at the MAX REV position.</p>		
8.2.13	<p>Measure the resistance between the pilots side console disconnect 6141-P3 pin 13 and 3442-P1-1 pin R for 85 +/- 5 ohms.</p>		
8.2.14	<p>Measure the resistance between the pilots side console disconnect 6141-P3 pin 29 and 3442-P1-1 pin R for 85 +/- 5 ohms.</p>		
8.2.15	<p>Re-connect 6141-P3, 6141-P5 and 3442-P1-2. Close the circuit breakers that follow:</p>		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
79 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>NAME</th> <th>CB PANEL</th> <th>LOCATION</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>PROP BETA LTS</td> <td>L ESSENTIAL</td> <td>G3</td> </tr> <tr> <td>ENG 2 NP IND</td> <td>R ESSENTIAL</td> <td>H5</td> </tr> <tr> <td>ENG 1 NP IND</td> <td>L ESSENTIAL</td> <td>H5</td> </tr> <tr> <td>PROP ALT FEATHER</td> <td>R MAIN</td> <td>Q4</td> </tr> </tbody> </table>	NAME	CB PANEL	LOCATION	PROP BETA LTS	L ESSENTIAL	G3	ENG 2 NP IND	R ESSENTIAL	H5	ENG 1 NP IND	L ESSENTIAL	H5	PROP ALT FEATHER	R MAIN	Q4		
NAME	CB PANEL	LOCATION																
PROP BETA LTS	L ESSENTIAL	G3																
ENG 2 NP IND	R ESSENTIAL	H5																
ENG 1 NP IND	L ESSENTIAL	H5																
PROP ALT FEATHER	R MAIN	Q4																
8.2.16	Set the #1 power lever to a position below FLT IDLE. Press and hold the test switch on the #1 PROP RPM indicator and select and hold the BETA TEST #1 switch to BACKUP (on pilots side console panel). Check that 28V dc is present between 6141-E3 pin B and aircraft ground.																	
8.2.17	Release the BETA TEST 1 switch and the #1 PROP RPM indicator test switch. Set the #1 power lever at the FL IDLE position. Check that 28V dc is removed from 6141-E3 pin B and aircraft ground.																	
8.2.18	Set the #2 power lever to a position below FLT IDLE. Press and hold the test switch on the #2 PROP RPM indicator and select and hold the BETA TEST #2 switch to BACKUP (on pilots side console panel). Check that 28V dc is present between 6141-E4 pin B and aircraft ground.																	
8.2.19	Release the BETA TEST 2 switch and the #2 PROP RPM test switch. Set the #2 power lever at the FLT IDLE position. Check that 28V dc is removed from 6141---E4 pin B and aircraft ground.																	
8.3	Automatic Ignition - Operational Checks: Make sure that the ENG IGN 1 and 2 circuit breakers on the left and right essential bus are closed.																	
8.3.1	Make sure that the #1 and #2 power levers are set at the FLT IDLE position. Select and hold the BETA TEST 1 switch at the BACKUP position.																	
8.3.2	Move the #1 power lever to a position below FLT IDLE and listen for operation of the ignitors (engine #1).																	
8.3.3	Advance the #1 power lever to FLT IDLE then release the BETA TEST 1 switch. Listen and make sure that operation of																	



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
80 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	the ignitors (engine #1) stops.		
8.3.4	Set the BETA LOCKOUT SYSTEM 1 switch (new switch under the floor) to the DISABLE position.		
8.3.5	Select and hold the BETA TEST 1 switch at the BACKUP position and listen to make sure that the engine #1 ignitors do not operate.		
8.3.6	Set the BETA LOCKOUT SYSTEM 1 switch to the NORMAL position. Set the #1 power lever to the FLT IDLE position.		
8.3.7	Repeat the step 8.3.1 thru 8.3.6 for engine #2.		
8.4	<p>Simulate air mode by installing targets on all main gear and nose gear WOW sensors. In addition make sure that the following conditions are met:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Park Brake is set to ON. - Main gear ground lock pins are installed and the nose gear down lock is engaged. - Wheels are chocked. - Anti-Skid switch is set to OFF. - Install a placard on the landing gear selector handle "DO NOT MOVE LANDING GEAR SELECTOR". 		
8.5	Press and hold RAD ALT #1 bite test switch (to simulate altitude >100 feet).		
8.6	Move the #1 power lever to a position below FLT IDLE and listen for operation of the ignitors (engine #1).		
8.7	Move the #1 power lever to FLT IDLE (while continuing to hold the RAD ALT #1 bite test switch). Listen for the condition that follows: Engine #1 ignitors continue to operate for approximately 60 seconds.		
8.8	Release the RAD ALT #1 bite test switch.		
8.9	Repeat the step 8.30 thru 8.33 for engine #2.		
8.12	NOTE: When the circuit breakers (LDG GEAR CONT IND) were opened a fault was generated by the PSEU.		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
81 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	Reset the BETA LOCKOUT MAN MODE circuit breaker on the dc contactor box to release the Manual Mode Latch.		
8.13	Beta Lockout System - Overspeed Protection Operational Test: Make sure that the BETA LOCKOUT SYSTEM switches (on the strut lower front fuselage L.H) are set at the NORMAL position.		
8.13.1	Make sure that the #1 power lever is set at the FLT IDLE position.		
8.13.2	Press and hold the PRESS TO TEST switch on the #1 PROP RPM indicator and hold the BETA BACKUP TEST #1 switch to LOCKOUT (on pilots side console panel). Observe that the BETA LIGHT 1 is not illuminated.		
8.13.3	Release the PRESS TO TEST switch on the #1 PROP RPM indicator and the BETA TEST #1 switch.		
8.13.4	Set the #1 power lever below the FLT IDLE position and observe that the #1 PROPELLER GROUND RANGE light is not illuminated.		
8.13.5	Press and hold the PRESS TO TEST switch on the #1 PROP RPM indicator and hold the BETA TEST #1 switch to LOCKOUT (on pilots side console panel). Observe that the #1 PROPELLER GROUND RANGE is illuminated.		
8.13.6	Release the PRESS TO TEST switch on the #1 PROP RPM indicator and the BETA TEST #1 switch. Observe that the #1 PROPELLER GROUND RANGE light is not illuminated.		
8.13.7	Set the #1 power lever at the FLT IDLE position.		
8.13.8	Repeat steps 8.13.1 thru 8.13.7 to test the #2 engine beta system.		
8.14.1	Push and hold the Red Alt test switch.		
8.14.2	Make sure that the Engine Manual Lights on the caution		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
82 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	panel do not come on.		
8.14.3	Release the Red Alt test switch.		
8.14.4	With the Power levers still in the DISKING position pull WOW 1 and WOW 2 circuit breakers (4 CBs).		
8.14.5	Make sure that the Engine Manual Lights do not come on.		
8.14.6	Push and hold the Red Alt test switch.		
8.14.7	Make sure the Engine Manual lights 1 and 2 come on and the propeller ground light cycles on and off.		
8.14.8	Set the power levers at or above Flight Idle.		
8.14.9	Release the Red Alt test switch.		
8.14.10	Reset the WOW 1 and WOW 2 circuit breakers.		
8.14.11	Cycle the Beta Lockout Man circuit breaker on the DC contactor box to reset the Engine Manual light.		
8.14.12	Make sure that the Engine Manual lights 1 and 2 are extinguished.		
8.14.13	Shut down the #1 engine.		
8.15	<p>Beta Backup System Operational Checks - Beta Lockout System Disabled.</p> <p>WARNING: DO NOT APPROACH THE BETA LOCKOUT SYSTEM SWITCH WHILE THE #1 ENGINE IS RUNNING. ACCIDENTAL CONTACT WITH THE TURNING PROPELLER CAN OCCUR.</p> <p>Set the BETA LOCKOUT SYSTEM switches (on the strut lower front fuselage L.H) to the DISABLED position.</p>		
8.15.1	Start the #1 and #2 engines (refer to AMM chapter 71).		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
83 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

