MANUAL DE AERONAUTICA CIVIL N° 18

Mantención, Reparación, y Alteración de Aeronaves, Motores, Hélices e Instrumentos Certificados

DEPARTAMENTO DE COMERCIO
ADMINISTRACION DE AERONAUTICA CIVIL
WASHINGTON, D.C., E E. U U.

MAYO de 1953

DEPARTAMENTO DE COMERCIO

ADMINISTRACION DE AERONAUTICA CIVIL

MANUAL DE AERONAUTICA CIVIL NO. 18

MANTENCION, REPARACION Y ALTERACION DE AERONAVES, MOTORES, HELICES E INSTRUMENTOS CERTIFICADOS

Mayo de 1953

TABLA DE MATERIAS

GENERALIDADES

	Página
Definiciones	1
Motor de aeronave	1
Hélice	1
Instrumentos	1
Fabricante	1

MANTENCION, REPARACIONES Y ALTERACIONES

Mantención de rutina	1
MANTENCION DE RUTINA (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.5)	1
Servicio de la aeronave	1
Servicio del motor y su instalación	1
Servicio de las hélices	2
Reemplazo de piezas pequeñas	2
Reparaciones	2
Reparaciones menores	2
Reparaciones mayores	2
REPARACIONES MENORES DE AERONAVES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(a))	2
Miembros no estructurales	2
Tanques (depósitos)	3
Costillas, bordes de ataque y fuga y bordes de extremos de los planos	3
Cables de control	3
Revestimiento de la tela	3
Revestimiento estructural metálico y de madera contraplacada	3
Reemplazo de componentes y unidades completas	3
REPARACIONES MENORES EN EL MOTOR (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(a))	4
Reacondicionamiento parcial	4
Reacondicionamiento total	4
REPARACIONES MENORES DE HELICES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(a))	4
Reemplazo de instrumentos desmontables	4
REPARACIONES MAYORES DE LA AERONAVE (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(b))	4
Costillas y bordes de ataque	5
Tanques de combustible	5
Revestimiento de tela	5
Revestimiento estructural de madera contraplacada o metálico	5
Reparaciones de miembros estructurales sometidos a esfuerzos intensos	5
REPARACIONES MAYORES EN LOS MOTORES DE AVIACION (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(b))	5
Reacondicionamiento	6
Reparaciones especiales	6

Página

REPARACIONES MAYORES EN LAS HELICES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(b)) 6
Reparaciones de hélices metálicas o de madera, núcleos de hélice y reguladores de hélice 6
Reparaciones de aspas metálicas 6
Reparaciones de núcleos metálicos 6
Recorte de las aspas 6
REPARACIONES MAYORES DE INSTRUMENTOS (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(b)) 6
Alteraciones 6
Alteraciones menores 6
Alteraciones mayores 6
ALTERACIONES MENORES DE LA AERONAVE (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(a)) 7
Equipo opcional de acuerdo a la especificación de la aeronave 7
Equipo de peso equivalente o menor 7
Modificaciones sencillas 7
Cambios para mejorar la servicibilidad 7
ALTERACIONES MENORES EN EL MOTOR DE AVIACION (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(a)) 7
ALTERACIONES MENORES EN LA HELICE (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(a)) 8
ALTERACIONES MENORES EN LOS INSTRUMENTOS (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(a)) 8
ALTERACIONES MAYORES EN LA AERONAVE (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(b)) 8
Instalación o remoción del equipo 8
Cambios en el diseño 8
Cambios en los sistemas de combustible, lubricante, refrigeración, calefacción, anti-hielo y sistema eléctrico 9
Instalación de un tipo diferente de motor, hélice o sistema para rebatir la hélice 9
ALTERACION MAYOR DEL MOTOR DE AVIACION (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7 (b)) 9
Conversión de un motor 9
Modificación efectuada con piezas no aprobadas 9
ALTERACIONES MAYORES EN LA HELICE (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(b)) 9
ALTERACIONES MAYORES DE INSTRUMENTOS (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7 (b)) 9

PROCEDIMIENTOS Y NORMAS PARA LA MANTENCION Y EJECUCION DE REPARACIONES Y ALTERACIONES

Agencias autorizadas para la mantención y ejecución de reparaciones y alteraciones 10
AGENCIAS DE REPARACIONES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.10) 10
Estaciones con certificado de competencia para efectuar reparaciones 10
Fabricante 10
Mecánico con certificado de competencia 10

Página

AGENCIAS AUTORIZADAS PARA EFECTUAR SERVICIO DE MANTENCION Y EJECUTAR REPARACIONES Y ALTERACIONES MENORES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.10..... 10
Mantención, reparaciones y alteraciones menores en aeronaves..... 10
Mantención, reparaciones y alteraciones menores de hélices de aeronaves..... 11
Mantención, reparaciones y alteraciones menores de instrumentos de aeronaves..... 11
AGENCIAS AUTORIZADAS PARA EJECUTAR REPARACIONES Y ALTERACIONES MAYORES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.10)..... 11
Reparaciones y alteraciones mayores de la aeronave..... 11
Reparaciones y alteraciones mayores del motor de la aeronave..... 12
Reparaciones y alteraciones mayores de la hélice de la aeronave.. 12
Reparaciones y alteraciones mayores de los instrumentos de la aeronave..... 12
Estipulaciones para la aprobación de reparaciones y alteraciones mayores..... 12
Pruebas en vuelo..... 13

REGISTRO DE LAS REPARACIONES Y ALTERACIONES

Entrada de las reparaciones y alteraciones menores en la bitácora... 14
NATURALEZA DE LAS ANOTACIONES EN LA BITACORA (Política de la AAC con respecto a la sección 18.15)..... 14
Registro de las reparaciones y alteraciones mayores..... 14
NUMERO DE FORMULARIOS REQUERIDOS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 14
NATURALEZA DE LOS DATOS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 14
REPARACIONES Y ALTERACIONES EFECTUADAS EN LA FLOTA DE UNA EMPRESA DE TRANSPORTE (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 15
USO DE FOTOGRAFIAS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 15
PRUEBA DE RESISTENCIA (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 15
Comparación con las piezas originales..... 15
Comparación con los planos originales del fabricante..... 15
ESPECIFICACIONES DEL MATERIAL USADO (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 16
Certificado que establece que el material usado es el aprobado... 16
Demostración mediante pruebas o muestras..... 16
PROCEDIMIENTOS Y RECOMENDACIONES ACERCA DE ALTERACIONES TIPICAS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16..... 16
Aumento del peso bruto..... 16
Cambio en la distribución de peso..... 17
Instalación de nuevos items..... 17
Cambios en el grupo motopropulsor..... 17
Cambios en las superficies de control..... 18
Modificaciones en las capotas de refrigeración y carenado..... 18
Instalación de accesorios..... 18
Baterías..... 18

Página

DISPOSICION DE LOS DATOS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 19
Reparaciones..... 19
Alteraciones..... 19
REGISTRO EN EL RECORD DE OPERACION DE LA AERONAVE (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 20
REGISTROS ESPECIALES QUE DEBEN SER LLENADOS POR LOS FABRICANTES Y LAS ESTACIONES CON CERTIFICADO DE COMPETENCIA PARA EFECTUAR REPARACIONES (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)..... 20
Estipulaciones para los registros llevados por las empresas de transporteaéreo..... 20
REGISTROS LLEVADOS POR LAS BASES DE REPARACIONES (Política de la AAC con respecto a la sección 18.17)..... 20

MATERIALES, TECNICAS Y DISEÑO

Materiales, técnicas y diseño..... 22
ESTRUCTURAS DE AERONAVES DE MADERA (Política de la AAC con respecto a la sección 18.20)..... 22
Materiales usados en las construcciones de madera..... 22
Calidad de la madera..... 22
Substitución de especies..... 22
Efectos de la contracción..... 22
Reemplazo de ojetillos de drenaje y refuerzos del revestimiento 23
Precauciones para evitar flameo..... 23
Colas y encolado..... 23
Preparación de las superficies de madera para encolado..... 23
Colas..... 24
Colas de caseína..... 24
Cola sintética de resina..... 24
Preparación de la cola de resina..... 25
Técnica del encolado..... 25
Esparcimiento de la cola..... 25
Factor tiempo durante el encolado..... 25
Presión durante el encolado..... 26
Método para aplicar la presión..... 26
Empalmes en diagonal..... 26
Generalidades..... 27
Dirección de las fibras..... 27
Largueros..... 27
Empalme de largueros..... 27
Empalme del alma de largueros armados de sección rectangular. 27
Reemplazo de largueros sólidos por tipos laminados..... 28
Trizaduras longitudinales y daños locales..... 28
Trizaduras longitudinales en largueros de alas de madera de sección doble T en aviones que operan en regiones áridas..... 28
Ovalización de orificios..... 28
Costillas..... 29
Generalidades..... 29
Reparaciones en la unión, entre las uniones en el borde de fuga o en los largueros de la estructura de las costillas de madera..... 29

Página

Costillas de compresión..... 29
Revestimiento de madera contraplacada..... 30
Generalidades..... 30
Tipos de parches..... 30
Determinación acerca de si la curvatura es doble o sencilla..... 30
Reparaciones sobre revestimiento de curvatura sencilla..... 30
Reparaciones sobre revestimiento de curvatura doble..... 31
Parche biselado..... 31
Parches de superficie..... 32
Parches con sus aristas en corte de pluma..... 32
Generalidades..... 32
Parches con corte de pluma (reverso del revestimiento accesible). 32
Parche de corte de pluma(reverso del revestimiento no accesible). 33
Parche de relleno..... 33
Generalidades..... 33
Procedimiento para colocar un parche de relleno de forma ovalada. 34
Parche de relleno circular..... 34
Parches de tela..... 34
Acabado de las reparaciones estructurales..... 35
Generalidades..... 35
Precauciones que deben observarse..... 35
Acabado de las superficies interiores..... 36
Acabado de las superficies exteriores..... 36
Acabado para la fibra en las secciones transversales..... 36
Acabado empleando tela o huincha..... 36
REVESTIMIENTO DE TELA (Política de la AAC con respecto a la sección 18.20)..... 37
Materiales textiles..... 37
Tela de aviación..... 37
Reentelado de la aeronave con tela similar a la original..... 37
Huincha de refuerzo..... 37
Cuerdas de enlace..... 37
Huincha de superficie..... 37
Hilo para coser a máquina..... 38
Hilo para coser a mano..... 38
Método para entelar..... 38
Generalidades..... 38
Precauciones para evitar vibraciones..... 38
Preparación de la estructura antes del entelado..... 38
Tratamiento para inmunización al dope..... 38
Puntos de rozamiento..... 38
Entrelazado de las costillas..... 38
Preparación de las superficies contraplacadas antes de entelar. 39
Limpieza..... 39
Aplicación del sellador y dope..... 39
Costuras..... 39
Ubicación de las costuras..... 39
Costuras cosidas..... 39
Costuras dopeadas..... 40
Métodos para recubrir..... 40
Sistema de sobre (paños)..... 40
Sistema de manta (funda)..... 40
Huinchas de refuerzo..... 40

Página

Fajas de tela anti-desgarrante..... 41
Enlazado..... 41
Enlazado del ala..... 41
Puntadas dobles de enlace..... 41
Enlace del revestimiento del fuselaje..... 41
Intervalo de puntadas..... 42
Huincha de acabado..... 42
Afianzadores especiales..... 42
Dopeado..... 42
Adelgazamiento del dope..... 42
Precipitación del dope y medios de evitarla..... 43
Número de capas..... 43
Procedimiento para dopear..... 43
Colocación de las huinchas de superficie y parches de refuerzo... 44
Instalación de ojetillos de drenaje..... 44
Dificultades comunes en el proceso de dopear..... 44
Reparaciones en el revestimiento de tela..... 45
Reparación de roturas en la tela..... 45
Reparación por medio de un parche cosido..... 45
Reparación cosiendo un panel..... 46
Reparaciones ejecutadas empleando dope (sin costuras)..... 46
Reparación por medio de un panel fijado por dope..... 47
Prueba del revestimiento de tela..... 48
Criterio para analizar la resistencia de la tela..... 48
ESTRUCTURAS METALICAS DE AERONAVES. (Política de la AAC pertinente a la sección 18.20)..... 48
Construcción metálica..... 48
Identificación e inspección de materiales..... 48
Tratamiento para prevenir la corrosión, materiales para limpieza, renovedores de pintura..... 48
Pernos, tornillos y afianzadores..... 48
Precauciones para impedir vibraciones aerodinámicas..... 49
Soldadura de bronce..... 49
Reparaciones no estructurales..... 49
Estructuras de acero soldadas..... 49
Generalidades..... 49
Preparación para la soldadura..... 49
Limpieza previa a la operación de soldar..... 50
Requisitos de la soldadura terminada..... 50
Precauciones..... 50
Dimensión de la boquilla (soldadura oxiacetileno)..... 50
Varillas de soldadura y electrodos..... 51
Soldadura de roseta..... 51
Miembros tratados térmicamente..... 51
Piezas metálicas que no deben soldarse..... 51
Cuerdas de arriostramiento y cables..... 51
Piezas soldadas con bronce o estaño..... 51
Piezas standard de aleación..... 51
Reparación de miembros tubulares..... 52
Inspección..... 52
Ubicación y alineamiento de las soldaduras..... 52
Miembros identados en una unión (fitting) de varios tubos.. 52
Miembros identados entre dos uniones (fittings)..... 52

Página

Reparación por medio de una camisa soldada..... 52
Reparación por medio de una camisa apernada..... 53
Reparación por medio de un parche soldado..... 53
Tubos indentados..... 53
Tubos con orificios..... 53
Ubicación del parche..... 53
Empalme por medio de una camisa interior..... 53
Empalme por medio de una camisa exterior..... 54
Empalme utilizando tubos de reemplazo de mayor diámetro..... 54
Reparaciones sobre uniones (fittings) preconstruídas del fuselaje 55
Tubo de mayor diámetro que el original..... 55
Tubo del mismo diámetro que el original..... 55
Camisa sencilla..... 55
Diferencias considerables en el diámetro del larguero en cada lado de la unión..... 56
Bancadas porta-motores..... 56
Generalidades..... 56
Comprobación de la alineación..... 56
Causas para rechazo..... 56
Daños en el aro de la bancada porta-motor..... 56
Trenes de aterrizaje..... 56
Construcción de tubos de sección circular..... 56
Construcción de tubos de sección fuselada..... 56
Conjunto de ejes..... 57
Soporte de patín de cola y esquíes..... 57
Largueros tubulares armados para alas o superficies de cola..... 57
Montantes de sujeción para alas y planos de cola..... 57
Ubicación de los empalmes..... 57
Ajuste y alineación..... 58
Reparaciones osbre piezas unidas por soldadura..... 58
Reemplazo de una junta soldada..... 58
Eliminación de los depósitos de soldadura..... 58
Estructuras de acero inmanchable..... 58
Generalidades..... 58
Elementos estructurales secundarios y no estructurales..... 58
Estructuras armadas por medio de remaches o pernos..... 58
Estructuras de aluminio y aleación de aluminio..... 58
Generalidades..... 58
Uso de aleaciones recocidas para piezas estructurales..... 59
Materiales hidroscópicos deficientemente protegidos contra la humedad..... 59
Taladrado de orificios sobremedida..... 59
Desmantelaje previo a la reparación..... 59
Selección del material para las partes reemplazadas..... 59
Modelado de partes construídas de láminas metálicas..... 60
Tratamiento térmico..... 60
Generalidades..... 60
Enfriamiento por medio de aire o agua caliente..... 60
Transferencia demasiado lenta desde el horno de tratamiento al tanque de enfriamiento..... 60
Recalentamiento a temperaturas sobre el punto de ebullición del agua..... 60
Remachado..... 61