8.15.2	Set the #1 power lever below the FLT IDLE position. Observe that the #1 PROPELLER GROUND RANGE light is illuminated and the propellers remain in the ground range.		
8.15.3	On the pilots side console panel hold the #1 BETA BACKUP TEST switch to the BACKUP position. Observe the #1 propeller cycles in and out of the ground range and the #1 PROPELLER GROUND RANGE light cycles on and off as the propeller cycles.		
8.15.4	Release the #1 BETA BACKUP TEST switch then advance the #1 power lever to the FLT IDLE position.		
8.15.5	Repeat steps 8.15.2 thru 8.15.4 to test the #2 engine beta system.		
8.15.6	Shut down the #1 engine.		
8.16	<p>Beta Lockout System - Beta Backup Functional Checks.</p> <p>WARNING: DO NOT APPROACH THE BETA LOCKOUT SYSTEM SWITCH WHILE THE #1 ENGINE IS RUNNING. ACCIDENTAL CONTACT WITH THE TURNING PROPELLER CAN OCCUR.</p> <p>Set the BETA LOCKOUT SYSTEM switch (on the strut lower front fuselage L.H) to the NORMAL position.</p>		
8.16.1	Start the #1 engine. Set the #1 power lever below the FLT IDLE position. Observe that the #1 PROPELLER GROUND RANGE light is illuminated and the propellers remain in the ground range. Advance the #1 power lever to FLT IDLE.		
8.16.3	Advance the #1 power lever to the FLT IDLE position then release the #1 BETA BACKUP TEST switch.		
8.16.4	Repeat steps 8.16. Thru 8.16.3 to test the #2 engine beta system.		
8.16.5	Simulate air mode by installing targets on all main gear and		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
84 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	nose gear WOW sensors.		
8.16.6	Repeat steps 8.16.1 thru 8.16.3		
8.16.7	Press and hold the RAD ALT #1 bite test switch (to simulate 100 ft.).		
8.16.8	Set the #1 power lever below the FLT IDLE position. Observe that the #1 PROPELLER cycles in and out of ground range and that the #1 PROPELLER GROUND RANGE light cycles on and off as the propeller cycles. Also observe that the MASTER CAUTION and ENG 1 MANUAL caution light illuminates.		
8.16.9	Set the #1 power lever at the FLT IDLE position.		
8.16.10	Repeat steps 8.16.7 thru 8.16.9 for the #2 engine.		
8.16.11	Release the RAD ALT bite test switch.		
8.16.12	Set the aircraft in ground mode (weight on wheels).		
8.16.13	Press the reset button on the PSEU.		
8.16.14	Cycle the circuit breaker labeled BETA LOCKOUT MAN MODE REV (in the DC contactor box) to disable the manual mode latch and observe that the ENG MANUAL caution lights go off.		
8.16.15	Accomplish the task that follows (refer to AMM Chapter 71): Electronic control reversion check (ECU manual mode).		
8.16.16	Shutdown the engines.		
8.16.17	Accomplish the tasks that follow (refer to AMM): - Take-off Warning Horn (refer to chapter 31-51-00). - Operational check of the ignition system (refer chapter 71).		
8.16.18	Do the procedures that follow to check for correct operation of the switches re-installed in the pilots side panel: Operational test of the CIRCUIT BREAKER PNL LTG and		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
85 of 24

ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR 873CH00011

	<p>PILOTS FLT PNL dimmer switch (refer to 33-10-00)</p> <p>Check operation of the nose wheel STEERING switch (refer to applicable instructions given in 32-50-00 Adjustment/Test procedure).</p> <p>Operational test of the STALL WARNING system switch (refer to applicable instructions given in 27-33-00 Adjustment/Test procedure).</p> <p>Operational test of the #1 and #2 ADC switch (refer to chapter 34).</p> <p>Operational test of the STDBY ELEVATOR TRIM switch (refer to 27-36-11).</p>		
9.0	Close out		
9.1	Secure the guards on the new BETA LOCKOUT SYSTEM switches (attached to bracket 8Z6367 located under the flight deck floor) using lockwire MS20995.		
9.2	Re-install the cover panels 82510031, 85311456, 85311464 and angle 85310858 (ref. 8Z6362 view LH LKG OUTBD).		
9.3	Make sure that all access panels that were removed or opened to do the task are now re-installed.		
9.4	Remove all tools and equipment from the aircraft.		
9.5	On incorporation of this CR, add the weight and balance data shown in Section 4 of this Engineering Order to the Weight and Balance Manual. Under 'Description of Change' enter CR 873CH00011 incorporated."		
9.6	On incorporation of CR 873CH00011 make an entry that conforms to local regulatory requirements in the applicable logbook(s). If only part of this CR is completed, use only this service bulletin number as reference and detail exact limit of work completed. Enter the CR number only after complete and functional incorporation of all work defined in this service bulletin is embodied.		



SAN BUENAVENTURA UNIVERSITY AVIONICS SPECIALIZATION

Prepared by: J. Serpa

Checked by: M. Cangrejo

EO8-76-001

Rev:
NC

Page
86 of 24

**ENGINE CONTROL – RETROFIT/REWORK – BETA LOCKOUT – CR
873CH00011**

SUMMARY OF ACCOMPLISHMENT

The above procedures were performed as specified with out any discrepancy.

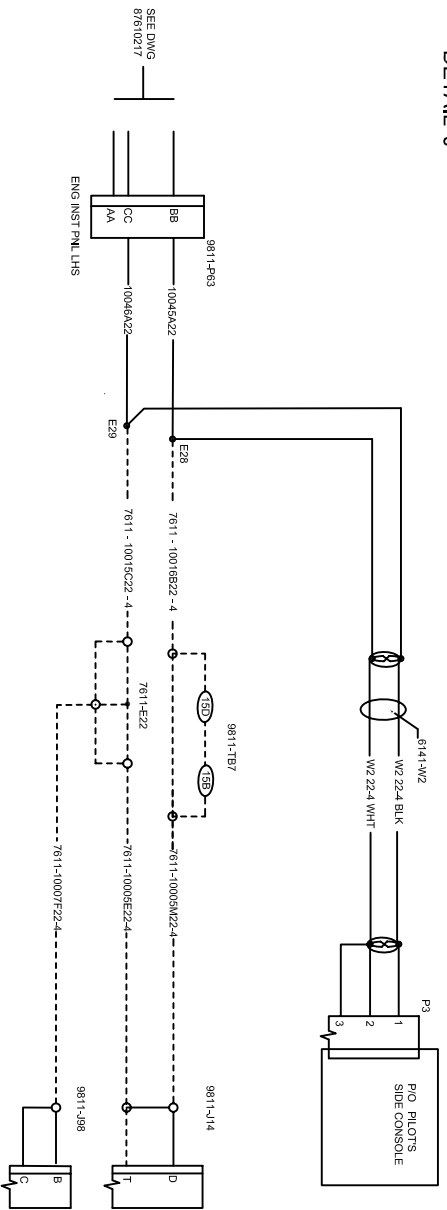
Aircraft Serial Number: _____ Aircraft Registration: _____