Página

Identificación del material para remchar..... 61
Reemplazo de remaches de aleación de aluminio..... 61
Dimensión y resistencia de los remaches de reemplazo..... 61
Distancias desde los cantos y espaciamiento para remachaduras en junturas de planchas..... 61
Hilera simple..... 61
Hilera doble..... 61
Hileras triples o múltiples..... 61
Uso de remaches de reemplazo de aleación de alunio Al7S-T3..... 61
Instalación de los remaches..... 62
Remaches ciegos y remaches de vástago hueco..... 62
Disposición de los remaches en remachaduras nuevas y modificadas. 62
Métodos para reparaciones..... 62
Precauciones..... 62
Empalme de tubos..... 63
Reparaciones en miembros de aleación 24S-T36 y 75S-T6..... 63
Costillas de ala y de superficie de cola..... 63
Bordes de fuga y de ataque y bordes de extremo de los planos... 63
Reparaciones del revestimiento..... 63
Reparaciones de porciones de los paneles del revestimiento... 63
Parches sobre orificios pequeños..... 64
Unión de las planchas..... 64
Enderezamiento de largueros o cuadernas intermediarias..... 64
Miembros ligeramente doblados..... 64
Calentamiento local..... 64
Empalme de alas y almas de perfiles..... 65
Enunciamiento de los principios..... 65
Dimensión de los miembros para empalmes..... 65
Diámetro de los remaches en los miembros de refuerzo..... 66
Número de remaches..... 66
Empalmes para cuadernas intermediarias..... 66
Reparación de miembros partidos..... 67
Herrajes (fittings)..... 67
Fittings de acero. 67
Inspecciones para localizar defectos..... 67
Herrajes con partiduras, coarrugaciones, etc..... 67
Orificios para pernos desgastados u ovalizados..... 67
Herrajes de aluminio y aleación de aluminio..... 67
Piezas fundidas..... 68
Cables de control y terminales..... 68
Alambres y cables de control..... 68
Empalme..... 68
Substitución de cables..... 68
Forma de cortar los cables y calentamiento de ellos..... 68
Protección contra el óximo..... 68
Terminales estampados..... 69
Piezas AN-666 a AN-669..... 69
Terminales de articulación esférica..... 69
Empalme terminal entretejido..... 69
Empalme de embarrilado y soldado..... 70
Modo de asegurar los tensores..... 72
Método de embarrilado doble..... 72
Método de embarrilado simple..... 72

Página

Pernos, tornillos y afianzadores varios..... 73
Pernos..... 73
Identificación..... 73
Longitud de aprete del vástago..... 74
Forma de frenar o de asegurar los pernos..... 74
Ajuste de los pernos..... 74
Torques..... 74
Pernos de cabeza hexagonal (An-3 a AN-20)..... 75
Pernos de tolerancia estrecha (NAS-53 a NAS 66 de cabeza hexagonal y NAS 80 a NAS-86 avellanados en 100°)..... 75
Pernos con aprete con llave interna (NAS-144 a NAS-158)..... 75
Tornillos..... 75
Tornillos estructurales (NAS-204 a NAS-235 y AN-509)..... 75
Tornillos autorroscantes..... 76
Pasadores..... 76
Tuercas..... 76
Tuercas de cierre propio..... 76
Tuercas almenadas para aviación (AN-310)..... 77
Tuercas varias para uso en aviación..... 77
Arandelas..... 78
Remaches..... 79
Remaches standard de vástago sólido..... 79
Uso de los remaches..... 79
Remaches ciegos..... 80
Afianzadores para carenado y capotas de refrigeración..... 80
Otros elementos para afianzar..... 80
Tratamiento para la corrosión, elementos de limpieza y removedores de pintura..... 80
Protección para la corrosión..... 80
Corrosión general..... 80
Corrosión en metales de diferentes naturalezas..... 81
Corrosión intergranular..... 81
Corrosión debida a los esfuerzos..... 82
Medidas para evitar la corrosión..... 82
Proceso de anodización y otros procesos similares..... 82
Enchapado por galvanoplastía..... 82
Parkerización y bonderizamiento..... 83
Tratamiento de las aleaciones de magnesio..... 83
Tratamiento de bicromato para el magnesio..... 83
Tratamiento para el magnesio por baño de cromo..... 83
Tratamiento del magnesio por anodización galvánica..... 83
Recubrimiento de aluminio (Cladding)..... 83
Pulverización metálica..... 83
Capas orgánicas..... 83
Protección contra el dope..... 83
Interior de los tubos..... 83
Protección contra la corrosión de aviones terrestres, aviones marítimos y aviones terrestres reconvertidos a aviones marítimos. 84
Aviones terrestres y marítimos..... 84
Aviones terrestres reconvertidos a aviones marítimos..... 84
Precauciones mínimas necesarias..... 84
Precauciones recomendadas..... 85
Removedores de pintura y elementos de limpieza..... 85

Página

Materiales..... 86
Remoción de depósitos de corrosión sobre el aluminio..... 86
Manchas en la superficie..... 86
Material para limpiezas menores..... 86
Remoción de ácido de batería derramado..... 86
Identificación e inspección de materiales..... 87
Identificación del acero 87
Intercambiabilidad del acero en tubo..... 87
Indentificación del aluminio..... 87
Aleaciones de aluminio Clad..... 88
Prueba para distinguir las aleaciones de aluminio tratables al calor, de las no tratables al calor..... 88
Prueba de dureza..... 88
Prueba de dureza Brinnell..... 88
Prueba de dureza Rockwell..... 89
Prueba de dureza Bickers..... 89
Prueba de los aceros..... 89
Prueba del aluminio..... 89
Inspección de metales..... 89
Inspección después de la soldadura por medio de una lente de aumento..... 89
Inspección por partículas magnéticas..... 89
Inspección por radiografías o por rayos X..... 91
Penetración fluorescente..... 91
Tela..... 92
Materiales plásticos..... 92
Materiales termoplásticos..... 92
Materiales plásticos fraguados térmicamente..... 93
Componentes de las aeronaves..... 93
Generalidades..... 93
Componenetes del tren de aterrizaje..... 93
Ruedas..... 93
Corrosión en las ruedas..... 93
Ruedas con indentaciones o deformadas..... 93
Descansos de antifricción de las ruedas..... 94
Frenos..... 94
Frenos hidráulicos..... 94
Frenos mecánicos..... 94
Neumáticos y cámaras..... 94
Neumáticos..... 94
Recauchamiento de neumáticos..... 95
Cámaras..... 95
Flotadores..... 96
Esquíes e instalación de esquíes..... 96
Reparación de patines de esquíes..... 96
Pedestales de esquíes..... 96
Pedestales tubulares..... 96
Pedestales fundidos..... 96
Pedestales construídos de planchas metálicas..... 97
Luces de bengala..... 97
Salvavidas y balsas salvavidas..... 97
Generalidades..... 97
Procedimiantos de inspección para salvavidas..... 98

Reparación de balsas salvavidas..... 98
Clasificación..... 99
Paracaídas..... 99
Cinturones de seguridad..... 99
Extinguidores de incendio..... 100
Parabrisas y cubiertas transparentes..... 100
Generalidades..... 100
Diferentes clases de materiales plásticos..... 100
Reemplazo de paneles..... 100
Procedimiento para la instalación de plásticos acrílicos..... 101
Procedimiento para la instalación de plásticos a base de celulosa 102
Reparación de materiales plásticos..... 102
Parche de superficie..... 102
Parche de tapón..... 103
Limpieza y pulimiento del material plástico transparente..... 103
Limpieza..... 103
Pulido..... 103
Sistemas hidráulicos..... 104
Sistemas hidráulicos..... 104
Uniones y tuberías hidráulicas..... 104
Reemplazo de tuberías metálicas..... 104
Conexiones de tuberías..... 104
Reparación de tuberías metálicas..... 105
Reemplazo de tuberías flexibles..... 105
Componentes del sistema hidráulico..... 105
Sistemas eléctricos..... 106
Mantención preventiva y comprobación del funcionamiento..... 106
Limpieza y preservación..... 107
Baterías y contenedores de baterías..... 107
Compobación de items misceláneos..... 107
Ajustes mayores..... 107
Reemplazo de equipo..... 107
Reemplazo de conductores y terminales..... 107
Instalación de los terminales en los calbes eléctricos..... 108
Procedimiento general..... 108
Tipos de terminales..... 108
Aislamiento de los terminales..... 108
Reemplazo de cables eléctricos..... 108
Selección de cables eléctricos..... 108
Tipos de cables..... 108
Consideraciones para su selección..... 108
Diagrama para cables eléctricos..... 109
Ejemplos del uso del diagrama para cables eléctricos..... 109
Si el amperaje y la longitud del cable son conocidos..... 109
Si se conoce la dimensión del cable y la carga en amperes..... 109
Si la caída de voltaje es diferente a un volt..... 110
Resistencia..... 111
Cable de aluminio..... 111
Conductores de continuidad eléctrica..... 111
Instrumentos..... 112
Generalidades..... 112
Instalación y mantención de instrumentos..... 112

Aislamiento contra la vibración..... 112
Sistema estático Pitot..... 112
Componentes del sistema tubo estático Pitot..... 112
Falla del sistema de calefacción..... 112
Obstrucciones de las tuberías de drenaje del sistema estático Pitot..... 113
Reubicación del tubo estático Pitot..... 113
Tuberías estáticas del sistema Pitot..... 113
Drenaje defectuoso de las tuberías..... 113
Reemplazamiento de las tuberías..... 113
Comprobación de la hermeticidad en las tuberías estáticas..... 113
Comprobación de la hermeticidad en las tuberías Pitot..... 114
Mantención de las tuberías..... 114
Indicador de dirección magnética (compás)..... 114
Corrección de errores en el indicador de dirección magnética... 114
Compensación del compàs (en tierra)..... 114
Caso en que el indicador no puede ser compensado apropiadamente 115
Indicaciones erróneas del indicador magnético..... 115
Motores y sistemas de combustible..... 115
Generalidades concernientes a los motores..... 115
Piezas de motores sometidas a movimiento rotativo recíproco y expuestas a intensos esfuerzos..... 115
Motores reconstruídos..... 115
Cigüeñales..... 116
Reemplazo de piezas en motores provistos de certificado de prototipo..... 116
Período de prueba..... 116
Uso por segunda vez de los dispositivos afianzadores..... 116
Tuercas de cierre propio para motores..... 116
Designación de los motores reconvertidos..... 118
Soldadura en la reparación de motores..... 119
Generalidades..... 119
Soldadura de piezas menores..... 119
Metalización..... 119
Galvanoplastía..... 120
Generalidades..... 120
Galvanoplastía de piezas sometidas a esfuerzos intensos..... 120
Galvanoplastía de piezas menores..... 120
Prevención contra la corrosión..... 120
Accesorios del motor..... 120
Tanque de combustible y sistema de combustible..... 120
Tanques soldados o remachados..... 120
Remoción delfundente después de soldar..... 121
Tapas, dispositivos de ventilación y tuberías de rebalse de los tanques de combustible..... 121
Tuberías de combustible..... 121
Coladores para combustible y filtros para sedimentos..... 121
Hélices..... 122
Mantención de las hélices..... 122
Generalidades..... 122
Pintado de sus extremos..... 122
Hélices de madera..... 122

Página

Hélices de madera de paso fijo..... 122
Pernos sueltos..... 122
Pernos incorrectamente instalados..... 123
Procedimientos correctivos..... 123
Inspección de las instalaciones nuevas..... 123
Inspección en las instalaciones antiguas..... 124
Equilibrio, alineamiento de las aspas y acabado de la superficie. 124
Hélices de aspas desmontables, de madera o de composición..... 124
Hélices metálicas..... 125
Núcleos para hélices..... 125
Generalidades..... 125
Inspección por partículas magnéticas..... 125
Protección exterior de las piezas del núcleo..... 125
Inspección de las estrías y bocinas cónicas de asentamiento..... 126
Desgaste..... 126
Descoloración, picaduras y corrosión..... 126
Equipo para el control del paso de la hélice..... 126
Arme de las hélices..... 126
Reparación de aspas de hélices metálicas..... 126
Generalidades..... 126
Número de reparaciones permisibles en las aspas..... 126
Aspas no réparables..... 127
Hélices de aspas de acero sólidas y huecas..... 127
Aspas de acero averiadas..... 127
Daños menores en las aspas de acero..... 127
Aspas de hélices de aleación de aluminio..... 128
Inspección de las aspas de aleación de aluminio..... 128
Recortamiento de las aspas para eliminar defectos..... 129
Hélices torcidas..... 129
Límites mínimos del ancho y espesor de las aspas reparadas..... 129
Reparación de los muñones de las aspas..... 130
Reparación de deterioros menores sobre la superficie..... 130
Reparación de deterioros menores sobre la cara de ataque o de fuga del aspa..... 130
Tratamiento para deterioros menores y desgaste en las aristas de las aspas..... 131
Balanceamiento..... 131
Trayectoria de las aspas..... 132
Reparación de hélices de madera..... 132
Generalidades..... 132
Causas para su rechazo..... 132
Métodos para efectuar reparaciones en las aspas de madera..... 133
Trizaduras pequeñas paralelas a la fibra de la madera..... 133
Laminaciones separadas..... 133
Indentaciones..... 133
Reparación rellenando los deterioros con material..... 133
Entelado de los extremos de las hélices..... 134
Guarniciones metálicas..... 135
Reparaciones sobre el núcleo, cuello y muñones..... 137
Diámetro pequeño del núcleo, cuello y muñones de considerable sección..... 137
Núcleo de diámetro pequeño o mediano con cuellos y muñones excesivamente pequeños..... 137

Núcleo de diámetro considerable con vástagos y muñones de considerable sección transversal..... 137
Caras de núcleo con secciones de material aplastado..... 138
Reparación de orificios ovalizados de los pernos en el cuerpo del núcleo de la hélice..... 138
Reparación de orificios ovalizados para los pernos en los flanges del núcleo de la hélice..... 138
Procedimiento para insertar bujes sobre el flange..... 138
Procedimiento empleando pernos sobremedida..... 138
Acabado de la superficie..... 139
Desequilibrio horizontal y vertical..... 139
Horizontal..... 139
Vertical..... 139
Designación de los modelos..... 139
Identificación de la Agencia que ejecutó la reparación..... 139
Control de peso y balanceamiento..... 140
Generalidades..... 140
Terminología..... 140
Peso bruto 140
Peso en vacío..... 140
Carga útil..... 140
Comprobación del peso..... 140
Datum..... 140
Brazo de palanca (brazo del momento)..... 141
Momentos..... 141
Centro de gravedad..... 141
Centro de gravedad en condición de peso en vacío..... 141
Variación del centro de gravedad para peso en vacío..... 141
Desplazamiento del centro de gravedad en condiciones de operaciones..... 141
Cuerda aerodinámica media (MAC)..... 142
Punto de aplicación del peso..... 142
Combustible mínimo..... 142
Carga completa de aceite..... 142
Tara..... 142
Procedimiento para el pesaje..... 142
Cálculo del peso y equilibrio..... 143
Unidades de peso utilizadas para la determinación de peso y equilibrio..... 144
Signos algebraícos..... 144
Condiciones extremas de peso y equilibrio..... 144
Comprobación del peso y equilibrio en la zona delantera del datum..... 145
Comprobación del peso y equilibrio en la zona trasera del datum..... 145
Condiciones de carga y placas indicadoras..... 145
Lista del equipo..... 146
Cambios en el equipo..... 146
Modelo para informe de peso y equilibrio..... 147
Procedimiento de estiba..... 147

Pagina

Formularios (Apéndice A)..... 149

Formulario ACA-337 de Reparaciones y Alteraciones para Aeronaves, Hélices, Motores e Instrumentos.

Formulario ACA-1226 para Informes de Fallas y Defectos

Tablas (Apéndice B)..... 153

Figuras (Apéndice C)..... 177

259784 O - 53 - 2

NOTA DE INTRODUCCION

Los Manuales de Aeronáutica Civil (Civil Aeronautics Manual) son publicaciones de la Administración de Aeronáutica Civil (Civil Aeronautics Administration) que tienen por objeto complementar y explicar los Reglamentos de Aeronáutica Civil (Civil Air Regulations). Los Manuales de Aeronáutica Civil contienen los Reglamentos de Aeronáutica Civil y constituyen el medio a través del cual el público puede conocer las decisiones, normas (políticas) e interpretaciones de la AAC(CAA).

Las decisiones de la AAC son regulaciones suplementarias expedidas de acuerdo a la autoridad que expresamente se ha conferido al Administrador en el Reglamento de Aeronáutica Civil. El cumplimiento de estas decisiones es obligatorio, debiendo cumplirse forzosamente con ellas.

Las normas (política) del AAC proporcionan detalladas informaciones técnicas acerca de los métodos recomendados para cumplir con el Reglamento de Aeronáutica Civil. Estas políticas son solamente para guiar al público y la naturaleza de su ejecución no es obligatoria.

Las interpretaciones de la AAC definen o explican las palabras y frases (terminología) contenidas en el Reglamento de Aeronáutica Civil. Dichas interpretaciones son publicadas para guiar al público y constituyen las normas de la AAC para determinar si se han cumplido las disposiciones o decisiones.