Technician: _____ Date: _____
(Name & Signature)

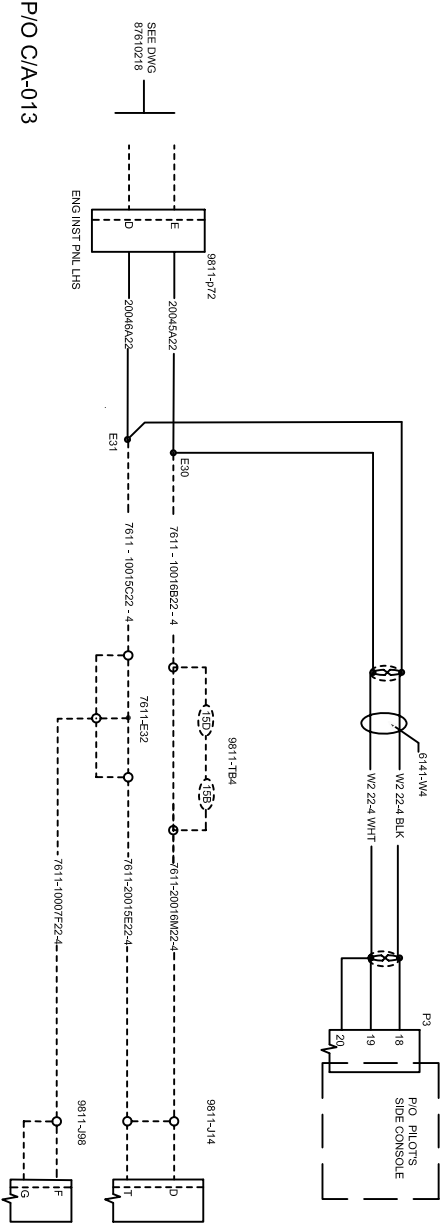
Inspector: _____ Date: _____
(Name & Signature)

Station: _____

DETAIL 'J'



DETAIL 'K'