Este manual en particular, contiene el material que interpreta y explica los requisitos para la mantención, reparación y alteración especificados en el Reglamento de Aeronáutica Civil, Parte 18. El material que se refiere al diseño, técnica y empleo de materias primas y materiales, se ha dividido en 15 secciones principales, cada una de las cuales contiene material suplementario e informaciones generales en las diversas materias que se relacionan con las Regulaciones de Aeronáutica Civil, 18.20. Para mayor facilidad las secciones pertinentes al RAC 18 se han impreso con tipos de imprenta grueso encabezando el material del Manual. Los formularios, tablas y figuras referentes a las diversas secciones del Manual están contenidas en los apéndices A, B y C, respectivamente.

Los Reglamentos citados de aquí en adelante y el texto del Manual se han numerado de acuerdo al nuevo sistema que se ha adaptado para facilitar la publicación de su contenido en el Registro Federal, tal como se ordenó bajo la Ley de Procedimientos Administrativos. Por ejemplo, la Sección RAC identificada como 18.20 se le añade la cifra 15 que pertenece a las secciones del MAC designadas como 18.20-1, 18.20-2, etc. El sistema de enumeración para párrafos y subdivisiones de párrafos es el que sigue:

18.20-3
(a), (b), (c), etc.
(1), (2),(3), etc.
(i), (ii), (iii), (iv), etc.
(a), (b), (c), etc.
(1), (2), (3), etc.
(i), (ii), (iii), (iv), etc.

La edición revisada del Manual 18 contiene los métodos y técnicas que basados en la experiencia se han demostrado ser satisfactorios para la reparación y alteración de aeronaves. También se ha incluído cierta materia relacionada con items de interés general. La inclusión de las últimas informaciones disponibles es una innovación al sistema usado previamente. Ellas sirven el propósito de familiarizar a los mécanicos y personal de menor experiencia con los principios de ingeniería, materia con la cual ellos no tienen la oportunidad de encontrar con frecuencia. Debe hacerse notar que puede emplearse cualquier método o técnica que haya probado proporcionar resultados satisfactorios en el aspecto seguridad equivalentes a los especificados en este Manual. Dichos métodos serán aceptables para la Administración de Aeronáutica Civil. Cualquier procedimiento o método demostrado inaplicable para un caso particular, puede ser modificado a solicitud. En cualquier caso, la aceptación de cualquier método de reparación equivalente o la modificación de cualquier procedimiento pasará a ser efectiva en la fecha de su aprobación, en lugar de serlo en la fecha de su incorporación a este Manual.

El presente Manual será revisado periódicamente cuando los métodos que son igualmente aceptables, o cuando exista necesidad de explicaciones adicionales, se lleven a la atención del Administrador de Aeronáutica Civil.

ALTERACION, REPARACION Y MANTENCION DE AERONAVES, MOTORES, HELICES E INSTRUMENTOS CERTIFICADOS

GENERALIDADES

"RAC 18.1 Definiciones. En esta Parte los términos usados pueden definirse como sigue: (a) 'Motor de aviación' significa un motor para aeronaves aprobado por el Administrador. (b) 'Hélice' significa una hélice aprobada por el Administrador. (c) 'Instrumento' significa un instrumento instalado en una aeronave certificada para cualquier propósito que no sea experimental. (d)'Fabricante' significa: (1) el poseedor del Certificado de Prototipo, o la aprobación por el Administrador para una aeronave, motor de aviación o hélice que tenga derecho de usar las garantías de un Certificado de Prototipo o aprobación del Administrador para determinada aeronave, motor o hélice, o los convenios para usar las patentes, de los mencionados certificados o aprobación del Administrador o (2) el fabricante de una pieza o accesorio para una aeronave certificada o (3) el fabricante de un instrumento que es instalado en una aeronave certificada: Siempre que el fabricante tenga como empleado un mecánico provisto de una licencia de competencia a cargo directo de las operaciones de mantención, reparación o alteración."

ALTERACIONES, REPARACIONES Y MANTENCIONES

"RAC 18.5. Mantención de rutina. La mantención de rutina se define como las operaciones sencillas o de preservación menor que incluyen, pero no se limitan solamente al ajuste de la nivelación y tolerancias, sino que comprenden el reemplazo de pequeñas piezas standard que no constituyen conjuntos complejos".

18.5-1. MANTENCION DE RUTINA. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la Sección 18.5)

Los siguientes constituyen ejemplos de operaciones de mantención de rutina:

(a) SERVICIO DE LA AERONAVE

Servicio de la aeronave que incluye:

Nivelación.
Ajustes de las superficies de controles y de los movimientos del sistema de controles.
Ajuste del mecanismo retractable del tren de aterrizaje, frenos, equipo anti-hielo y equipo eléctrico, etc.

(b) SERVICIO DE LA PLANTA MOTRIZ Y SU INSTALACION. Servicio y ajustes externos y de la planta motriz que incluya:

Bujías.

Limpieza de platinos de ignición.
Alza válvulas.
Filtros, etc.
Conexiones de mangueras en los sistemas de combustible, aceite y refrigeración, usando partes idénticas fabricadas del mismo material, etc.

(c) SERVICIO DE LAS HELICES. Servicio y ajuste de las hélices que comprendan:

Eliminación de asperezas sobre las aspas y pulido de las hélices.
Aprete de aquellas conexiones que estén sueltas, etc.

(d) REEMPLAZO DE PIEZAS PEQUENAS. Reemplazo de piezas standard pequeñas tales como:

Pernos.
Tuercas.
Chavetas.
Bujes (camisas, bocinas, o manguitos)
Guías para cables.
Tensores terminales para cables.
Abrazaderas.
Conexiones de manguera del sistema hidráulico, etc.
Baterías, neumáticos, cámaras, materiales de parabrisas y otras piezas similares.

"RAC 18.6. Reparaciones. Se entiende por reparación cualquier operación, que no sea de mantención rutinaria, necesaria para volver a recuperar las condiciones para la operación segura de una aeronave, motor de aviación, hélice o instrumento, incluyendo el refuerzo o reemplazo de partes dañadas o deterioradas.

"(a) Reparaciones menores. Se entiende por reparaciones menores aquellas operaciones de reparaciones elementales efectuadas de acuerdo con las prácticas standard y que no están dentro del grupo definido como reparaciones mayores.

"(b) Reparaciones mayores. Estas están constituídas por operaciones de reparaciones complejas de importancia vital para la aeronavegabilidad de una aeronave. Las que incluyen pero no están limitadas a: (1) Enderezar las piezas, empalmes, soldaduras y operaciones similares en que la resistencia de los miembros estructurales de importancia puede ser afectada apreciablemente. (2) Operaciones complicadas que requieren técnicas o equipo especial.

18.6-1 REPARACIONES MENORES DE AERONAVES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la Sección 18.6(a).

La reparación o reemplazo de los siguientes items se consideran reparaciones menores en la aeronave:

(a) MIEMBROS NO ESTRUCTURALES. Estas incluyen reparaciones ejecutadas en miembros no estructurales que pueden afectar la aeronavegabilidad de una aeronave, como ser:

Capotas de refrigeración

Cubierta de la cabina
Carenado de las alas y superficies de control
Instalaciones eléctricas
Parabrisas

(b) TANQUES. La reparación de filtraciones o parches en los tanques de combustible del tipo no integral, aceite, lastre de agua, hidráulicos y fluído anti-hielo.

(c) COSTILLAS, BORDE DE ATAQUE Y FUGA, Y BORDES DE LOS EXTREMOS DE LOS PLANOS. La reparación de: No más de dos costillas adyacentes en un ala o superficie de control de tipo convencional (madera o metal); el borde de ataque de un ala o superficie de control entre dos costillas adyacentes de un ala o superficie de control; el borde de fuga de las alas, superficies de control y flaps; de los arcos del extremo de las alas y superficies de control.

(d) CABLES DE CONTROL. Reemplazo de los cables de control.

(e) REVESTIMIENTO DE LA TELA.

Parches sobre la tela.

Reemplazo de la tela de revestimiento de la superficie sobre un área no mayor de la comprendida en la reparación de dos costillas adyacentes.

(f) REVESTIMIENTO ESTRUCTURAL DE MADERA CONTRAPLACADA O METALICO. Los parches de orificios producidos en el revestimiento metálico o de madera contraplacada que no excedan de tres pulgadas en cualquier dirección siempre que las costillas, larguerillos, mamparos y los refuerzos no estén directamente afectados.

(g) REEMPLAZO DE UNIDADES O COMPONENTES COMPLETOS. El reemplazo de componentes o unidades completas como las indicadas más abajo, con piezas suministradas por el fabricante original o fabricadas de acuerdo con los planos (dibujos) aprobados.

Alas[1]
Extremos de alas reemplazables[1]
Superficie de control[1]
Arriostramiento de alas o superficie de control (montantes o alambres)
Flotadores de alas
Flotadores principales
Ruedas
Esquies
Trenes de aterrizaje
Conjunto de rueda de cola
Bancada porta-motor (prefabricadas y unidas por pernos, no del tipo que se une por soldadura)
Accesorios del sistema del combustible y aceite
Capotas de refrigeración de la planta motriz
Sistemas de escape o admisión
Tanques de combustible y aceite

[1]Después de reemplazar las alas, extremos de alas, superficie de control, el avión debe ser probado en vuelo antes de reestablecerse al servicio.

Controles de la planta motriz
Controles de la hélice
Instrumentos y cinturones de seguridad

18.6-2 REPARACIONES MENORES EN EL MOTOR (interpretaciones de la AAC concernientes a la Sección 18.6(a).)

El reacondicionamiento (overhaul) de las siguientes categorías se consideran reparaciones menores en el motor:

(a) REACONDICIONAMIENTO PARCIAL. El reacondicionamiento parcial (top overhaul) de motores de menos de 200 h.p. que incluya lo siguiente:

Remoción de los cilindros.
Esmerilamiento de válvulas o reemplazo de piezas en el mecanismo de válvulas con excepción de las piezas rotativas en el carter.
Ajuste de nuevos anillos (aros).

(b) REACONDICIONAMIENTO TOTAL. Reacondicionamiento total (complete overhaul) de: Motores con una potencia máxima contínua menor de 200 h.p., o motores con una potencia máxima contínua mayor de 200 h.p. que no estén equipados con sobrealimentadores o sistemas de reducción para la hélice.

18.6-3 REPARACIONES MENORES DE HELICES. (Interpretaciones de la AAC a la sección 18.6(a))

Las reparaciones que se ejecuten a las hélices metálicas o de madera, núcleos de helices y reguladores de velocidad (governors) de las hélices, cuando se ejecutan de acuerdo con las prácticas y métodos de reparación establecidos en este Manual o de acuerdo con las recomendaciones de los fabricantes de hélices aprobadas por el AAC (Administrator of Civil Aeronautics Approved).

18.6-4 REPARACIONES MENORES DE INSTRUMENTOS (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(a)).

Se consideran en esta categoría la limpieza, ajuste o reemplazo de piezas en los instrumentos que se enumeran más abajo:

Indicadores de velocidades con respecto al aire. (Velocímetros)
Altímetros
Indicadores de velocidad de ascenso
Compases
Indicadores de inclinación y viraje
Tacómetros para el motor
Indicadores de temperatur y presión
Medidores de consumo de combustible
Instrumentos giroscópicos y eléctricos

(a) REEMPLAZO DE INSTRUMENTOS DESMONTABLES. El reemplazo de instrumentos removibles puede ser considerado como una operación menor de la aeronave de acuerdo con el MAC 18.6-1.

18.6-5 REPARACIONES MAYORES DE LA AERONAVE[2]. (Interpretación de la AAC

[2]Ver RAC 18.11-Estipulaciones para la aprobación de Reparaciones y Alteraciones Mayores.

concerniente a la sección 18.6(b))

La reparación de los componentes estructurales y elementos de estos componentes descritos más abajo, que generalmente es necesario efectuar a causa de un accidente o de condiciones imprevista que requieren reparaciones o la incorporación de refuerzos, se consideran como reparaciones mayores de la aeronave a no ser que hayan sido clarificadas como reparaciones menores para la aeronave en la sección MAC 18.6-1.

(a) COSTILLAS Y BORDES DE ATAQUE. La reparación de tres o más costillas de un ala o superficie de control o del borde de ataque de las alas y superficies de control entre tales costillas.

(b) TANQUES DE COMBUSTIBLE. La reconstrucción de tipos de tanques standard o tipos integrales de tanques de combustible incluso el reemplazo de su fondo.

(c) REVESTIMIENTO DE TELA. La reparación del revestimiento de tela sobre un área mayor que la requerida para reparar dos costillas adyacentes; reemplazo del revestimiento de tela en los componentes revestidos con tela tales como alas, fuselajes, superficies de control, etc.

(d) REVESTIMIENTO ESTRUCTURAL METALICO O DE MADERA CONTRAPLACADA. La reparación de las zonas dañasa en el revestimiento estructural metálico o de madera contraplacada (en que el revestimiento forma parte de la estructura), que exceda de tres pulgadas en cualquier dirección; la reparación de porciones de planchas de revestimiento que requieran costuras adicionales; y la unión o empalme de planchas de revestimiento.

(e) REPARACIONES DE MIEMBROS ESTRUCTURALES SOMETIDOS A INTENSOS ESFUERZOS. Todas las reparaciones que consistan en reemplazar, enderezar, reforzar y empalmar miembros estructurales sometidos a intensos esfuerzos tales como:

Largueros
Costados de larguero
Miembros de vigas armadas.
Láminas delgadas de alma de vigas.
Quillas y aristas del casco de botes-voladores o flotadores.
Planchas coarrugadas de los miembros de compresión que actúan como costado de larguero de las alas o superficie de cola.
Costillas principales y miembros de compresión de las alas.
Montantes de las alas y superficies de cola.
Larguero de fuselaje.
Abrazaderas y alojamientos de soporte del asiento principal.
Montantes de los amortiguadores del tren de aterrizaje.
Ejes.
Ruedas.
Esquíes y pedestales de los esquíes.
Componentes del sistema de control tales como columnas de control, pedales, ejes o cuernos.

18.6-6 REPARACIONES MAYORES EN LOS MOTORES DE AVIACION (interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(b)).

Las siguientes categorías de trabajos se consideran como reparaciones

mayores en el motor de la aeronave.

(a) REACONDICIONAMIENTO. Reacondicionamiento parcial y completo de aquellos motores que tengan una potencia continua máxima de más de 200 h.p. y que estén equipados con sobrealimentadores y/o reductor de velocidad para la hélice.

(b) REPARACIONES ESPECIALES. Reparaciones en las piezas del motor que requieran soldadura o cualquier otro medio. (Ver MAC 18.20 para los procedimientos y técnicas.)

18.6-7 REPARACIONES MAYORES DE LAS HELICES. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.6(b)).

Se consideran reparaciones mayores para las hélices las siguientes categorías de reparación:

(a) REPARACIONES DE HELICES METALICAS O DE MADERA, NUCLEOS DE HELICES Y REGULADORES DE VELOCIDAD PARA HELICES. Todas aquellas reparaciones de hélices metálicas o de madera, núcleos de hélices y reguladores de velocidad para hélices que no sean ejecutadas de acuerdo con las prácticas y métodos de reparación prescritas en este Manual o de acuerdo con las recomendaciones del fabricante de hélices aprobadas por el Administrador de Aeronáutica Civil.

(b) REPARACION DE ASPAS DE ACERO. Reparar o enderezar aspas de acero.

(c) REPARACION DE NUCLEOS DE ACERO. La reparación o elaboración de núcleos metálicos.

(d) RECORTE DE LAS ASPAS. Recortar las aspas a un diámetro menor que el indicado en las Especificaciones para hélices de la AAC, en forma que afecte materialmente la performance de la hélice.

18.6-8 REPARACIONES MAYORES DE INSTRUMENTOS. (Interpretaciones concernientes a la sección 18.6(b))

Hasta el presente no se ha intentado efectuar una diferencia entre las reparaciones menores y mayores de los instrumentos; en consecuencia todas las reparaciones de instrumentos deberán ser consideradas como reparaciones menores.

"RAC 18.7 ALTERACIONES. Se considera alteración cualquier cambio apreciable en el diseño de una aeronave, motor de aeronave, hélice o instrumento.

"(a) Alteración menor. Se clasifica como alteración menor: (1) una alteración que no tenga efecto apreciable en el peso, balance, resistencia estructural, operación de la planta de poder, características de vuelo o cualquiera otras características de vuelo o cualquier otras características que afecten la aeronavegabilidad de la aeronave; o (2) una alteración cuyas instrucciones y planos específicos hayan sido aprobados por el AAC y que pueda ser efectuada por medio de operaciones elementales.