P/O C/A-013

SEE DWG
87610218

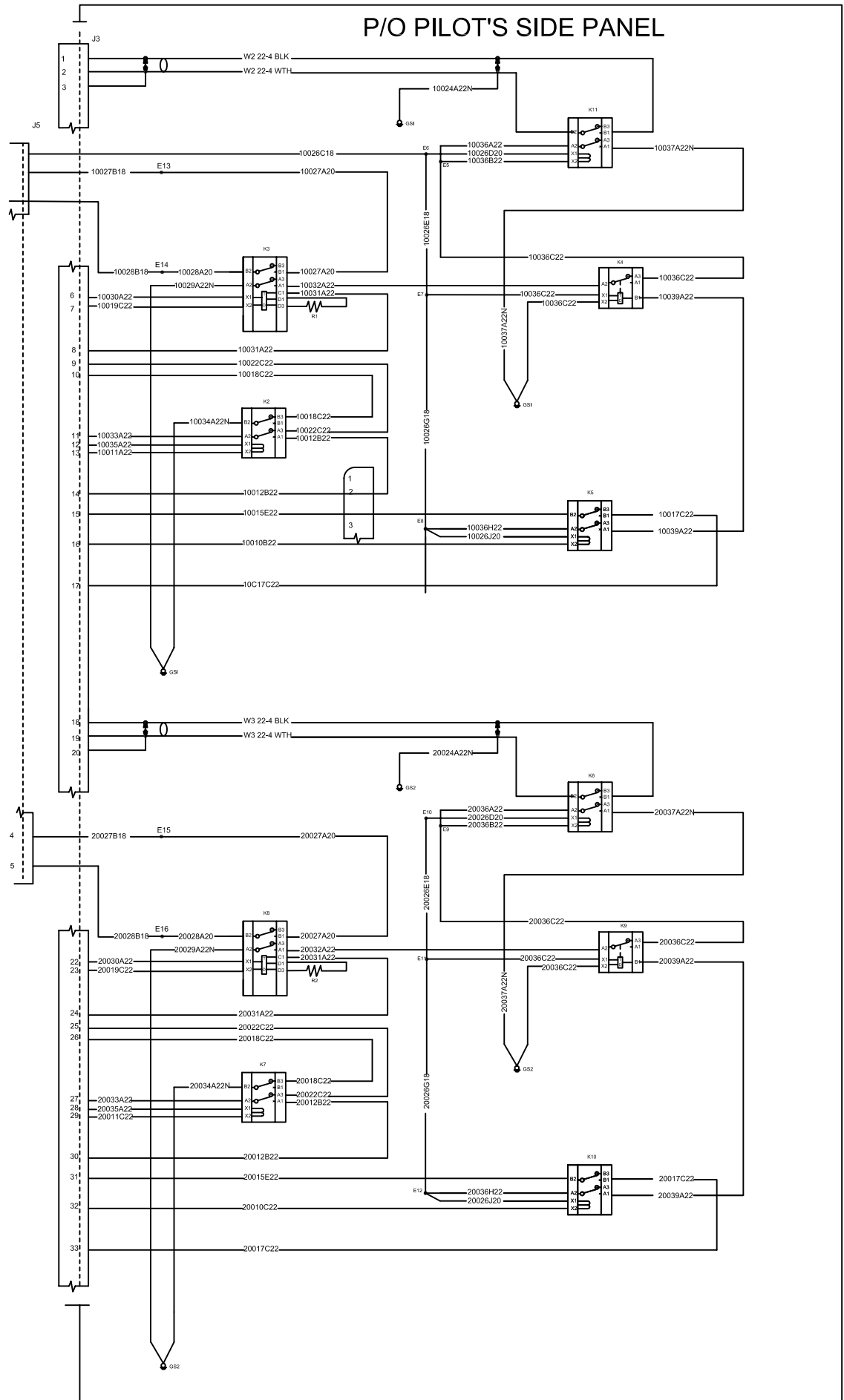
ENG INST PNL LHS

SYSTEM BETA LOCKOUT

FUENTE DE HAVILLAND INC

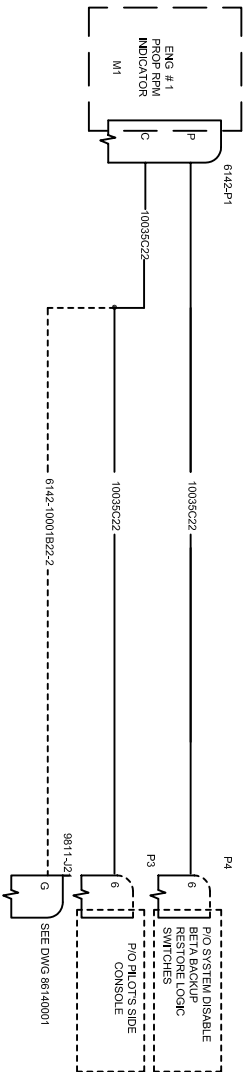
SHEET 7

P/O PILOT'S SIDE PANEL



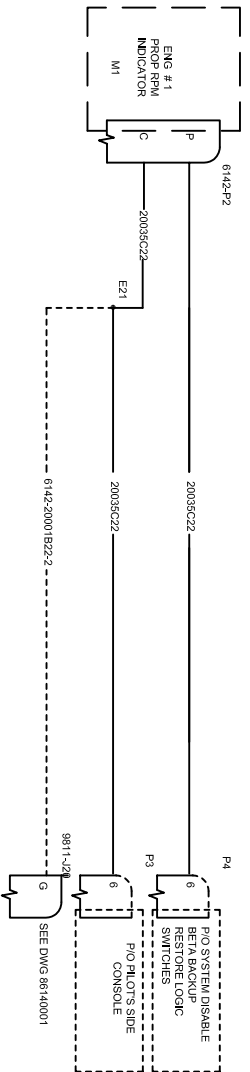
SYSTEM BETA LOCKOUT
 FUENTE DE HAVILLAND INC
 SHEET 7

DETAIL 'C'



P/O C/A-013

DETAIL 'D'



P/O C/A-013

SYSTEM BETA LOCKOUT

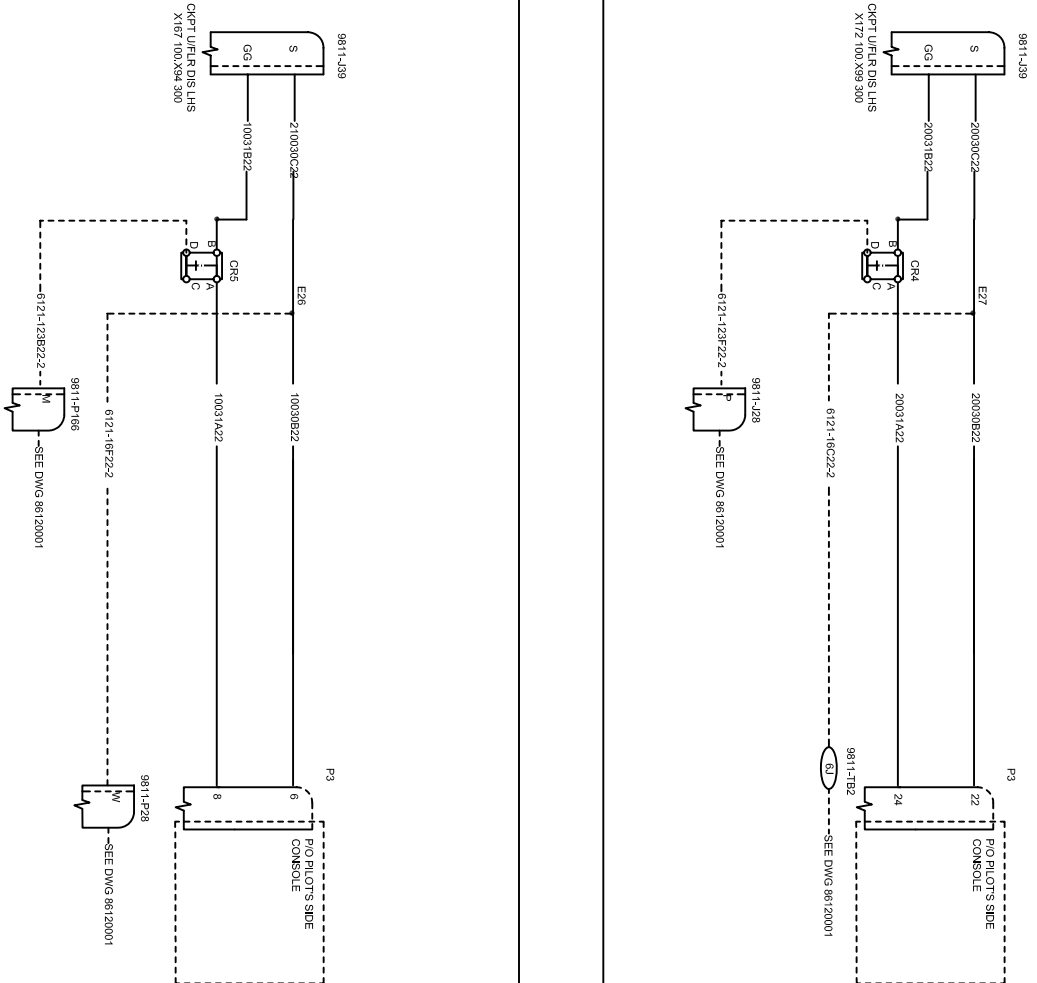
FUENTE DE HAVILLAND INC

SHEET 7

DETAIL 'G'

P/O C/A-013

P/O C/A-013

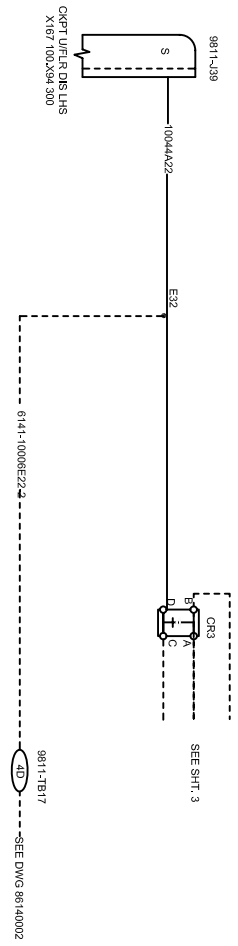


DETAIL 'H'

SYSTEM BETA LOCKOUT
 FUENTE DE HAVILLAND INC
 SHEET 7

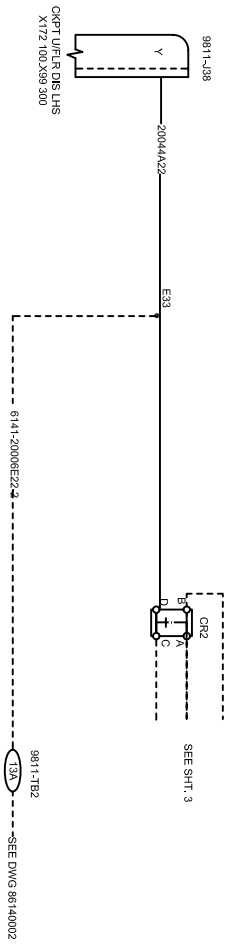
DETAIL 'L'

P/O C/A-013



DETAIL 'M'

P/O C/A-013

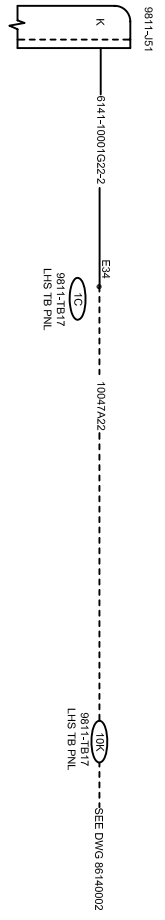


SYSTEM BETA LOCKOUT

FUENTE DE HAVILLAND INC

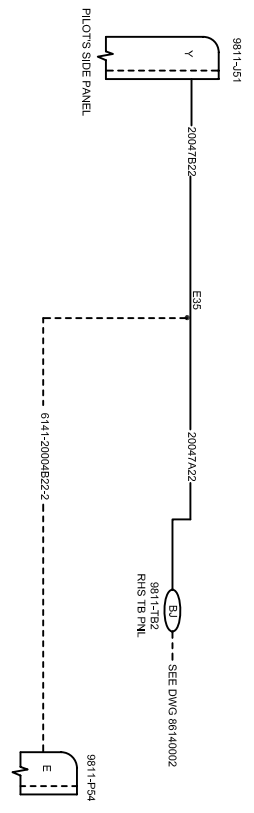
SHEET 7

DETAIL 'N'