"(b) Alteraciones mayores. Las alteraciones mayores son todas aquellas que no están incluídas en la definición de alteraciones menores."

18.7-1 ALTERACIONES MENORES EN LAS AERONAVES (Interpretaciones de la AAC concernientes a la Sección 18.7(a)).

Cambios como los enumerados posteriormente son considerados como alteraciones menores en las aeronaves. (Véase Manual de Aviación Civil 18.20-15 para detalles sobre cambio de equipo)

(a) EQUIPO OPCIONAL EN ESPECIFICACIONES DE AERONAVES. La instalación o cambio de ciertos elementos de equipo opcional, enumerados[3] en las especificaciones de las aeronaves,[3] cuando están hechos según las instrucciones del fabricante.[4]

(b) EQUIPO DE IGUAL O MENOR PESO. La instalación o cambio de equipo de igual o menor peso y en la misma ubicación y forma de la del equipo opcional enumerado en las especificaciones de las aeronaves.

(c) MODIFICACIONES SIMPLES. Cambios de relativa inferior naturaleza tales como el aumento de refuerzos y ajustes que son fácilmente colocados y la instalación de los que no requieren trabajo apreciable en la estructura del avión, cuando son hechos de acuerdo con las "Directivas de Aeronavegabilidad" que suplementan las Especificaciones de Aeronaves[5] expedidas por la Dirección de Aeronáutica Civil o de lo aprobado por el "Administrador de Aeronáutica Civil" sobre instrucciones de alteración en la fabricación del avión.[6]

(d) OPORTUNIDADES PARA MEJORAR LA VIDA DE SERVICIO. Cambios de una naturaleza menor en elementos de estructura o sin ella con el fin de mejorar la vida de servicio o reducir el costo de mantenimiento, siempre que el acumulativo de los cambios de peso de tales alteraciones no exceda del 2% del peso vacío especificado desde la última inspección de la Administración de la Aeronáutica Civil y entendiéndose que el centro de gravedad no ha sido variado con el peso vacío.

18.7-2 ALTERACIONES MENORES DE MOTORES DE AERONAVES. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la Sección 18.7(a)).

La alteración o conversión del motor de una aeronave efectuada reemplazando o agregando piezas de acuerdo con las "Directivas de aeronavegabilidad"

---

[3] Copias de las especificaciones de las aeronaves pueden ser obtenidas de la CAA Aviation Information, Washington, D.C.

[4] Los cambios acumulativos de peso de tales alteraciones desde la última inspección de la Aeronáutica Civil no deben exceder del 2% del peso vacío certificado.

[5] Copias de las especificaciones de aeronaves pueden ser obtenidas de la CAA Aviation Information, Washington, D.C.

[6] La debida referencia a la solicitud pertinente hecha por la Administración de Aeronáutica Civil o el Boletín de Alteraciones del fabricante, debe quedar siempre en los archivos de la fábrica reparadora y en el libro de la aeronave para el beneficio del Inspector de Seguridad de Aviación y con fines a la inspección posterior.

enumeradas en las especificaciones para el motor publicadas por la Administración de Aeronáutica Civil o de acuerdo con las instrucciones de alteración del fabricante del motor de la aeronave aprobada por la Administración de Aeronáutica Civil; se considera como una alteración menor del motor de la aeronave.

18.7-3 ALTERACIONES MENORES DE LA HELICE. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la Sección 18.7(a)).

Cambios en las hélices, ejes o gobernadores de las hélices hechos de acuerdo con las "Directivas de Aeronavegabilidad" que suplementan las especificaciones sobre hélices expedidas por la Administración de Aeronáutica Civil o de acuerdo con la aprobación de las instrucciones sobre alteraciones en la hélice por el "Administrador de Aeronáutica Civil", son consideradas como alteraciones menores.

18.7-4 ALTERACIONES MENORES DE INSTRUMENTOS. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la Sección 18.7(a)).

Los cambios de diseño que se efectúen de acuerdo con las recomendaciones del fabricante del instrumento aprobados por la Administración de Aeronáutica Civil, se consideran Alteraciones menores en los instrumentos.

18.7-5 ALTERACIONES MAYORES EN LA AERONAVE. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(b)).

Los cambios de las siguientes categorías, siempre que ellos no estén incluídos en las Especificaciones de la aeronave se consideran alteraciones mayores de ella debido a que probablemente afectarán considerablemente las condiciones de aeronavegabilidad de la aeronave (Ver MAC 18.20-15 para los detalles de los cambios en el equipo.)

(a) INSTALACION O REMOCION DEL EQUIPO.[7] La instalación o remoción de equipo en cualquier ubicación y de cualquier tipo que no sean los detallados en la sección MAC 18.7-1.

(b) CAMBIOS EN EL DISEÑO. Todo cambio básico en el diseño de cualquier componente tales como: alas, superficie de cola, fuselaje, tren de aterrizaje,

[7]Las alteraciones se consideran incluídas bajo las estipulaciones especiales contenidas en el RAC 18.11 para Estaciones de Reparaciones Certificadas y fabricantes, sin que tengan que ser ejecutadas de acuerdo con ningún otro Manual u otra especificación aprobada por la AAC siempre que sean ejecutadas en forma que: (a) el cambio total de peso producido por tales alteraciones desde la última inspección efectuada por la Administración de Aeronáutica Civil no exceda 2% del peso certificado en vacío; (b) el efecto del total del peso agregado sea tal que no afecte el centro de gravedad del avión en su condición de peso en vacío en más de 1/2 de 1% de la cuerda media del ala (M.A.C.), existente durante la última inspección efectuada por la Administración de Aeronáutica Civil; (c) el método de unión a la estructura sea tal que distribuya el peso uniformemente sobre una porción de la estructura tan extensa como sea posible; (d) que la instalación sea de tal naturaleza que no tenga efecto adverso sobre las condiciones de aeronavegabilidad originales. (Por ejemplo, no deberá considerarse satisfactorio la instalación de equipo que aumente el peligro de incendio o que de otro modo esté en contraposición con la operación segura del avión.)

etc. Elementos de los componentes (largueros, costillas, amortiguadores, arriostramientos, capotas de refrigeración, cubiertas de las cabinas, carenado, pesos de balanceamiento, etc.) de una aeronave.

(c) CAMBIOS EN LOS SISTEMAS DE COMBUSTIBLE, LUBRICANTE, REFRIGERACION, CALEFACCION, ANTIHIELO Y SISTEMA ELECTRICO. Los cambios que se ejecuten en el diseño original de los sistemas de combustible, aceite, refrigeración, calefacción, antihielo y sistema de escape del motor de una aeronave. Esto incluye las reconversiones de cualquier clase efectuadas con el propósito de utilizar combustible de un grado octano diferente al aprobado originalmente.

(d) INSTALACION DE UN TIPO DIFERENTE DE MOTOR, HELICE O SISTEMA PARA REBATIR LA HELICE. La instalación de un tipo de motor o hélice diferente de la aprobada para el avión o la instalación de un sistema para rebatir la hélice o de un sistema antihielo.

18.7-6 ALTERACION MAYOR DE MOTOR DE AVIACION (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(b)).

Los siguientes cambios se consideran alteraciones mayores en el motor de la aeronave.

(a) CONVERSION DEL MOTOR. La conversión del motor de una aeronave desde un tipo aprobado a otro, que impliquen cambios en la razón de conversión, reducción de la hélice o en la relación del sistema de propulsión de la turbina, que requieran extensivas modificaciones y pruebas del motor, aún cuando todo el trabajo puede ser efectuado usando piezas provenientes de la fábrica y ejecutado de acuerdo con las instrucciones de alteraciones del fabricante del motor aprobadas por la Administración de Aeronáutica Civil.

(b) MODIFICACION CON PIEZAS NO APROBADAS. Cuando se reemplacen partes estructurales de un motor de aviación con piezas diferentes que las suministradas por el fabricante original o por aquellas específicamente aprobadas por la Administración de Aeronáutica Civil,[8] a fin de obtener aprobación para el uso de las nuevas piezas.

18.7-7 ALTERACIONES MAYORES A LAS HELICES. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(b)).

Los cambios en el diseño de las aspas, núcleos o regulador de la hélice que no hayan sido autorizados en las Especificaciones para Hélices publicadas por la Administración de la Aeronáutica Civil;[9] se consideran alteraciones mayores en las hélices.

18.7-8 ALTERACIONES MAYORES DE INSTRUMENTOS (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.7(b)).

Los cambios no efectuados de acuerdo con las recomendaciones del fabricante del instrumento, aprobadas por la Administración de Aeronáutica Civil; se consideran alteraciones mayores de los instrumentos.

[8] Los cambios referidos más arriba requieren la condición de extensas pruebas tal como se especifica en la Parte 13 del Reglamento de Aeronáutica Civil y MAC 13. Ver también MAC 18.20-13(a)(4).

[9] Los cambios descritos más arriba por lo general requieren pruebas de operación de la hélice o regulador de velocidad de acuerdo con el RAC 14.

"RAC 18.10 Agencias autorizadas para la mantención y ejecución de reparaciones y alteraciones. La mantención y las reparaciones y alteraciones podrán ser ejecutadas solamente por: (a) Un mecánico provisto con la licencia apropiada o por una persona que esté trabajando bajo la supervisión directa de dicho mecánico, o (b) una estación de reparaciones certificada que posea la licencia correspondiente, o (c) por el fabricante de la aeronave o pieza de la aeronave que se va a reparar; siempre que todas las reparaciones y alteraciones de los instrumentos, reparaciones mayores de las hélices y alteraciones mayores sean efectuadas solamente por una estación de reparaciones certificadas que tenga la licencia apropiada o por el fabricante de instrumentos o hélices."

18.10-1 AGENCIAS DE REPARACIONES. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.10)

De acuerdo con las clasificaciones establecidas en las subsecciones MAC 18.6 y MAC 18.7, las agencias que pueden reparar o alterar una aeronave, motor de aviación, hélice o componente se dividen como sigue:

Estaciones de reparaciones certificadas.
Fabricantes.
Mecánicos con certificado de competencia.

(a) ESTACIONES DE REPARACIONES CERTIFICADAS. Una estación de reparaciones certificada es aquella que ha sido certificada (licenciada) de acuerdo con las estipulaciones del reglamento de Aeronáutica Civil (RAC 52).

(b) FABRICANTE. Para los efectos de este Manual se entiende por fabricante (1) el poseedor de un Certificado de Prototipo; o la aprobación por el Administrador para una aeronave, motor de aviación, hélice; o que tenga derecho de usar las garantías de un certificado de prototipo o aprobación del Administrador por medio de un convenio para usar patentes, o (2) el fabricante de una pieza o accesorio para una aeronave certificada, o (3) el fabricante de un instrumento que se instale en una aeronave certificada; siempre que el fabricante tenga como empleado un mecánico provisto de una licencia de competencia a cargo directo de las operaciones de mantención, reparación o alteración.[10]

(c) MECANICOS CON CERTIFICADO DE COMPETENCIA. Un mecánico con certificado de competencia significa que éste ha obtenido una licencia de acuerdo con las estipulaciones del Reglamento de Aeronáutica Civil (RAC 24).

18.10-2 AGENCIAS AUTORIZADAS PARA EFECTUAR SERVICIO DE MANTENCION Y EJECUTAR REPARACIONES Y ALTERACIONES MENORES. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.10)

(a) MANTENCION, REPARACIONES MENORES Y ALTERACIONES MENORES DE AERONAVES. La mantención, reparaciones menores y alteraciones menores de una aeronave

[10] Ver RAC 24.13 Certificado para mecánico de fábrica

certificada puede ser ejecutada por alguno de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificadas que posea la licencia apropiada.
El fabricante de la aeronave.
Un mecánico para aeronaves provisto de un certificado de competencia.
Una persona bajo la supervición directa de un mecánico para aeronaves provisto de un certificado de competencia.

(b) MANTENCION, REPARACIONES Y ALTERACIONES MENORES DE MOTORES DE AERONAVES. La mantención, reparaciones y alteraciones menores de un motor de aviación certificado puede ser ejecutada por alguno de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificadas que posea la licencia apropiada.
El fabricante del motor de aviación.
Un mecánico para motores provisto de un certificado de competencia.
Una persona bajo la supervisión directa de un mecánico para motores provisto de un certificado de competencia.

(c) MANTENCION, REPARACIONES Y ALTERACIONES MENORES DE HELICES DE AERONAVES. La mantención, reparaciones menores o alteraciones menores de una hélice certificada puede ser efectuada por cualquiera de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificadas que posea la licencia apropiada.
El fabricante de la hélice.
Un mecánico para motores provisto de un certificado de competencia.
Una persona bajo la supervisión directa de un mecánico para motores provisto de una licencia de competencia.

(d) MANTENCION, REPARACIONES MENORES[11] Y ALTERACIONES MENORES. La mantención, reparaciones menores o alteraciones menores de un instrumento pueden ser efectuadas por cualquiera de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificadas que posea la licencia apropiada.
El fabricante del instrumento.

18.10-3 AGENCIAS AUTORIZADAS PARA EJECUTAR REPARACIONES MAYORES Y ALTERACIONES MAYORES. (Interpretaciones de la AAC concernientes a la sección 18.10)

(a) REPARACIONES Y ALTERACIONES MAYORES DE LAS AERONAVES. Las reparaciones mayores o alteraciones mayores de una aeronave certificada puede ser ejecutada por cualquiera de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificadas que posea la licencia apropiada.
El fabricante de la aeronave.

---

[11] El reemplazo de los instrumentos removibles puede considerarse como una reparación menor de aeronave (Ver MAC 18.6-1(G)), y puede ser ejecutada o supervigilada por un mecánico de aeronaves poseedor de una licencia.

Un mecánico para aeronaves provisto de un certificado de competencia.
Una persona bajo la supervisión directa de un mecánico para aeronaves provisto de un certificado de competencia.

(b) REPARACIONES Y ALTERACIONES MAYORES EN LOS MOTORES DE LAS AERONAVES. Las reparaciones mayores, las alteraciones mayores del motor de una aeronave certificada pueden ser efectuadas por cualquiera de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificada que posea la licencia apropiada.
El fabricante del motor.
Un mecánico para motores provisto de un certificado de competencia.
Una persona bajo la supervisión directa de un mecánico para motores provisto de un certificado de competencia.

(c) REPARACIONES Y ALTERACIONES MAYORES DE LA HELICE DE LA AERONAVE. Las reparaciones mayores o alteraciones mayores de una hélice certificada puede ser ejecutada por cualquiera de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificada que posea la licencia apropiada.
El fabricante de la hélice.

(d) REPARACIONES Y ALTERACIONES MAYORES DE LOS INSTRUMENTOS DE LAS AERONAVES. Las reparaciones mayores o alteraciones mayores de un instrumento pueden ser ejecutadas en cualquiera de los siguientes:

Una estación de reparaciones certificada que posea la licencia apropiada.
El fabricante del instrumento.

"RAC 18.11 Estipulaciones para la aprobación de reparaciones mayores y alteraciones mayores. Ninguna aeronave, motor de aviación o hélice a la que se le haya ejecutado cualquiera alteración mayor o reparación mayor, podrá ser reintegrada al servicio hasta después que haya sido examinada, inspeccionada y aprobada por un representante debidamente autorizado de la AAC a no ser que la reparación o alteración haya sido ejecutada de acuerdo con un manual o especificaciones aprobado por la AAC,[2] y ejecutada por una estación de reparaciones certificada poseedora de la licencia apropiada, o por el fabricante."

18.11-1 Procedimiento para la aprobación de reparaciones y alteraciones mayores ejecutadas en aeronaves civiles de matrícula de EE. UU. en la República de Canadá (disposición de la AAC aplicable al párrafo 18.11) (a) Con el propósito de facilitar la reincorporación al servicio de una aeronave civil de los EE. UU. que haya sido sometida a reparaciones mayores o alteraciones mayores en la República del Canadá, dichas reparaciones o alteraciones pueden ser aprobadas por un inspector de aeronaves del Departamento de Transporte del Canadá, División de los Servicios Aéreos, él que se considerará como un representante autorizado de la AAC de EE. UU. siempre que:

(1) La reparación o alteración mayor, o ambas, no afecten los límites de operación de la aeronave aprobados por la AAC, y que

---

[2] Tal manual o especificación mencionado puede, por ejemplo, ser provisto por el fabricante, una estación de reparación certificada o por la AAC. Todos los manuales o especificaciones suministrados por cualesquiera otra fuente que no sea la AAC deberán ser aprobadas por esta última entidad.

(2) La reparación mayor y la alteración mayor, o ambas, hayan sido ejecutadas por un mecánico con certificado de competencia, en vigencia, de EE. UU., o que ellas hayan sido efectuadas bajo su directa supervisión.

(3) El Formulario de Reparación y Alteración (Formulario ACA-337) y las anotaciones en la bitácora hayan sido efectuadas por el mecánico de acuerdo con el párrafo 18.16 y con las partes pertinentes de la política e interpretaciones del AAC especificadas en la Parte 18, y con las partes pertinentes de la política e interpretaciones del AAC especificadas en la Parte 18, y

(4) Las reparaciones y alteraciones o ambas hayan sido declaradas como que cumplen con los requisitos de aeronavegabilidad de EE. UU. por el Inspector de aeronaves del Canadá, y

(5) El informe de la inspección proporcionado al propietario de la aeronave por el insepctor de aeronaves del Canadá sea retenido conjuntamente con las copias del Formulario de Reparación y Alteraciones (Formulario AAC-337) y presentado al agente de la AAC o a su representante inmediatamente después del regreso de la aeronave a los EE. UU.

(b) La aprobación del Inspector de aeronaves del Departamento de Transportes del Canadá no será requerida cuando las reparaciones y alteraciones o ambas sean efectuadas por una estación de reparaciones del Canadá que tenga un Certificado para Estación de Reparación y las licencias apropiadas otorgadas por el AAC.

"RAC 18.12 Pruebas en vuelo. Cuando una aeronave, motor de aeronave o hélice haya estado sujeta a operaciones de mantención, reparaciones menores o alteraciones menores que puedan haber cambiado sus características de vuelo en forma apreciable o afectado substancialmente su operación de vuelo, o que haya estado sometida a una reparación mayor o alteración mayor; tal aeronave, antes de transportar pasajeros, deberá ser probada en vuelo por un piloto que tenga por lo menos 200 horas de vuelo y que sea poseedor de, por lo menos, una licencia de piloto privado y el debido certificado de competencia para la aeronave que se probará en vuelo."

"RAC 18.15. Entrada de las reparaciones y alteraciones menores en la bitácora. En la correspondiente bitácora deberá estamparse una adecuada descripción de cada reparación menor o alteración menor de una aeronave, motor para aeronave o hélice, debidamente firmada por el mecánico que ha estado directamente encargado de ellas, incluyendo el número de su certificado de competencia. En caso que ellas hayan sido efectuadas por el fabricante o una estación de reparaciones certificada, dicha reparación o alteración deberá ser entrada en la bitácora apropiada y firmada por una autoridad oficial de la agencia correspondiente. La instalación de instrumentos en una aeronave deberá ser registrada en la bitácora de la aeronave por la agencia que efectuó la instalación.

18.15-1 NATURALEZA DE LAS ANOTACIONES (Politica de la AAC con respecto a la sección 18.15).

En caso que el trabajo haya sido ejecutado para cumplir con una directiva de la Administración de Aeronáutica Civil o siguiendo las recomendaciones del fabricante de la unidad reparada, o si se trata de reemplazo de un componente adquirido del fabricante original, la anotación así deberá establecerlo.

"RAC 18.16. Registro de reparaciones y alteraciones mayores. La agencia de reparaciones que efectúe una reparación o alteración mayor de una aeronave, motor de aeronave o hélice, deberá preparar los Formularios de Reparación y Alteración en la forma prescrita por la AAC, debiéndose proporcionar una copia en duplicado de este formulario al propietario de la aeronave y ejecutar las debidas anotaciones en la página apropiada de Record de Operaciones de la aeronave.

18.16-1 NUMERO DE FORMULARIOS REQUERIDOS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16).

El Formulario de Reparación y Alteración[12] deberá ser sometido en duplicado a no ser que el Inspector de Aeronáutica solicite copias adicionales. Una copia de estos formularios deberá ser conservada por el propietario de la aeronave y el original deberá ser entregado al agente.

En los casos en que una empresa de transportes esté operando de acuerdo a las estipulaciones de un Sistema aprobado para Control de Peso, el Inspector de Aeronáutica deberá determinar que se ejecuten las debidas anotaciones en el correspondiente formulario de peso y que el efecto de los cambios de peso hayan sido considerados. En todos los otros casos, el Inspector deberá asegurarse que se hayan entrado todos los datos en los formularios de registro de peso o formularios corregidos hayan sido preparados y presentados en el caso que ellas sean necesarias.

18.16-2 NATURALEZA DE LOS DATOS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)

El formulario de Reparación y Alteración deberá incluir todos los datos

---

[12] Ver Apéndice A.

técnicos que son necesarios para demostrar que la reparación o alteración han sido efectuadas cumpliendo con los requisitos de aeronavegabilidad, sea refiriéndose a las figuras y tablas de este Manual o incorporando en el formulario correspondiente los análisis de esfuerzos, cálculo de peso y balanceamiento, informes de pruebas, dibujos, croquis de los detalles con las debidas cotas y fotografías. Cuando estos datos tengan considerable extensión deberán anexarse a la copia original del formulario que se entrega al Inspector de Aeronáutica, refiriéndose a ellos en ambas copias del formulario.

18.16-3 REPARACIONES Y ALTERACIONES EFECTUADAS EN LA FLOTA DE UNA EMPRESA DE TRANSPORTE (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)

En el caso de que se efectúe simultáneamente reparaciones o alteraciones en diversas aeronaves de una empresa de transportes, será necesario llenar solamente un formulario completo. El Formulario de Reparación y Alteración deberá establecer las marcas de registro y número de serie de todas las aeronaves afectadas. Si después de cierto número de aeronaves adicionales de la misma flota son reparadas o alteradas, los Formularios de Reparación y Alteración para estas aeronaves necesitarán meramente referirse a los records sometidos previamente y establecer las marcas de identificación, número de serie y la fecha. El agente determinará también si el operador posee un sistema digno de confianza para computar los cambios acumulativos de pesos.

18.16-4 USO DE FOTOGRAFIAS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)

Los dibujos o croquis requeridos en el Formulario de Reparación y Alteración, pueden ser reemplazados por fotografías acompañadas por una descripción detallada del trabajo ejecutado, indicando e identificando los materiales usados en la mencionada fotografía. De esta manera es también posible conservar un registro de las diferentes etapas de la reparación y alteración a medida que el trabajo progresa hasta su terminación.

18.16-5 PRUEBA DE RESISTENCIA (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16).

(a) COMPARACION CON LAS PIEZAS ORIGINALES. Las piezas originales retiradas de una aeronave al efectuar una reparación o alteración mayor, deberán ser conservadas por la agencia de reparación hasta que el Inspector de Aeronáutica haya completado su inspección del trabajo para su aprobación, o en el caso de una reparación, para que aquél quede satisfecho que la estructura reparada está en condiciones de aeronavegabilidad.

(b) COMPARACION CON LOS PLANOS ORIGINALES DEL FABRICANTE. El Inspector de Aeronáutica, puede a su discreción exigir que se le suministren los planos (dibujos) del fabricante original de las piezas o partes afectadas. Para obtener los dibujos necesarios, la agencia de reparación deberá informar al fabricante del número de serie del avión y de la magnitud de los daños. Después de terminado el trabajo, los dibujos y el Formulario de Reparación y Alteración debidamente completados, junto con una copia de la carta del fabricante, deberá ser presentada al Inspector de Aeronáutica con el fin de facilitarle su labor. En la carta, el fabricante deberá enumerar los dibujos y especificar el número de serie del avión para el cual ellos fueron confeccionados.

Cuando pueda demostrarse que no es posible obtener los dibujos de fábrica, como ser en el caso del fabricante se haya retirado de los negocios y no tenga un sucesor activo, la agencia de reparaciones puede obtener copias fotostáticas de dichos dibujos, a la tarifa convencional, de las compañías productoras de dibujos (copias ferroprusiato) a través de la División de Aeronaves de la Oficina Regional del AAC para el área respectiva.

18.16-6. ESPECIFICACIONES DEL MATERIAL USADO (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)

(a) CERTIFICADO QUE ESTABLECE QUE EL MATERIAL USADO ES EL APROBADO. La agencia de reparación deberá otorgar un certificado estableciendo que las piezas o materiales usados en el trabajo, han sido adquiridos de acuerdo con las especificaciones aprobadas por el fabricante original o desde una firma de suministros de aviación de reconocida reputación. De la misma forma se aceptan como comprobantes las facturas extendidas por el fabricante original o su agente autorizado.

(b) DEMOSTRACION MEDIANTE PUREBAS O MUESTRAS. El Inspector de Aeronáutica podrá exigir a su discreción, que se le proporcionen muestras de los materiales usados en la reparación o alteración mayor. Cuando no sea posible comparar los materiales por una inspección visual o pruebas sencillas como ser, tomar las lecturas de dureza Rockwell o Brinell, deberán suministrarse los resultados de las pruebas de la especificación del material de la muestra de la pieza original y de la pieza de reemplazo.

18.16-7. PROCEDIMIENTOS Y RECOMENDACIONES ACERCA DE ALTERACIONES TIPICAS. (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)

En el MAC 04.061 se encontrarán los procedimientos detallados que deben seguirse para ejecutar las alteraciones mayores más comunes, tales como las siguientes:

La instalación de un motor de tipo diferente al especificado en el Certificado de Prototipo.
La instalación de una rueda de cola y neumático, en lugar de un patín que hayaen la conversión de un avión aprobado de tipo terrestre o hidroavión a un tipo aprobado de avión con esquíes.

A continuación se dan algunas recomendaciones acerca de las siguientes alteraciones típicas:

(a) AUMENTO DEL PESO BRUTO. Un aumento del peso bruto naturalmente exigirá que la estructura sea capaz de soportar mayores cargas durante el vuelo y el aterrizaje. Con frecuencia se tendrá disponible un estudio de los datos de diseño original y se preparará un análisis de esfuerzos parciales, el que debe ser ejecutado preferiblemente por el fabricante de la aeronave. Asímismo las características de vuelo serán afectadas, por lo que generalmente será necesario ejecutar pruebas de vuelo. El aumento del peso es a menudo acompañado de cambios en su distribución, cuyos efectos están considerados en el párrafo 18.16-7(b) del MAC. El aumento en peso bruto para propósitos industriales específicos, como ser, pulverización de sembrados, puede ser permitido, pero en tal caso la aeronave deberá ser usada solamente para ese tipo de operación, y pasará a ser identificada por la palabra "Restricta". Cuando una aeronave va

a ser usada en operaciones restrictas, deberá consultarse un Inspector de la AAC.

(b) CAMBIOS EN LA DISTRIBUCION DE PESOS. Cualquier cambio en la ubicación de items que tengan peso considerable, o la adición de nuevos items (equipo, etc.) puede tener serios efectos en las condiciones de vuelo del avión. Cuando se ejecuta cualquier cambio en la distribución de peso es de responsabilidad de la agencia que ejecuta la reparación determinar por cálculos o pesando nuevamente la aeronave, si se han excedido los límites aprobados, que aparecen en la especificación de los últimos modelos. Si los límites se han excedido no se podrá extender la aprobación respectiva hasta que no se muestre por medio de una prueba en vuelo que la aeronave cumple con los requisitos de vuelo.

Es de la mayor importancia recalcar que las características de vuelo no sólo empeoran gradualmente por el desplazamiento del centro de gravedad hacia atrás, sino que además en algunas oportunidades existe, o finalmente se alcanzará una condición en que un pequeño cambio tendrá efectos considerables. Por esta razón deberá tenerse especial cuidado de no aumentar el peso del avión hacia atrás del ala más allá del límite originalmente aprobado. La disminución del peso más adelante del ala, como por ejemplo usar una hélice más liviana, tendrá un efecto similar. El aumento del peso más adelante del ala alterará el equilibrio durante el vuelo y puede ser que las condiciones de aterrizaje se tornen peligrosas. Naturalmente el efecto del cambio de peso será mayor en las proximidades de la nariz y de la cola. Los cambios de peso razonablemente pequeños en la zona cubierta por el ala, no tienen mayor importancia desde el punto de vista de equilibrio y estabilidad. Para mayores detalles con respecto al procedimiento de peso y balanceamiento, véase MAC 18.20-15.

(c) INSTALACION DE NUEVOS ITEMS. Aparte de los efectos que la adición de una nueva pieza de equipo tiene sobre el peso y la distribución del peso discutida en MAC 18.16-7 y 18.16-7(a) existe peligro en que ella puede causar concentración de cargas locales que pueden dañar seriamente la estructura del avión si la instalación no es propiamente ejecutada. Debe recordarse que durante las maniobras de vuelo y en el aterrizaje, es posible que se desarollen fuerzas de inercias tales que un item puede imponer cargas igual a varias veces su propio peso, sobre la estructura de soporte. Por ejemplo, una batería de acumuladores de 35 libras soportadas por un tubo transversal del fuselaje tendrá un peso efectivo considerablemente mayor que 100 libras durante un aterrizaje brusco. Si el tubo transversal no ha sido originalmente diseñado para soportar esta carga probablemente fallará o se doblará. El peligro será mayor cuando esta falla parcial ocurrida en el aterrizaje no sea notada, porque la estructura puede fallar por completo durante algunos de los vuelos posteriores.

(d) CAMBIOS EN EL GRUPO MOTOPROPULSOR. La instalación del grupo motopropulsor de una aeronave certificada es ejecutada de acuerdo a procedimientos basados en el estudio de los accidentes y records de servicio que cubren varios años de operación en todos los tipos de aeronaves. Estos records prueban que muchos accidentes fueron debidos a pequeños detalles ejecutados incorrectamente en la instalación del sistema de combustible o aceite, refrigeracion, sistema de admisión e items de naturaleza parecida. Por esto no es aconsejable efectuar ningún cambio sin darle cuidadosa consideración.

Cuando sea necesario efectuar cambios en la instalación de grupos motopropulsores, deberá consultarse al fabricante de la aeronave. Si el fabricante no tiene la información técnica concerniente a tal cambio, deberá consultarse

un Inspector de Aeronáutica para determinar si la condición de aeronavegabilidad de la aeronave será adversamente afectada al ejecutar el cambio.

La placa de datos del avión que acompaña el Certificado establece el tipo de hélice cuyo uso proporciona seguridad. No deberá instalarse una hélice de mayor diámetro sin ejecutar una investigación, porque puede ser que ella no tenga la suficiente tolerancia con respecto a la tierra, lo que producirá un excesivo desgaste de los extremos de las aspas. Además, el reemplazo de una hélice por otra que tenga apreciablemente diferente diáemtro, sea mayor o menor, o peso diferente puede resultar en algunos casos en hacer inseguar la performance del avión.

(e) CAMBIOS EN LAS SUPERFICIES DE CONTROL. Cualquier cambio en las dimensiones de la superficie de control afectará las condiciones de carga sobre la estructura del avión y en consecuencia requerirá un análisis de esfuerzos adicional, prueba estática o ambas. Las pruebas de vuelo son también por lo general obligatorias. El propietario es aquí especialmente advertido en contra de la ejecución de efectuar cambios menores sobre las superficies de control, considerando que el diseño original a menudo cumple exactamente ciertos requisitos para impedir las vibraciones aerodinámicas (flutter). Ningún contrapeso de balanceamiento deberá ser removido o agregado sin conulstar el fabricante y obtener finalmente la aprobación del Inspector de Aeronáutica. En especial es indispensable evitar cualquier alteración en el contorno de la sección delantera del eje de articulación o aumentar el peso en las superficies movibles ubicadas hacia atrás del eje de articulación. Las aletas de compensación y equilibrio tienen un efecto poderoso, no debiendo ser alteradas o permitirse que se suelten. Todas estas precauciones para evitar vibraciones aerodinámicas que aumentan en importancia a medida que la velocidad de la aeronave es mayor. En los aviones de alta velocidad cualquier cambio en las superficies de control o sistema de control puede resultar en peligrosas vibraciones.

(f) MODIFICACIONES EN LAS CAPOTAS DE REFRIGERACION Y CARENADO. A pesar de que los cambios que afectan el carenado pueden ser usualmente efectuados sin alterar las condiciones de aeronavegabilidad de la aeronave, se ha comprobado que algunos aviones son muy sensibles a los pequeños cambios en los contornos de su figura, diseño de parabrisas y filetes. Evidentemente, cualquier cambio en las capotas de refrigeración del motor afectará la efectividad de la refrigeración y en consecuencia existirán posibilidades de falla o funcionamiento defectuoso del motor.

Las aeronaves de ala baja tienen por lo general filetes sobre la unión ala-fuselaje a fin de prevenir vibraciones de orden aerodinámico sobre la cola. Cualquier alteración en estos filetes puede ser peligrosa. El fabricante deberá ser consultado acerca de la propiedad de estos cambios.