P/O C/A-013

DETAIL 'P'



P/O C/A-013

SYSTEM BETA LOCKOUT

FUENTE DE HAVILLAND INC

SHEET 7

ANEXO B

RGL Home

AD Notice of Proposed Rulemaking

Federal Register Information

[Federal Register: March 30, 2005 (Volume 70, Number 60)]

[Page 16164-16167]

Header Information

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION

Federal Aviation Administration

14 CFR Part 39

[Docket No. FAA-2005-20730; Directorate Identifier **2004-NM-68-AD**]

RIN 2120-AA64

Airworthiness Directives; Bombardier Model DHC-8-101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 Airplanes

Preamble Information

AGENCY: Federal Aviation Administration (FAA), Department of Transportation (DOT).

ACTION: Notice of proposed rulemaking (NPRM).

SUMMARY: The FAA proposes to supersede an existing airworthiness directive (AD) that applies to all Bombardier Model DHC-8-101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 airplanes. The existing AD currently requires installation of a placard on the instrument panel of the cockpit to advise the flightcrew that positioning of the power levers below the flight idle stop during flight is prohibited. Additionally, the existing AD requires eventual installation of an FAA-approved system that would prevent such positioning of the power levers during flight. Installation of that system terminates the requirement for installation of a placard. This proposed AD would require operators who have incorporated a certain Bombardier service bulletin to perform repetitive operational checks of the beta lockout system and to revise the Airworthiness Limitations document. This proposed AD is prompted by in-service issues reported by operators who incorporated Bombardier Service Bulletin 8-76-24 as an alternative method of compliance to the existing AD. We are proposing this AD to prevent the inadvertent activation of ground beta mode during flight, which could lead to engine overspeed, engine damage or failure, and consequent reduced controllability of the airplane.

DATES: We must receive comments on this proposed AD by April 29, 2005.

ADDRESSES: Use one of the following addresses to submit comments on this proposed AD.

DOT Docket Web Site: Go to <http://dms.dot.gov> and follow the instructions for sending your comments electronically.

Government-wide Rulemaking Web Site: Go to <http://www.regulations.gov> and follow the instructions for sending your comments electronically.

Mail: Docket Management Facility; U.S. Department of Transportation, 400 Seventh Street SW., Nassif Building, room PL-401, Washington, DC 20590.

Fax: (202) 493-2251.

Hand Delivery: Room PL-401 on the plaza level of the Nassif Building, 400 Seventh Street SW., Washington, DC, between 9 a.m. and 5 p.m., Monday through Friday, except Federal holidays.

For service information identified in this proposed AD, contact Bombardier, Inc., Bombardier Regional Aircraft Division, 123 Garratt Boulevard, Downsview, Ontario M3K 1Y5, Canada.

You can examine the contents of this AD docket on the Internet at <http://dms.dot.gov>, or at the Docket Management Facility, U.S. Department of Transportation, 400 Seventh Street SW., room PL-401, on the plaza level of the Nassif Building, Washington, DC. This docket number is FAA-2005-20730; the directorate identifier for this docket is **2004-NM-68-AD**.

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT: Richard Fiesel, Aerospace Engineer, Airframe and Propulsion Branch, ANE-171, Federal Aviation Administration, New York Aircraft Certification Office, 1600 Stewart Avenue, Suite 410, Westbury, New York 11590; telephone (516) 228-7304; fax (516) 794-5531.

Comments Invited We invite you to submit any relevant written data, views, or arguments regarding this proposed AD. Send your comments to an address listed under ADDRESSES. Include "Docket No. FAA-2005-20730; Directive is Identifier **2004-NM-68-AD**" at the beginning of your comments. We specifically invite comments on the overall regulatory, economic, environmental, and energy aspects of the proposed AD. We will consider all comments received by the closing date and may amend the proposed AD in light of those comments.

We will post all comments we receive, without change, to <http://dms.dot.gov> including any personal information you provide. We will also post a report summarizing each substantive verbal contact with FAA personnel concerning this proposed AD. Using the search function of our docket Web site, anyone can find and read the comments in any of our dockets, including the name of the individual who sent the comment (or signed the comment on behalf of an association, business, labor union, etc.). You can review the DOT's complete Privacy Act Statement in the Federal Register published on April 11, 2000 (65 FR 19477-78), or you can visit <http://dms.dot.gov>.

Examining the Docket You can examine the AD docket on the Internet at <http://dms.dot.gov> or in person at the Docket Management Facility office between 9 a.m. and 5 p.m., Monday through Friday, except Federal holidays. The Docket Management Facility office (telephone (800) 647-5227) is located on the plaza level of the Nassif Building at the DOT street address stated in the ADDRESSES section. Comments will be available in the AD docket shortly after the DMS receives them.

Discussion On January 20, 2000, we issued AD 2000-02-13, amendment 39-11531 (65 FR 4095, January 26, 2000), for all Bombardier Model DHC-8-101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 airplanes. That AD requires installation of a placard on the instrument panel of the cockpit to advise the flightcrew that positioning of the power levers below the flight idle stop during flight is prohibited. Additionally, that AD requires eventual installation of a system that will prevent such positioning of the power levers during flight. Installation of that system terminates the requirement for installation of a placard. That AD was prompted by reports of operation of the airplane with the power levers positioned below the flight idle stop during flight. The actions specified by that AD are intended to prevent such positioning of the power levers below the flight idle stop during flight, which could cause engine over speed, possible engine damage or failure, and consequent reduced controllability of the airplane.

Actions Since Existing AD Was Issued Since we issued AD 2000-02-13, Bombardier has reevaluated Service Bulletin 8-76-24, which was provided as part of the alternative method of compliance (AMOC) to AD 2000-02-13. As a result of this reevaluation, Bombardier issued an Airworthiness Limitation (AWL), outlined in Bombardier Q100/200/300 All Operator Message 759, dated February 9, 2004, that applies to Bombardier Model DHC-8-101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 airplanes with a beta lockout system installed. The new AWL introduces de Havilland, Inc., Dash 8 Maintenance Task Card 6120-10, dated November 21, 2003 (for series 100, 200, and 300 airplanes).

Relevant Service Information Bombardier has issued temporary revisions (TRs) to the applicable Bombardier DHC-8 Program Support Manual (PSM), as listed in the following TR table. The TRs specify that de Havilland, Inc., Dash 8 Maintenance Task Card 6120/10, operational check of beta lockout ground logic,

dated November 21, 2003, be done at repetitive intervals not to exceed 500 flight hours for series 100, 200, and 300 airplanes, as listed in the following Task Card table.