(g) INSTALACION DE ACCESORIOS. Para la instalación de accesorios deberán seguirse las instrucciones del fabricante de la aeronave y de los accesorios, especialmente en el caso de mecanismo de accionamiento para las luces de magnesio y en el caso de las luces de navegación, los cuales deben ser instalados dentro de ciertos límites angulares, para los cuales deberán observarse las instrucciones del fabricante del equipo eléctrico.

(h) BATERIAS. Las baterías deberán ser instaladas de acuerdo con las instrucciones provistas en el Reglamento de Aeronáutica Civil 3.682 a 3.684;

RAC 4.571; y RAC 4b727 a 4b730. Debe tenerse presente que las baterías secas no se consideran satisfactorias para la operación de luces de navegación.

18.16-8 DISPOSICION DE LOS DATOS (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)

La agencia de reparación deberá solicitar que un Inspector de Aeronáutica examine el trabajo, los datos técnicos y los formularios correspondientes. Para permitir la inspección del trabajo por parte del Inspector, será necesario por lo general tomar contacto con él mientras el trabajo está en proceso o hacer los arreglos para dejar las suficientes aberturas para fines de inspección a fin de que él pueda efectuarla después que el trabajo esté terminado. Las soldaduras, especialmente en la estructura primaria no deberán ser pintadas hasta después de que se obtenga la autorización del Inspector. La cuidadosa consideración de la siguiente lista de comprobaciones eliminará muchas preguntas y dilaciones.

(a) REPARACIONES.

(1)¿Se han reemplazado las piezas dañadas por piezas nuevas fabricadas del mismo material? ¿Están estos hechos estampados claramente en el Formulario de Reparación y Alteración?

(2) ¿Son las piezas nuevas un exacto duplicado de las originales (en lo que respecta a dimensiones, filetes, soldaduras, etc.)? ¿Está esto establecido en el Formulario de Reparación y Alteración? Si existen diferencias, ¿están todas ellas enumeradas y se han indicado todas las nuevas dimensiones necesarias?

(3) ¿Se ha establecido en el Formulario de Reparación y Alteración si la pieza original había sido tratada térmicamente o no? ¿Se establece en el Formulario de Reparación y Alteración si la nueva pieza (o reparada) ha sido tratada térmicamente en forma similar (o si ha sido nuevamente sometida a tratamiento térmico?

(4) ¿Ha existido cualquier cambio de peso? ¿Se ha indicado en forma definitiva si esta circunstancia ha ocurrido o no en el Formulario de Reparación y Alteración?

Los items mencionados más arriba pueden ser contestados rápidamente por el operario que efectuó el trabajo en el avión; a pesar de ello, su omisión es muy frecuente.

(b) ALTERACIONES.

(1) ¿Cuál fué el peso del artículo instalado (o removido)?

(2) ¿Cuál era la ubicación del item removido o cuál es la ubicación del item instalado? Esto deberá ser expresado en pulgadas a partir del plano de referencia (datum).

(3) ¿Ha sido compensado el equilibrio del avión de acuerdo a la inclusión o remoción del item?

(4) ¿Cómo está fijado a la estructura el nuevo item? ¿Se indica en los

croquis la forma de unión?

(5) ¿Se ha descrito adecuadamente el nuevo item?, es decir, ¿se ha anotado el nombre del fabricante y el modelo?

(6) Si el nuevo item representa una alteración estructural o exige una estructura adicional para su aplicacion, ¿se han dado todas las dimensiones necesarias y otras informaciones de ingeniería? ¿Se ha reformado adecuadamente la resistencia de la estructura o en caso contrario, se ha considerado si ella era evidentemente satisfactoria?

18.16-9 REGISTRO EN EL RECORD DE OPERACION DE LA AERONAVE (Política de la AAC concerniente a la sección 18.16)

Una agencia de reparación que se dedique a reparaciones mayores o alteraciones mayores de aeronaves, motores de aviación o hélices deberá efectuar una anotación descriptiva del trabajo ejecutado, en la página apropiada del Record de Operaciones de la Aeronave. Se exige que en todas las reparaciones o alteraciones dudosas que pueden exigir nuevos métodos de reparaciones, que producen diferentes características de vuelo o el planteamiento de problemas complicados de peso y equilibrio, los formularios debidamente llenos, junto con todos los datos técnicos sean sometidos a las ficinas Regionales de la División de Aeronaves de la AAC para la aprobación de los puntos dudosos, antes de la completa terminación del trabajo.

18.16-10 REGISTROS ESPECIALES QUE DEBEN SER LLEVADOS POR LOS FABRICANTES Y LAS ESTACIONES CON CERTIFICADO DE COMPETENCIA PARA EFECTUAR REPARACIONES. (Política de la AAC con respecto a la sección 18.16)

Para ser posible la mantención de los records de todo el trabajo efectuado en una aeronave, de acuerdo a las estipulaciones especiales contenidas en el RAC 18.11, y las estaciones de reparaciones certificadas (excepto aquellas que efectúen trabajos en aeronaves certificadas de una empresa de transporte) los fabricantes deberán:

(a) Suministrar al propietario de la aeronave reparada o alterada con una copia del Formulario de Reparación o Alteración de la AAC y anexar a él todos los detalles técnicos tales como planos, cálculos de equilibrio, registro de peso, etc., según sea el caso.

(b) Efectuar las revisiones necesarias a la página correspondiente del Record de Operaciones de Aeronaves.

"RAC 18.17. ESTIPULACIONES PARA LOS REGISTROS LLEVADOS POR LAS EMPRESAS DE TRANSPORTE AEREO. En el caso de reparaciones o alteraciones de aeronaves pertenecientes a una empresa de transporte aéreo de itinerario regular, las anotaciones en las bitácoras y records de operación de la aeronave pueden ser reemplazadas por un sistema de registro de reparaciones y alteraciones firmado por personal responsable."

18.17-1 REGISTROS LLEVADOS POR LAS BASES DE REPARACIONES (Política de la AAC con respecto a la sección 18.17)

Los procedimientos especiales descritos en MAC 18.16-9 no deben ser

seguidos por las estaciones de reparaciones o empresa de transporte certificadas que estén ejecutando la reparación o alteración de una aeronave de transporte. Los records de la base de reparación incluyendo los records de control de peso mantenido por estas Agencias se considera que sirven el mismo propósito.

de superficies bien cepilladas, uniformes y suaves, libres de fibras molidas.

No se recomienda el empleo de cepillos endentados o cualquier otro sistema para producir irregularidades sobre las superficies lisas de la madera corriente antes de ser encoladas.

Tal tratamiento de las superficies lisas de madera puede producir irregularidades locales y eliminación de las aristas, lo que es perjudicial. Aún cuando no se recomienda lijar las superficies lisas planas de maderas blandas, ello constituye un valioso medio para mejorar las características del encolado de algunas superficies de madera dura contraplacada; de la madera que haya sido comprimida por medio de su exposición a altas presiones y temperaturas; de maderas impregnadas con resina (impreg. y compreg.) y papel plástico laminado (papreg.)

Las superficies de madera que se van a encolar deberán estar excentas de aceite, cera, barniz, shellac, laca, esmalte, dope, selladores, pintura, tierra, polvo, residuos de cola antigua, marcas de lápiz y demás materias extrañas.

La prueba de agua es útil para determinar la presencia de cera. Las gotas de agua colocadas sobre la superficie de contraplacado cubierto con cera, no se extenderán ni mojarán la madera. En el presente el único medio positivo de determinar las verdaderas características de encolado de las superficies de contraplacado, es por medio de esta prueba preliminar.

(ii) COLAS. Las colas usadas para la reparación de aeronaves pueden clasificarse en dos grupos generales: colas de caseína y colas de resina. Cualquier cola que cumpla con los requisitos de la especificación Army o Navy (Ejército o Marina) es satisfactoria para ser usada en aeronaves civiles certificadas. En todos los casos la cola debe ser usada estrictamente de acuerdo con las recomendaciones de los fabricantes de cola.

(a) COLAS DE CASEINA. La cola de caseína es probablemente más usada que la cola de resina en la reparación de aeronaves. El aspecto, características y propiedades de resistencia al agua de la cola de caseína han permanecido substancialmente las mismas por muchos años excepto que se le ha agregado preservativos. Las colas de caseína usadas en aviación deben contener preservativos adecuados tales como fenol clorificado y sus respectivas sales de sodio para mejorar su resistencia a la deteriorización orgánica cuando están expuestas a humedad intensa. La mayoría de las colas de caseína se venden en forma de polvo listas para ser mezcladas con agua a la temperatura ordinaria del taller.

(b) COLA SINTETICA DE RESINA. Las características sobresalientes de las colas sintéticas de resina es que ellas retienen su resistencia y durabilidad bajo condiciones de humedad e incluso después de haber estado expuestas al agua. Las variedades más conocidas y más usadas de las colas de resina sintética son las de fenol-formaldehido, resorcinol-formaldehido y uracilo-formaldehido. A menudo el fabricante agrega materiales a la cola de resina tales como aserrín de madera para mejorar las características de aplicación y las propiedades de adhesión. La Tabla 1-2 ha sido preparada para facilitar la selección de colas sintéticas de resina, tabla que se ha compilado en su mayor parte a base de las direcciones e instrucciones de los fabricantes de cola, de la experiencia de los que la han usado y de los resultados de las pruebas disponibles. Esta lista es incompleta y está sujeta a cambios debido a que algunas marcas de cola no se

fabrican en la actualidad, a que otras han sido modificadas y a que continuamente se están introduciendo nuevas colas en el mercado. La inclusión de cualquier cola determinada en esta lista no debe interpretarse como un certificado de parte de ninguna Agencia del Gobierno como que ellas cumplen con las especificaciones respectivas.

Las colas enumeradas en esta tabla pertenecen al tipo de aplicación a la temperatura del taller. La temperatura apropiada para la aplicación y adhesión de cola del tipo formaldehido varía entre 70° a 75° F y para la cola de 70° o más. La resistencia al empalme será dudosa si su unión o adhesión de la cola se han ejecutado a temperaturas bajo 70° F. Dentro de las colas sintéticas para trabajos en frío, más comunes, que requieren una temperatura de adhesión de un mínimo de 70° F se encuentran el Casco Resin Liquid número 5, Cascamite ANS, Bakelite BCV-12772, Lauxite 77X, Perkins DC-246, Plaskon 250-2, Uformite CB-551, Weldwood, etc. Existen otros tipos apropiados para ser usados a temperaturas intermedias o de aplicación a presión en caliente, que no se incluyen en la tabla porque su uso generalmente requiere equipo especial y un control especial de calidad.

(c) PREPARACION DE LA COLA DE RESINA. Las colas de resina líquidas pueden venir preparadas para su uso inmediato o en cierta forma que requerirá solamente la adición de un elemento endurecedor. En todo caso la proporción de la mezcla, consistencia de la cola y límite de tiempo para proceder al empalme, deberá ser el especificado en las recomendaciones e instrucciones del fabricante de la cola. Las colas sintéticas de resina para aplicaciones en frío, son aptas para su uso dentro de límites de tiempo definitivamente limitados, debiendo prestarse especial cuidado de rechazar (botar) la cola y limpiar el equipo antes que se termine el período de efectividad de la cola. En climas de temperaturas altas es aconsejable mantener el recipiente contenedor de la cola en un baño de agua fría, aproximadamente a 70° F, para prolongar la vida útil de la mezcla.

(iii) TECNICA DEL ENCOLADO

(a) ESPARCIMIENTO DE LA COLA. Para efectuar un empalme encolado satisfactorio, la cola deberá distribuirse homogeneamente en ambas de las superficies que se van a unir. Es recomendable usar una brocha limpia y prestar atención especial a que todas las superficies sean uniformemente cubiertas. No se recomienda esparcir la cola en un solo lado de las dos superficies.

(b) FACTOR TIEMPO DURANTE EL ENCOLADO. Cuando las piezas de madera han sido cubiertas con una capa de cola y después expuestas libremente a la acción del aire, la consistencia a la cola cambia más rápidamente que cuando las piezas se ensamblan entre sí tan pronto como se haya aplicado la cola.

Cuando las colas de aplicación en frío se esparcen sobre las partes de madera y se dejan expuestas a la atmósfera, el tiempo máximo para ejecutar el ensamble se reduce apreciablemente en comparación con el que se dispone cuando las piezas no han estado expuestas al aire libre. La relación aproximada entre el tiempo necesario para el ensamble y las presiones a que las piezas deben estar sometidas deberán ser las recomendadas por el fabricante de cola.

El tiempo que es necesario someter a presión el ensamble para las colas de caseína y resina, es por lo general, 7 horas o más. Existen otras colas que

requieren diferentes períodos de tiempo y temperatura para su adhesión. Los empalmes encolados aumentan en resistencia principalmente debido al secamiento de la cola, por lo que, dentro de lo posible es recomendable mantener la presión de un día a otro. Un período de aplicación de presión más extenso, es deseable porque permite que el ensamble alcance una mayor proporción de su resistencia final antes que sean removidos de las prensas.

(c) PRESION DURANTE EL ENCOLADO. La presión se aplica para eliminar parte de la cola y reducirla a una delgada película contínua entre las dos superficies de madera, para eliminar el aire del interior del empalme, para lograr un íntimo contacto entre la cola y las dos superficies de madera, y para mantener el empalme en la debida posición hasta que las propiedades adhesivas de la cola se desarrollen en toda intensidad.

La presión deberá ser aplicada sobre el empalme antes que la cola esté demasiado espesa para fluir, por medio de abrasaderas, prensas y otros dispositivos mecánicos.

La aplicación desuniforme de presión durante el encolado produce por lo general zonas débiles y fuertes en el mismo empalme. La cantidad de presión necesaria para producir junturas resistentes en la operación de ensambles para aeronaves puede variar entre 125 a 150 lbs. por pulgada cuadrada para maderas blandas y de 150 a 200 lbs. por pulgada cuadrada para maderas duras. La terminación deficiente de las superficies de madera o la aplicación de insuficiente presión, tienen por resultado permitir la formación de gruesas capas de cola que producirán una juntura débil, lo que deberá evitarse cuidadosamente.

(d) METODO PARA APLICAR LA PRESION. Los métodos empleados para aplicar la presión en las operaciones de ensamble por medio de cola en las aeronaves, varían desde el uso de puntillas, clavos, tornillos, y abrasaderas hasta el uso de prensas accionadas hidráulica o eléctricamente. En el encolado de costillas y en la fijación de revestimiento contraplacado sobre las alas, superficies de control y estructura de fuselaje, es muy común clavetearlas a mano.

En los pequeños ensambles tal como los que se encuentran en las costillas de madera, la presión se obtiene clavando las escuadras de refuerzo después de haber esparcido la cola. Como para evitar trizaduras deben usarse clavos pequeños, las escuadras de refuerzo deben ser de superficies comparativamente extensas para compensar la relativa falta de presión. El espacio entre los clavos deberá ser de por lo menos 4 por pulgada cuadrada y en ningún caso menos de 1 por cada 3/4 de pulgada. Cuando las partes que van a ser encoladas son demasiado pequeñas y no permiten la aplicación de presión por abrasaderas, puede usarse ventajosamente pequeños tornillos de bronce.

Los empalmes de larguero deberán ser siempre sometidos a presión por medio de abrasaderas paralelas del tipo usado por los ebanistas (cabezas de sargento) o de un tipo similar. El tipo de abrasaderas de resorte accionadas a mano deberá ser usado solamente cuando se trata de maderas blandas. Debido a su limitada área de presión, ellas deberán ser usadas conjuntamente con una plancha o bloque distribuidor de presión que sea por lo menos de un espesor doble al del miembro que se va a someter a presión.

(b) EMPALMES EN DIAGONAL.

(1) GENERALIDADES. Un empalme en diagonal es el método más satisfactorio para efectuar una juntura (empalmar) en la dirección de las fibras entre dos miembros de madera sólida. Ambas piezas deben cortarse con precisión debido a que la resistencia de la juntura dependerá de la zona máxima de contacto entre las dos superficies que se van a encolar.

(2) DIRECCION DE LA FIBRA. El corte diagonal (corte de pluma) deberá ser efectuado en la dirección general de la gradiente de la fibra tal como se indica en la figura 1-2 (véase la nota de la figura para determinar el máximo de desviación permisible de la dirección de las fibras).

(c) LARGUEROS.

(1) EMPALME DE LARGUEROS. Un larguero puede ser empalmado en cualquier punto excepto bajo los herrajes de unión del ala, herrajes del tren de aterrizaje, herrajes de la bancada portamotor, montantes de sustentación de ala o montantes de unión entre las alas. Estos herrajes no deberán sobrecubrir ninguna parte del empalme. Es permisible efectuar empalmes debajo de herrajes pequeños tales como cuerdas de sustentación, cuerdas de cuadratura del ala o herrajes de miembros de compresión, siempre que se cumplan las condiciones siguientes:

Las planchas de refuerzo del empalme no deberán impedir la debida unión o alineamiento de los herrajes. La ubicación de las abrazaderas de sujeción de las poleas para cables de control, las abrazaderas de soporte de palancas acodadas del sistema de cables de control o abrazaderas de sujeción de las superficies de control no deberá ser alterada.

Las planchas de refuerzos podrán sobrecubrir los herrajes de las cuerdas de cuadratura del ala, o herrajes de miembros de compresión siempre que las planchas de refuerzos estén en la cara frontal del larguero frontal o en la cara posterior del larguero posterior. En estos casos será necesario instalar pernos de longitud ligeramente mayor. La plancha de refuerzo interior no deberá sobrecubrir los herrajes de los miembros de cuadratura a no ser que tal sobrerrecubrimiento no requiera tener que acortar los miembros de compresión o cambios en la geometría de la armadura de cuadratura que impidan el ajuste necesario para la debida nivelación. A pesar que la longitud de los tensores de ajuste sea suficiente, puede que sea necesario tener que cambiar los ángulos de los herrajes. Los empalmes deberán espaciarse en forma que ellos no se sobreextiendan uno sobre otro. Los métodos aceptables para el empalme de diferentes tipos de largueros están indicados en las figuras 1-3 a 1-6. Las planchas de refuerzo deberán ser usadas en la forma que se indica, en todas las reparaciones diagonales sobre los largueros y los declives mínimos de los cortes de pluma deberán ser los indicados en las figuras mencionadas.

(2) EMPALME DEL ALMA DE LARGUEROS ARMADOS, DE SECCION RECTANGULAR. En la figura 1-7 se representa el método para empalmar el alma de contraplacado de los largueros de sección rectangular armados (huecos). Las almas deberán ser siempre empalmadas y reforzadas con el mismo tipo de madera contraplacada. Nunca se deberá usar un trozo de madera sólida para reemplazar el alma de madera contraplacada, porque ésta última es más resistente al esfuerzo de corte que la madera sólida del mismo espesor. La fibra sobre la superficie de la madera contraplacada usada para reemplazar el alma de contraplacado y las planchas de refuerzo deberán tener la misma dirección que la del miembro original para asegurar que la

nueva alma tendrá la resistencia necesaria.

(3) REEMPLAZO DE LARGUEROS SOLIDOS POR TIPOS LAMINADOS. Los largueros de abeto americano (spruce) pueden ser reemplazados por largueros de construcción laminada o viceversa, siempre que el material sea de la misma alta calidad. Los refuerzos externos de madera contraplacada deberán siempre ser reemplazados con madera contraplacada idéntica a la existente en la estructura original.

(4) TRIZADURAS LONGITUDINALES Y DAÑOS LOCALES. Los largueros trizados (excepto los largueros armados de sección rectangular) pueden ser reparados adhiriendo por medio de cola, planchas de abeto americano o de madera contraplacada del suficiente espesor para proporcionar la resistencia de corte longitudinal del larguero a ambos lados de él. Estas planchas deberán extenderse bastante más allá del término de las trizaduras tal como se indica en la figura 1-8. En la misma figura se indica un método para reparar secciones dañadas de pequeña extensión en la parte superior o inferior del larguero.

(i) TRIZADURAS LONGITUDINALES EN LARGUEROS DE ALA DE MADERA DE SECCIONES DOBLE T EN AVIONES QUE OPERAN EN REGIONES ARIDAS. Los aviones que tengan largueros de madera y sean operados en regiones áridas, pueden experimentar trizaduras longitudinales en las proximidades de las planchas de refuerzo de madera contraplacada. Estas trizaduras resultan a causa de la tendencia del larguero a contraerse una vez que la madera se seca. La madera contraplacada resiste satisfactoriamente esta tendencia lo que causa una falla de tensión en el sentido perpendicular de las fibras de larguero básico. Las trizaduras se inician por lo general pero no siempre, bajo las planchas de contraplacado en el orificio de un perno o vaciado y se extienden en cada dirección hasta alcanzar en la mayoría de los casos, hasta una corta distancia más allá de los extremos de las planchas donde existe resistencia contraria a la contracción del larguero. Otros factores que conducen a la formación de trizaduras debido a la contracción de larguero en la zona de las planchas contraplacadas son: deficiencia de la capa de barniz protectora, la existencia de vaciados extensos y la existencia de herrajes metálicos que estén adheridos por dos corridas de pernos de diámetro considerable.

La existencia de partiduras o trizaduras no significa necesariamente que el larguero deba ser rechazado. Si la trizadura no es demasiado larga o no se extiende hasta las proximidades de cualquiera de las aristas, el larguero puede ser debidamente reforzado. Probablemente será más económico y satisfactorio efectuar una reparación que instalar un nuevo larguero o una nueva sección. Un procedimiento general, aceptable para todos los modelos de aviones, no puede ser descrito en este texto. En vista de los posibles problemas estructurales que esta clase de falla representa, se recomienda solicitar instrucciones específicas del fabricante o de la AAC en todos aquellos casos en que las reparaciones requerirán un procedimiento diferente a las contenidas en este Manual, con el objeto de evitar la posibilidad de disminuir la resistencia.

(5) OVALIZACION DE ORIFICIOS. En los casos en que los orificios de un larguero para alojar los pernos se ovalicen o se produzcan partiduras en sitios adyacentes a los orificios de los pernos, deberá empalmarse una nueva sección al larguero o bien este último deberá reemplazarse por completo a no ser que exista un método de reparación específicamente aprobado por un representante de la Administración de Aeronáutica Civil. En muchas oportunidades se ha encontrado que es ventajoso laminar la nueva sección del larguero (usando madera

contraplacada para las superficies exteriores) especialmente si se reemplazan los extremos del larguero.

(d) COSTILLAS.

(1) GENERALIDADES. La confección de costillas deberá ser efectuada de acuerdo con los dibujos o planos aprobados por el fabricante o utilizando un dibujo trazado por la agencia de reparaciones y aprobado como correcto por el fabricante, exceptuando el caso en que la costilla original pueda ser usada como modelo o plantilla para confeccionar la nueva costilla, si aquella no está seriamente dañada para impedir una comparación satisfactoria. Las costillas de madera, dentro de lo posible no deben unirse a los largueros de madera por medio de clavos que pasen a través de los montantes internos de las costillas, porque esto debilitará materialmente la costilla. La unión debe hacerse empleando cola, instalando clavos cementados del tipo arponado o tipo espiral, que pasen a través de los miembros verticales de la costilla en cada lado del larguero. El dibujo o plantilla deberá ser conservado por la agencia de reparación para que pueda ser utilizado por el Inspector de Aeronáutica al ejecutar su inspección.

(2) REPARACIONES DE LA UNION, ENTRE LAS UNIONES, EN EL BORDE DE FUGA O EN LOS LARGUEROS DE LA ESTRUCTURA DE LAS COSTILLAS DE MADERA. Los métodos aceptables de reparación para ejecutar la reparación de costillas dañadas se representan en la figura 1-9.

(3) COSTILLAS DE COMPRESION. Los métodos aceptables para las reparaciones de las costillas de compresión dañadas, se indican en la figura 1-10. (A) Representa la reparación de una costilla de compresión de sección "I" o doble T, es decir compuestas de montantes de sección ancha y de poco espesor, con un alma central de madera contraplacada y con un miembro de compresión a cada lado del alma. Se supone que la costilla tiene una partidura que se extiende a través de los montantes, alma y miembro de compresión. Córtese el miembro de compresión tal como se indica en (D), remuévase y reemplácese la sección más corta agregando los bloques de refuerzo tal como se indica en (D). Córtese y reemplacese la porción posterior de los montantes y refuércense como se indica en la figura 1-9 excepto en el caso que los bloques de refuerzo hayan sido partidos en sentido vertical para alojar el alma central. Las planchas laterales de madera contraplacada, se encolan tal como se indica en (A). Estas planchas se agregan para reforzar el alma dañada. (B) representa una costilla de compresión que es básicamente una costilla standard a la que han agregado miembros de compresión rectangulares a un lado y un alma de madera contraplacada al otro lado. El método usado en esta reparación es esencialmente el mismo que en (A) con la diferencia que la plancha de refuerzo de madera contraplacada indicada en negro sólido en la sección B-B se extiende a través de toda la distancia de separación de los largueros. (C) representa una costilla de compresión del tipo I o doble T que incorpora un miembro vertical de sección rectangular a cada lado del alma. El método de reparación es esencialmente el mismo indicado en (A) con la excepción de las planchas contraplacadas de refuerzo a cada lado que se muestran en negro sólido en la sección C-C, se extienden en un largo igual al total de separación entre largueros, tal como se indica en (C).

(e) REVESTIMIENTO DE MADERA CONTRAPLACADA.

(1) GENERALIDADES. Las reparaciones de consideración de las estructuras revestidas con madera contraplacada y cuyo revestimiento forma parte de la estructura, deberán ser ejecutadas de acuerdo con las recomendaciones específicas del fabricante. Se recomienda que las reparaciones sean hechas reemplazando el panel completo entre dos miembros estructurales consecutivos si el daño es muy extenso. Cuando se reemplaza el revestimiento de madera contraplacada que haya sido dañado, la estructura interna de la zona afectada deberá ser cuidadosamente inspeccionada para verificar que no existan daños o defectos que estén ocultos a la vista. Cualquier miembro del bastidor de la estructura deberá ser reparado antes de efectuar las reparaciones correspondientes al revestimiento.

(i) TIPOS DE PARCHES. Existen cuatro tipos de parches -- el parche de superficie o parche superpuesto, el parche biselado o achaflanado, el parche de relleno (parche a paño con la superficie) y el parche de corte de pluma. Estos cuatro tipos son aceptables para la reparación de revestimiento de madera contraplacada. Los parches de superficie no deberán usarse en revestimientos que tengan más de 1/8 de pulgada de espesor. Los parches biselados no deberán usarse en revestimientos superiores a 1/10 de pulgada de espesor. No existe ninguna limitación referente al espesor del revestimiento, que impida el uso de parches de corte de pluma o parche de relleno.

(ii) DETERMINACION ACERCA SI LA CURVATURA ES DOBLE O SENCILLA. La mayor parte de la superficie exterior de madera contraplacada en una aeronave, es de forma curva. En tales áreas la madera contraplacada utilizada para reparaciones del revestimiento deberá ser curvada similarmente. El revestimiento curvado puede ser de curvatura simple o curvatura doble (compuesta). Una prueba sencilla para determinar cuál es el tipo de curvatura que existe, consiste en extender una superficie de papel grueso sobre la superficie que se trate. La superficie será plana o de curvatura simple. Si la hoja de papel no puede adaptarse a la superficie sin arrugarse, la superficie es de doble curvatura.

(iii) REPARACIONES SOBRE REVESTIMIENTO DE CURVATURA SENCILLA. Las reparaciones de revestimiento de curvatura simple puede por lo general efectuarse usando madera contraplacada, plana, curvándola en seco o después de haberla sumergido en agua caliente. El grado de curvatura al cual puede curvarse la madera contraplacada, depende de la dirección de sus fibras y de su espesor. La tabla 1-3 se indica como una guía para determinar qué clase de proceso debe seguirse para encorvar la madera de acuerdo a la curvatura que se desee obtener.

Después de la madera contraplacada haya sido ablandada puede ser curvada en frío sobre un molde debidamente ventilado, o puede ser curvada sobre el borde de ataque cercano a la parte sobre la cuál se va a colocar el parche, siempre que el espacio lo permita. En cualquiera de los dos métodos deberá permitirse que la madera se seque completamente antes de retirarla del molde. Cuando se curva la madera contraplacada sobre el borde de staque, el proceso de secamiento puede ser acelerado aplicando un trozo de arpillera en bruto sobre el borde de ataque antes de que éste sea usado como molde para curvar. Para acelerar el proceso de secamiento, puede instalarse un ventilador para hacer circular aire sobre la pieza que se está curvando. Al curvar las piezas de radio pequeño o para acelerar el proceso de curavtura de un considerable número de parches de la misma curvatura, será necesario usar un molde calentado a cierta temperatura. La temperatura de la superficie de este molde puede llegar a 149° C(300°F) si ello es

necesario, sin incurrir en el riesgo de dañar la madera contraplacada. La madera contraplacada deberá permanecer en el molde solamente lo suficiente para que se seque a la temperatura del taller.

(iv) REPARACIONES SOBRE REVESTIMIENTO DE CURVATURA DOBLE. La madera contraplacada que se va a moldear para reparar un revestimiento de madera contraplacada de doble curvatura no puede confeccionarse utilizando una plancha plana de madera contraplacada a no ser que la superficie que se va a reparar sea muy pequeña o que su doble curvatura sea muy insignificante; por consiguiente antes de poder efectuar la reparación será necesario moldear la madera contraplacada a la apropiada curvatura. Si existe disponible madera contraplacada moldeada a la debida curvatura, la reparación puede efectuarse siguiendo los procedimientos recomendados.

(2) PARCHE BISELADO. Los orificios pequeños cuya dimensión máxima no sea mayor de 15 veces el espesor del revestimiento, en revestimientos que no tengan más de 1/10 de pulgada de espesor pueden repararse por medio de un parche circular biselado o achaflanado tal como se indica en la figura 1-11. El término biselado o achaflanado significa que las aristas del parche se han debastado para darle cierta inclinación mayor a la que se permite en las reparaciones que exijan un corte de pluma. El siguiente es el método para colocar un parche biselado:

(i) Trácese el parche de acuerdo a la figura 1-11. Coloque el compás de punta tan cerca de la zona dañada como sea posible o clavetee una pequeña pieza de madera contraplacada sobre el orificio a fin de disponer de un punto centro para trazar dos círculos, el interior que tendrá la dimensión del orificio y el exterior que marcará los límites del parche biselado. La diferencia entre el radio debe ser 5T (cinco veces el espesor del revestimiento). Si una pata del compás ha sido afilada lo suficiente, el compás de punta podrá ser usado para cortar por completo el círculo interior.

(ii) Achaflánese el orificio en forma pareja por medio de un formón, cuchillo o escofina hasta la dimensión del círculo exterior.

(iii) Prepárese un parche circular con aristas cónicas que ajuste al orificio ya preparado y encólese el parche en su lugar en forma que el sentido de las fibras sobre su superficie esté de acuerdo con el de la superficie original.

(iv) Coloque una hoja de papel encerado entre el parche y la plancha que se usará para someter a presión la madera contraplacada, cortado a la misma dimensión del parche, a fin de impedir que la cola desalojada de la unión pegue el parche con la plancha de presión. Centre la plancha de presión cuidadosamente sobre el parche.

(v) Aplíquese la presión cuidando que ella no sea demasiado intensa, para evitar que rompa el revestimiento ya que no existe un refuerzo bajo este parche. En las superficies horizontales será suficiente colocar pesos o sacos de arena. En las superficies verticales se podrán utilizar prensas de mano apretadas ligeramente para conseguir el objeto deseado. En los parches que están demasiado alejados para permitir el uso de prensas de mano standards, pueden improvisarse quijadas de mayor longitud.

(vi) Líjese y désele la debida terminación al parche.

(3) PARCHES DE SUPERFICIE. Cuando el revestimiento de madera contraplacada esté dañado entre o sobre los miembros del bastidor de la estructura, puede usarse un parche de superficie o parche superpuesto como se indica en la figura 1-13. El revestimiento dañado deberá recortarse hasta que tenga una forma rectangular o triangular, redondeándose sus esquinas. El radio de los filetes en la esquina deberá ser por lo menos 5 veces la superficie del revestimiento. Los parches de superficie deberán ser cubiertos con tela antes de darle su acabado final. La tela deberá sobrepasar por lo menos dos pulgadas sobre el revestimiento original. Puede utilizarse parches de superficie siempre que la totalidad de su superficie esté más atrás del primer 10% de la cuerda o que rodeen el extremo de borde de ataque y terminen más atrás del 10% de la cuerda. Los parches cuya superficie total esté comprendida más atrás del primer 10% de la cuerda deberán tener sus aristas frontales achaflanadas en una sección igual a 4 veces el espesor del revestimiento. Los parches de superficie pueden cubrir el espacio comprendido entre dos costillas y tener un perímetro de 50 pulgadas. La dirección de las fibras debe ser la misma que el revestimiento original.