Table--TRs

DHC-8 Model	TR Number	Date	PSM
-101, -102, -103, and -106 airplanes	AWL-86	March 17, 2003	1-8-7
-201 and -202 airplanes	AWL 2-26	March 17, 2003	1-82-7
-301, -311, and -315 airplanes	AWL 3-93	March 17, 2003	1-83-7

Table--Task Cards

DHC-8 Model	de Havilland, Inc., Task Card	Date
-101, -102, -103, and 106 airplanes	Dash 8 Series 100 Maintenance Task Card 6120/10	November 21, 2003.
-201 and -202 airplanes	Dash 8 Series 200 Maintenance Task Card 6120/10	November 21, 2003.
-301, -311, and -315 airplanes	Dash 8 Series 300 Maintenance Task Card 6120/10	November 21, 2003.

FAA's Determination and Requirements of the Proposed AD These airplane models are manufactured in Canada and are type certificated for operation in the United States under the provisions of Sec. 21.29 of the Federal Aviation Regulations (14 CFR 21.29) and the applicable bilateral airworthiness agreement. We have reviewed all available information and determined that AD action is necessary for airplanes of this type design that are certificated for operation in the United States.

Therefore, we are proposing this AD, which would supersede AD 2000-02-13, to continue to require installation of a placard on the instrument panel of the cockpit to advise the flightcrew that positioning of the power levers below the flight idle stop during flight is prohibited. Additionally, this proposed AD continues to require eventual installation of an FAA-approved system that would prevent such positioning of the power levers during flight. This proposed AD would also require operators to perform initial and repetitive operational checks of the beta lockout system and to revise the Airworthiness Limitations document.

Explanation of Action Taken by the FAA The manufacturer has revised the Airworthiness Limitations document to include new operational checks of the beta lockout system. The TCCA has not issued a corresponding airworthiness directive, although accomplishment of the operational checks contained in the document described previously may be considered mandatory for operators of these aircraft in Canada.

This proposed AD, however, would require revising the applicable Airworthiness Limitations document to require the operational checks. To require compliance with those actions, we must issue an airworthiness directive.

Change to Existing AD This proposed AD would retain all requirements of AD 2000-02-13 and add additional requirements. Since AD 2000-02-13 was issued, the AD format has been revised, and certain paragraphs have been rearranged. As a result, the corresponding paragraph identifiers have changed in this proposed AD, as listed in the following table:

Revised Paragraph Identifiers

Requirement in AD 2000-02-13	Corresponding requirement in this proposed AD
Paragraph (a)	Paragraph (f)
Paragraph (b)	Paragraph (g)
Paragraph (c)	Paragraph (h)

We have also revised the applicability of the existing AD to identify model designations as published in the most recent type certificate data sheet for the affected models.

Costs of Compliance This proposed AD would affect about 185 Bombardier Model DHC-8-101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 airplanes of U.S. registry. The installation of a placard that is required by AD 2000-02-13, and retained in this proposed AD, requires about 1 work hour per airplane, at an average labor rate of \$65 per work hour. No parts are required. Based on these figures, the cost impact of the placard installation on U.S. operators is estimated to be \$12,025, or \$65 per airplane.

The installation of the preventative system that is required by AD 2000-02-13, and retained in this proposed AD, requires about 123 work hours per airplane, at an average labor rate of \$65 per work hour. We estimate that required parts would cost approximately \$12,000 per airplane. Based on these figures, the cost impact of the installation of the preventative system on U.S. operators is estimated to be \$3,699,075, or \$19,995 per airplane.

The proposed operational check of the beta lockout system would take about 1 work hour per airplane, per check cycle, at an average labor rate of \$65 per work hour. No parts are required. Based on these figures, the estimated cost of the new operational check specified in this proposed AD for U.S. operators is \$12,025, or \$65 per airplane, per check cycle.

The proposed revision of the Airworthiness Limitations document would take about 1 work hour per airplane, at an average labor rate \$65 per work hour. Based on these figures, the estimated cost of the revision specified in the proposed AD for U.S. operators is \$12,025, or \$65 per airplane.

Authority for This Rulemaking Title 49 of the United States Code specifies the FAA's authority to issue rules on aviation safety. Subtitle I, section 106, describes the authority of the FAA Administrator. Subtitle VII, Aviation Programs, describes in more detail the scope of the Agency's authority.

We are issuing this rulemaking under the authority described in subtitle VII, part A, subpart III, section 44701, "General requirements." Under that section, Congress charges the FAA with promoting safe flight of civil aircraft in air commerce by prescribing regulations for practices, methods, and procedures the Administrator finds necessary for safety in air commerce. This regulation is within the scope of that authority because it addresses an unsafe condition that is likely to exist or develop on products identified in this rulemaking action.

Regulatory Findings

We have determined that this proposed AD would not have federalism implications under Executive Order 13132. This proposed AD would not have a substantial direct effect on the States, on the relationship between the national Government and the States, or on the distribution of power and responsibilities among the various levels of government. For the reasons discussed above, I certify that the proposed regulation:

1. Is not a "significant regulatory action" under Executive Order 12866.
2. Is not a "significant rule" under the DOT Regulatory Policies and Procedures (44 FR 11034, February 26, 1979); and will not have a significant economic impact, positive or negative, on a substantial number of small entities under the criteria of the Regulatory Flexibility

We prepared a regulatory evaluation of the estimated costs to comply with this proposed AD. See the ADDRESSES section for a location to examine the regulatory evaluation.

List of Subjects in 14 CFR Part 39 Air transportation, Aircraft, Aviation safety, Safety.

REGULATORY INFORMATION

The Proposed Amendment

Accordingly, under the authority delegated to me by the Administrator, the FAA proposes to amend 14 CFR part 39 as follows:

PART 39--AIRWORTHINESS DIRECTIVES

1. The authority citation for part 39 continues to read as follows:

Authority: 49 U.S.C. 106(g), 40113, 44701.

Sec. 39.13 [Amended]

2. The FAA amends Sec. 39.13 by removing amendment 39-11531 (65 FR 4095, January 26, 2000) and adding the following new airworthiness directive (AD):

Bombardier Inc. (Formerly de Havilland, Inc.): Docket No. FAA-2005- 20730; Directorate Identifier **2004-NM-68-AD**.

(a) **Comments Due Date:** The Federal Aviation Administration must receive comments on this AD action by April 29, 2005.

(b) **Affected Ads:** This AD supersedes AD 2000-02-13, amendment 39-11531 (65 FR 4095, January 26, 2000).

Applicability: (c) This AD applies to all Bombardier Model DHC- 8-101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 airplanes; certificated in any category.

Note 1: This AD requires revisions to certain operator maintenance documents to include new inspections. Compliance with these inspections is required by 14 CFR 91.403(c). For airplanes that have been previously modified, altered or repaired in the areas addressed by these inspections, the operator may not be able to accomplish the inspections described in the revision. In this situation, to comply with 14 CFR 91.403 (c), the operator must request approval for an alternative method of compliance in accordance with paragraph (l)(1) of this AD.

The request should include a description of changes to the required inspections that will ensure the continued damage tolerance of the affected structure. The FAA has provided guidance for this determination in Advisory Circular (AC) 25- 1529.

(d) **Unsafe Condition:** This AD was prompted by in-service issues reported by operators who incorporated a certain Bombardier service bulletin as an alternative method of compliance to AD 2000-02-13. We are issuing this AD to prevent the inadvertent activation of ground beta mode during flight, which could lead to engine over speed, engine damage or failure, and consequent reduced controllability of the airplane.

(e) You are responsible for having the actions required by this AD performed within the compliance times specified, unless the actions have already been done.

Requirements of AD 2000-02-13

(f) **Installation of Placard:** Within 30 days after March 1, 2000 (the effective date of AD 2000-02-13), install a placard in a prominent location on the instrument panel of the cockpit that states: "Positioning of the power levers below the flight idle stop during flight is prohibited. Such positioning may lead to loss of airplane control, or may result in an engine over speed condition and consequent loss of engine power."

Installation of System Preventing Excessive Lowering of Power Levers in Flight

(g) Within 2 years after March 1, 2000, install a system that would prevent positioning the power levers below the flight idle stop during flight, in accordance with a method approved by the Manager, New York Aircraft Certification Office (ACO), FAA. Following accomplishment of that installation, the placard required by paragraph (f) of this AD may be removed.

(h) In the event that the system required by paragraph (g) of this AD malfunctions, or if the use of an override (if installed) is necessary, the airplane may be operated for three days to a location where required maintenance/repair can be performed, provided the system required by paragraph (g) of this AD has been properly deactivated and placarded for flightcrew awareness, in accordance with the FAA-approved Master Minimum Equipment List (MMEL).

New Requirements

(i) **Operational Checks of the Beta Lockout System** For airplanes that have been modified in accordance with Bombardier Service Bulletin 8-76-24: Within 50 flight hours after the effective date of this AD, perform an operational check of the beta lockout system in accordance with the applicable de Havilland, Inc., Dash 8 task card listed in Table 1 of this AD. Thereafter repeat the operational check at intervals specified in the applicable de Havilland, Inc.,

temporary revision (TR) listed in Table 2 of this AD.

Table 1.--Task Cards

DHC-8 Model	de Havilland, Inc., task card	Date
-101, -102, -103, and -106 airplanes	Dash 8 Series 100 Maintenance Task Card 6120/10	November 21, 2003.
-201 and -202 airplanes	Dash 8 Series 200 Maintenance Task Card 6120/10	November 21, 2003.
-301, -311, and -315 airplanes	Dash 8 Series 300 Maintenance Task Card 6120/10	November 21, 2003.

Revision of Airworthiness Limitations (AWL) Section

(j) Within 30 days after the effective date of this AD, revise the AWL section of the applicable Instructions for Continued Airworthiness by incorporating the contents of the applicable de Havilland, Inc., TR listed in Table 2 of this AD into the AWL section of the applicable Bombardier DHC-8 Maintenance Program Support Manual (PSM).

Table 2.--TRs

DHC-8 Model	de Havilland, Inc., TR	Dated	For PSM
-101, -102, -103, and -106 airplanes	AWL-86	March 17, 2003	1-8-7
-201 and -202 airplanes	AWL 2-26.	March 17, 2003	1-82-7
-301, -311, and -315 airplanes	AWL 3-93	March 17, 2003	1-83-7

(k) When the information in the applicable de Havilland, Inc., TR identified in Table 2 of this AD has been included in the general revisions of the applicable PSM identified in Table 2 of this AD, the general revisions may be inserted in the PSM, and the applicable TR may be removed from the AWL section of the Instruction for Continued Airworthiness.

ALTERNATIVE METHODS OF COMPLIANCE (AMOCS)

(l)(1) The Manager, New York ACO has the authority to approve AMOCs for this AD, if requested in accordance with the procedures found in 14 CFR 39.19. (2) AMOCS approved previously in accordance with AD 2000-02-13 are acceptable for the corresponding requirements of this AD.

Related Information

(m) None.

Footer Information

Issued in Renton, Washington, on March 17, 2005.
Jeffery E. Duven,
Acting Manager, Transport Airplane Directorate,
Aircraft Certification Service.
[FR Doc. 05-6241 Filed 3-29-05; 8:45 am]
BILLING CODE 4910-13-P

Comments

Not Applicable

[FAA.gov Home](#) | [Privacy Policy](#) | [Web Policies & Notices](#) | [Contact Us](#) | [Help](#)
Readers & Viewers: [PDF Reader](#) | [MS Word Viewer](#) | [MS PowerPoint Viewer](#) | [MS Excel Viewer](#) | [WinZip](#)

ANEXO C

[Federal Register: August 22, 2005 (Volume 70, Number 161)]
[Rules and Regulations]
[Page 48854-48857]
From the Federal Register Online via GPO Access [wais.access.gpo.gov]
[DOCID:fr22au05-9]

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION

Federal Aviation Administration

14 CFR Part 39

[Docket No. FAA-2005-20730; Directorate Identifier 2004-NM-68-AD;
Amendment 39-14172; AD 2005-13-35]

RIN 2120-AA64

Airworthiness Directives; Bombardier Model DHC-8-100, DHC-8-200, and DHC-8-300 Series Airplanes

AGENCY: Federal Aviation Administration (FAA), Department of Transportation (DOT).

ACTION: Final rule.

SUMMARY: The FAA is superseding an existing airworthiness directive (AD), which applies to all Bombardier Model DHC-8-100, DHC-8-200, and DHC-8-300 series airplanes. That AD currently requires installation of a placard on the instrument panel of the cockpit to advise the flightcrew that positioning of the power levers below the flight idle stop during flight is prohibited. Additionally, the existing AD requires eventual installation of an FAA-approved system that would prevent such positioning of the power levers during flight. Installation of that system terminates the requirement for installation of a placard. This new AD requires operators who have incorporated a certain Bombardier service bulletin to perform repetitive operational checks of the beta lockout system and to revise the Airworthiness Limitations document. This AD is prompted by in-service issues reported by operators who incorporated Bombardier Service Bulletin 8-76-24 as an alternative method of compliance to the existing AD. We are issuing this AD to prevent the inadvertent activation of ground beta mode during flight, which could lead to engine overspeed, engine damage or failure, and consequent reduced controllability of the airplane.

DATES: This AD becomes effective September 26, 2005. The incorporation by reference of certain publications listed in the AD is approved by the Director of the Federal Register as of September 26, 2005.

ADDRESSES: For service information identified in this AD, contact Bombardier, Inc., Bombardier Regional Aircraft Division, 123 Garratt Boulevard, Downsview, Ontario M3K 1Y5, Canada. *Docket:* The AD docket contains the proposed AD, comments, and any final disposition. You can examine the AD docket on the Internet at <http://dms.dot.gov>, or in person at the Docket Management Facility office between 9 a.m. and 5 p.m., Monday through Friday, except Federal holidays. The Docket Management Facility office (telephone (800) 647-5227) is located on the plaza level of the Nassif Building at the U.S. Department of Transportation, 400 Seventh Street SW., roomPL-401, Washington, DC. This docket number is FAA-2005-20730; the directorate identifier for this docket is 2004-NM-68-AD.

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT: Richard Fiesel, Aerospace Engineer, Airframe and Propulsion Branch, ANE-171, Federal Aviation Administration, New York Aircraft Certification Office, 1600 Stewart Avenue, Suite 410, Westbury, New York 11590; telephone (516) 228-7304; fax (516) 794-5531.

SUPPLEMENTARY INFORMATION: The FAA proposed to amend part 39 of the Federal Aviation Regulations (14 CFR part 39) with an AD to supersede AD 2000-02-13, amendment 39-11531 (65 FR 4095, January 26, 2000). The existing AD applies to all Bombardier Model DHC-8- 101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 airplanes. The proposed AD was published in the Federal Register on March 30, 2005 (70 FR 16164), to continue to require installation of a placard on the instrument panel of the cockpit and eventual installation of an FAA-approved system to prevent positioning of the power levers below the flight idle stop. The proposed AD would also require operators who have incorporated a certain Bombardier service bulletin to perform repetitive operational checks of the beta lockout system and to revise the Airworthiness Limitations document.

Comments

We provided the public the opportunity to participate in the development of this AD. We have considered the comment that has been submitted on the proposed AD. The commenter supports the proposed AD.

Explanation of Change to Applicability

We have revised the applicability of the proposed AD to identify model designations as published in the most recent type certificate data sheet for the affected models.

Conclusion

We have carefully reviewed the available data, including the comment that has been submitted, and determined that air safety and the public interest require adopting the AD with the change described previously. We have determined that this change will neither increase the economic burden on any operator nor increase the scope of the AD.

Costs of Compliance

This AD affects about 185 Bombardier Model DHC-8-101, -102, -103, -106, -201, -202, -301, -311, and -315 airplanes of U.S. registry.

The installation of a placard that is required by AD 2000-02-13, and retained in this AD, requires about 1 work hour per airplane, at an average labor rate of \$65 per work hour. No parts are required.

Based on these figures, the cost impact of the placard installation on U.S. operators is estimated to be \$12,025, or \$65 per airplane.

The installation of the preventative system that is required by AD 2000-02-13, and retained in this AD, requires about 123 work hours per airplane, at an average labor rate of \$65 per work hour. We estimate that required parts will cost approximately \$12,000 per airplane. Based on these figures, the cost impact of the installation of the preventative system on U.S. operators is estimated to be \$3,699,075, or \$19,995 per airplane.

The operational check of the beta lockout system will take about 1 work hour per airplane, per check cycle, at an average labor rate of \$65 per work hour. No parts are required. Based on these figures, the estimated cost of the new operational check specified in this AD for U.S. operators is \$12,025, or \$65 per airplane, per check cycle.

The revision of the Airworthiness Limitations document would take about 1 work hour per airplane, at an average labor rate of \$65 per work hour. Based on these figures, the estimated cost of the revision specified in the AD for U.S. operators is \$12,025, or \$65 per airplane.

Authority for This Rulemaking

Title 49 of the United States Code specifies the FAA's authority to issue rules on aviation safety. Subtitle I, Section 106, describes the authority of the FAA Administrator. Subtitle VII, Aviation Programs, describes in more detail the scope of the Agency's authority.

We are issuing this rulemaking under the authority described in Subtitle VII, Part A, Subpart III, Section 44701, "General requirements." Under that section, Congress charges the FAA with promoting safe flight of civil aircraft in air commerce by prescribing regulations for practices, methods, and procedures the Administrator finds necessary for safety in air commerce. This regulation is within the scope of that authority because it addresses an unsafe condition that is likely to exist or develop on products identified in this rulemaking action.

Regulatory Findings

We have determined that this AD will not have federalism implications under Executive Order 13132. This AD will not have a substantial direct effect on the States, on the relationship between the National Government and the States, or on the distribution of power and responsibilities among the various levels of government.

For the reasons discussed above, I certify that this AD:

(1) Is not a "significant regulatory action" under Executive Order 12866;

(2) Is not a "significant rule" under DOT Regulatory Policies and Procedures (44 FR 11034, February 26, 1979); and will not have a significant economic impact, positive or negative, on a substantial number of small entities under the criteria of the Regulatory Flexibility Act. We prepared a regulatory evaluation of the estimated costs to comply with this AD. See the ADDRESSES section for a location to examine the regulatory evaluation.

List of Subjects in 14 CFR Part 39

Air transportation, Aircraft, Aviation safety, Incorporation by reference, Safety.

Adoption of the Amendment

Accordingly, under the authority delegated to me by the Administrator, the FAA amends 14 CFR part 39 as follows:

PART 39—AIRWORTHINESS DIRECTIVES

1. The authority citation for part 39 continues to read as follows:

Authority: 49 U.S.C. 106(g), 40113, 44701.

§ 39.13 [Amended]

2. The FAA amends § 39.13 by removing amendment 39-11531 (65 FR 4095, January 26, 2000) and by adding the following new airworthiness directive (AD):

ANEXO D

El transporte aéreo hoy en día sea convertido en una red global de conexiones entre destinos, de tras de este mundo de la avión se encuentra una cadena de personas que hacen parte de un negocio; los dueños de las aeronaves que rentan sus maquinas bajo ciertas garantías para que puedan ser usadas por los diversos operadores los cuales focalizan su responsabilidad y conciencia en la Seguridad Aérea con el compromiso de garantizar que sus aeronaves están en condiciones navegables, generando mayor seguridad a los usuarios.

La incorporación de este sistema lleva un análisis de costos en el cual se plasmó la dimensión de la inversión en este caso; tiempo de la aeronave en tierra, horas hombre, el Kit de la modificación, además de las herramientas necesarias para dicho trabajo. Es fundamental identificar los beneficios: definiéndolos como el compromiso moral a la hora de prestar un servicio que puede generar la incorporación de un sistema.

Los beneficios están enfocados en el compromiso con los usuarios y responsabilidad a la hora de prestar un servicio. No solo en la aviación si no a nivel general cuando se realiza un trabajo, investigación, mejora o modificación, ¿Cual es nuestra responsabilidad?, ¿Estamos comprometidos con la aviación?, Este tipo de cuestionamientos tal vez lo realizamos a diario, realmente nuestro compromiso es con la vida humana que se nos entrega a diario, nos dan la confianza por que creen en nosotros y en la calidad de nuestro trabajo.

La mejora o incorporación de un sistema permite mayor confiabilidad no solo en la operación de la aeronave y calidad del mantenimiento, si no en la confianza a los usuarios para seguir volando en las aeronaves, esto nos permite realizar una reflexión y ser conscientes que el dinero tiene el valor que se le da pero el de la vida de los usuarios es incalculable. Al mismo tiempo se debe ver la otra cara de la moneda el operador, que busca mejorar las aeronaves que muchos de ellos tienen en renta amparados bajo un contrato y cláusulas que en ocasiones los limita a la hora de realizar mejoras, asumiendo posiciones a la hora de negociar la devolución de las aeronaves.

Para nuestro trabajo es fundamental tener en cuenta y mentalizado la importancia de Programa de Prevención de accidentes que se encuentre encaminado a controlar los riesgos existentes y que pueden llevar a ocasionar un accidente, los cuales identificamos como:

- Operación de vuelo.
 - Calidad del mantenimiento.
 - Informes de Riesgos Operacionales.
 - Factores Humanos
 - Plan de acción ante incidentes
 - Mejoras encaminadas a evitar dichas condiciones
-

Finalmente la seguridad aérea es nuestro compromiso, no solo como profesionales, sino también con la sociedad, somos privilegiados de estar a cargo de aeronaves que transportan un centenar de personas desconocidas pero siempre tengamos en mente que pueden ser nuestras familias.

“Aprenda que los errores que otros no viven para contar son los que usted puede evitar”