(4) PARCHE CON SUS ARISTAS EN CORTE DE PLUMA.

(i) GENERALIDADES. El mejor modo de reparar el revestimiento de madera contraplacada es insertar un parche debidamente preparado, con sus aristas en corte de pluma. Este es el sistema preferido en la mayoría de las reparaciones del revestimiento. La figura 1-14 indica los detalles y dimensiones que deben usarse cuando se instalan parches con corte de pluma en aquellas partes del revestimiento cuyo reverso no es accesible. La figura 1-15 es la que indica el procedimiento a seguir cuando el reverso del revestimiento no es accesible. La inclinación del corte de pluma deberá ser de 1 a 12, como se indica en ambas figuras, es el ángulo de inclinación máxima que se permite para cualquier clase de madera contraplacada. Si el radio de curvatura del revestimiento en todos los puntos del orificio una vez alisado, es mayor de 100 veces el espesor del revestimiento, deberá instalarse siempre un parche con corte de pluma.

El corte de pluma puede efectuarse en la madera sobreplacada por medio de un cepillo, pulidor de madera, raspador o una lijadora exacta. Las superficies que hayan sido raspadas y las superficies que hayan sido aserradas, excepto en las esquinas de los parches de corte de pluma, no son recomendables porque con toda seguridad serán ásperas o irregulares, impidiendo un buen ajuste. A menudo el único método posible de seguir en las reparaciones de madera contraplacada por medio de junturas de corte de pluma, reside en encolar y clavetear el parche; por ello es esencial que todos los ensambles en corte de pluma sobre la madera contraplacada, sean reforzados con una pieza de madera contraplacada o madera sólida para proveer adecuado alojamiento para los clavos. La dirección de la fibra sobre la superficie del parche contraplacado deberá ser la misma quela del revestimiento original.

(ii) PARCHE DE CORTE DE PLUMA (REVERSO DEL REVESTIMIENTO ACCESIBLE) Cuando el reverso de la parte dañada del revestimiento de madera contraplacada está accesible (tal como en el caso del revestimiento del fuselaje) la reparación podrá ejecutarse con parches de corte de pluma de acuerdo a los detalles explicados en la figura 1-14. Siempre que sea posible el borde del parche deberá ser soportado tal como se indica en la sección C-C. Cuando el daño siga o se extienda sobre un miembro del bastidor de la estructura, el empalme podrá ser soportado tal como se explica en la sección B-B.

Las averías cuyo diámetro no excedan de 25 veces el espesor del revestimiento después de haber sido recortadas para tener una forma circular y cuyo orificio después de alisado no esté próximo a 15 veces el espesor del revestimiento de un miembro del esqueleto de la estructura, pueden ser reparadas de acuerdo como se indica en la figura 1-14, sección D-D. El bloque de refuerzo del reverso se construye de madera sólida dándole la forma especial necesaria y ajustándolo al interior de la superficie del revestimiento, soportándolo temporalmente en su lugar por medio de clavos. Debe practicarse un orificio de la dimensión exacta del círculo interior del parche con corte de pluma y centrarse sobre la zona alisada en que existen las averías. El bloque se remueve después que la cola se haya coagulado, dejando una superficie "a paño" (lisa) en el revestimiento reparado.

(iii) PARCHES CON CORTE DE PLUMA (REVERSO DEL REVESTIMIENTO NO ACCESIBLE):

(a) Después de remover la sección dañada se deben instalar refuerzos de soporte como se indica en la figura 1-15 siguiendo el contorno de todas las aristas que no están completamente soportadas por una costilla o un larguero. Para impedir la deformación del revestimiento, los refuerzos de sujeción deberán ser construídos de madera contraplacada blanda tal como álamo amarillo o pino abete americano, en lugar de utilizar madera sólida. Todas las uniones entre los refuerzos de sujeción y las costillas o largueros deberán ser provistas de soportes de refuerzos de madera contraplacada que soporten el extremo de los miembros de sujeción.

(b) Si es necesario deberá encolarse y clavetearse una nueva escuadra de refuerzo para la costilla. Puede ser que sea necesario tener que remover o reemplazar el primitivo refuerzo de soporte por un nuevo refuerzo de soporte o puede ser que sea necesario clavetear un nuevo refuerzo de soporte sobre el original.

(c) Clavetéense el número de listones necesarios para mantener los refuerzos de sujeción en su sitio mientras se seca la cola. Si es necesario, úsese una contraestampa para proporcionar resistencia durante la operación de clavetear. A no ser que los parches más pequeños sean hechos en un proceso contínuo, deberá descontinuarse todo otro trabajo hasta que se seque la cola utilizada para adherir los refuerzos de sujeción. Después que la cola se haya secado, complétese el acabado en la manera usual.

(5) PARCHE DE RELLENO.

(i) GENERALIDADES. Pueden usarse dos tipos de parche de relleno (parche de tapón) de forma circular u óvala para la reparación de revestimiento de madera contraplacada siempre que sus dimensiones estén dentro de las indicadas en las figuras 1-12 y 1-16. Como el parche de relleno es estrictamente una reparación del revestimiento, deberá usarse solamente para aquellas averías que no comprometen la estructura de soporte bajo el revestimiento. Los parches ovalados deberán prepararse en forma que las fibras de sus superficies se orienten en la misma dirección que las del revestimiento original. La orientación de las fibras de la superficie de los parches de relleno circulares no constituye un problema, porque debido a su forma circular éste puede ser girado hasta que la dirección de las fibras coincida.

(ii) PROCEDIMIENTO PARA COLOCAR UN PARCHE DE RELLENO DE FORMA OVALADA.

(a) Inspecciónese el área alrededor del orificio para asegurarse que en una extensión por lo menos igual al largo del refuerzo ovalado se encuentra alejada de una costilla o de un larguero. Refiérase a la figura 1-12 para los detalles de reparación.

(b) Coloque un parche de relleno ovalado previamente preparado sobre la zona dañada y trácese el contorno del parche sobre el revestimiento. Córtese de acuerdo con esta línea y alísense las aristas del orificio utilizando un cuchillo y papel de lija.

(c) Márquese la exacta dimensión del parche sobre una de las superficies del refuerzo interior del parche y aplíquese cola al área que se extiende fuera de esta línea. El refuerzo ovalado deberá ser construído de madera contraplacada blanda tal como álamo amarillo o de pino abete americano (spruce). Insértese el refuerzo a través del orificio y adhiérase contra la superficie interior del revestimiento con su lado encolado hacia arriba, haciendo coincidir el contorno marcado con lápiz con las aristas del orificio. Si la curvatura de la superficie que se va a reparar aumenta más de un octavo de pulgada en una longitud de seis pulgadas, el refuerzo deberá ser "preformado" usando agua caliente o curvándolo al vapor hasta que adquiera la curvatura deseada.

(d) Colóquense listones claveteados en el contorno del orificio para aplicar cola a presión entre el refuerzo y el revestimiento. Usese una contraestampa para proveer soporte durante la operación de claveteo. Si se instalan dos corridas de clavos, las hileras deberán decalarse.

(e) Aplíquese cola al resto de la superficie del refuerzo y a la superficie equivalente del parche.

(f) Colóquese el parche en su debida posición sobre el refuerzo y atorníllese la plancha de presión sobre el conjunto de parche utilizando un pequeño clavo para alinear los orificios que se han practicado previamente con el objeto de hacer coincidir el parche y la plancha. Deberán usarse tornillos de cabeza redonda No. 4. No es necesario abrir orificios de guía sobre el refuerzo de madera contraplacada. Deberá colocarse un trozo de papel encerado o celofán entre la plancha y el parche para impedir que la cola adhiera estos dos elementos. No es necesario utilizar prensas o palicar mayor presión porque los listones claveteados y los tornillos proporcionarán presión más que suficiente. Para acelerar la coagulación de la cola, pueden usarse sacos de arena calentada. Procédase a dar el acabado en la forma corriente.

(iii) PARCHE DE RELLENO CIRCULAR. El procedimiento para instalar un parche de relleno circular se indica en la figura 1-16 y es idéntico a aquellos utilizados para colocar un parche ovalado excepto en la inserción del refuerzo. Al colocar un parche circular en aquellos sitios donde exista acceso solamente desde un lado, el refuerzo circular no puede ser insertado a menos que éste se haya dividido.

(6) PARCHE DE TELA. Los orificios pequeños que no excedan de una pulgada de diámetro deberán ser recortados hasta que presenten un contorno suave continuo, pudiendo ser reparados colocando el parche de tela "dopeado" en el exterior del revestimiento de madera contraplacada. El contorno del orificio

alisado deberá primero ser sellado, y el parche de tela deberá extenderse por lo menos una pulgada sobre el revestimiento del contraplacado. Los orificios que estén ubicados a menos de una pulgada de cualquier miembro del bastidor de la estructura o que estén ubicados en el borde de ataque o zona frontal del fuselaje, no deberán ser reparados con parches de tela.

(f) ACABADO DE LAS REPARACIONES ESTRUCTURALES.

(1) GENERALIDADES. Todas las reparaciones ejecutadas en los largueros, costillas, revestimiento de superficie u otras partes estructurales en la armazón de la estructura deben ser terminadas (acabadas) como última parte del trabajo.

(2) PRECAUCIONES QUE DEBEN OBSERVARSE.

(i) Durante las reparaciones debe evitarse que se deposite sobre las superficies, la cola de exceso que es desalojada por la presión sobre las junturas. El exceso de cola deberá ser siempre removido antes de aplicar el producto para el acabado. Debido a que la pintura y la cola no son afines, incluso una ligera cantidad de cola existente bajo la capa de protección puede causar una deterioración prematura.

(ii) Las substancias impregnantes tales como aceite y grasa deberán ser removidas en el máximo grado posible. Para eliminar el aceite y la grasa puede usarse nafta. Todas aquellas marcas que hayan sido hechas por lápiz a base de materias grasas o lápiz de tiza que contengan cera, son perjuidiciales y deben ser removidas. Las marcas de lápiz corriente de grafito blando y las tintas para tapones no secantes, no constituyen un inconveniente, pudiendo extenderse sobre ellas la capa de protección final. Todo el polvo, polvillo de lijadura, virutas y otras partículas sólidas deberán ser cuidadosamente removidas.

(iii) El aserrín, virutas y rebabas deberán ser removidas de los espacios no accesibles antes de que ellos sean cubiertos con el revestimiento. Para esta limpieza es útil usar un limpiador al vacío (vacuum cleaner).

(iv) Como hasta la fecha no se cuenta con un sellador eficiente para colas, debe evitarse aplicar selladores sobre las superficies que se encolarán. Las superficies que se encolarán deberán ser marcadas con lápiz dejando una tolerancia adicional de 1/4 de pulgada a cada lado de la zona encolada para impedir que al juntar las piezas éstas queden desalienadas. Es preferible dejar ciertas áreas sin sellador a correr el riesgo de debilitar la cola aplicando accidentalmente el sellador sobre las áreas encoladas.

(v) El acabado probablemente se agrietará cuando se aplica sobre clavos instalados por impactos y tornillos. Para impedir esto se debe colocar sobre sus cabezas una huincha de tela después de la aplicación del sellador y antes de aplicar la capa final de acabado.

(vi) Todos los orificios dejados por los clavos usados para adherir la huincha durante el encolado o por los clavos y tornillos avellanados, deberán ser rellenados antes de aplicar las capas de terminación de la superficie. Puede ser que sea necesario cubrir con un material de masilla las pequeñas depresiones existentes después de la aplicación del material de relleno siempre que se desee una superficie totalmente limpia, pero por regla general no será

necesaria la aplicación de la masilla.

(vii) Las superficies que estén expuestas a estar en contacto con la tela durante el proceso de aplicación del dope, deberán cubrirse con pinturas a prueba de dope, huincha de celofán, etc., para protegerlas contra la acción de los disolventes del dope.

(3) ACABADO DE LAS SUPERFICIES INTERIORES. Las costillas, los largueros, el interior del revestimiento contraplacado y otros miembros internos que hayan sido reparados incluyendo aquellas áreas de contacto entre piezas de madera y metálicas, deberán ser cubiertas con un mínimo de dos manos de barniz especial para largueros (barniz sellador). Los largueros armados de sección rectangular y toda otra clase de estructuras de interior similarmente inaccesible, deberán ser cubiertas en su interior por lo menos con una capa gruesa de barniz sellador o lioncil. Cuando se desee tener una mejor protección como en el caso de la parte de la estructura que aloja las ruedas del tren de aterrizaje o en la parte inferior del fuselaje, bajo el piso, puede agregarse una capa adicional de un compuesto sellador a base de aluminio, compuesto de 12 a 16 onzas de pasta de aluminio por galón de sellador.

(4) ACABADO DE LAS SUPERFICIES EXTERIORES. Las superficies exteriores deberán ser selladas por lo menos con dos capas de pasta selladora o barniz sellador. El acabado de la superficie consistirá en la aplicación posterior del esmalte, barniz a base de aluminio o cualquier otra clase especial determinada que sea necesaria de acuerdo al terminado original. Si se usa dope o laca para completar el terminado, las capas selladoras deberán ser a prueba de dope. El barniz para el larguero o sellador de la especificación AN-TT-V-116 es satisfactorio para este respecto.

(5) ACABADO PARA LAS FIBRAS EN LAS SECCIONES TRANSVERSALES. Las superficies que tengan sus fibras en ángulo recto (no paralelo) tales como las aristas en el revestimiento de madera contraplacada, los orificios y otros miembros estructurales primarios exigen una protección cuidadosa. Estas superficies deben lijarse hasta que queden completamente suaves y aplicar dos capas de un sellador de alta pigmentación, o una capa de rellenador para madera y una capa de sellador incoloro en el interior de las superficies de fibra encontrada y orificios. Las superficies exteriores cuyas fibras no estén paralelas (excepto aquellas cubiertas con tela dopeada) requieren una tercera capa adicional de sellador incoloro. Para la terminación de esta clase de superficies puede aplicarse una capa final de barniz a base de aluminio. Si la terminación de la superficie se va a efectuar con dope o laca, deberá usarse un sellador de dope similar a la especificación AN-TT-V-116.

La superficie de fibras no paralelas expuestas a la acción de la intemperie, incluyen tales superficies como orificios de ventilación, aberturas para inspección y para instalación de herrajes y todas aquellas terminadas en corte de pluma o con gradiente cónica que estén expuestas a la intemperie.

(6) ACABADO EMPLEANDO TELA O HUINCHA.

(i) Para reemplazar la terminación de tela o huincha de tela es necesario verificar primeramente que la pintura haya sido removida en un área más extensa que la que va a ser cubierta con tela.

(ii) Por medio de una brocha deben aplicarse dos manos de un sellador a prueba de dope similar a la especificación AN-TT-V-116, permitiendo que la primera mano se seque durante dos horas y que la segunda mano se seque por lo menos durante seis horas. A continuación debe aplicarse una mano de dope incoloro y permitírsele secar por 45 minutos. Aplíquese una segunda mano de dope claro, colocando sobre la película húmeda de dope una pieza de huincha piqueteada de tela para aviones o deslizadores. Todas las burbujas de aire deberán ser eliminadas utilizando la brocha, con el fin de asegurar el máximo de adherencia. Permítase que después de la operación anterior el material se seque por 45 minutos. Aplíquese a brocha, una capa de dope claro para asegurar la apropiada penetración y por lo menos una capa de dope claro por medio de un pulverizador, permitiendo que cada una se seque por 45 minutos. Una vez que la capa aplicada por medio del pulverizador se haya secado, puede ser alisada con papel de lija fino para obtener un acabado más suave. Complétese la reparación de la terminación de la superficie aplicando laca, esmalte o barniz a base de aluminio, según sea el caso, para igualar las áreas adyacentes.

(iii) El tamaño del parche de la tela, para asegurar la debida adhesión, deberá extenderse por lo menos 1/2 pulgada hacia cada lado de cualquier rotura o grupos de roturas, por lo menos 1 pulgada hacia cada lado de cada empalme encolado en corte de pluma y por lo menos dos pulgadas más allá de cualquier costura si existe algún parche en el revestimiento.

18.20-2 REVESTIMIENTO DE LA TELA. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20)

(a) MATERIALES TEXTILES. Toda la tela, huincha de recubrimiento, huincha de refuerzos, hilo para coser a máquina, cuerdas de enlazamiento, etc., usadas para recubrir o reparar la estructura de una aeronave deberá ser de alta calidad y especial para ser usada en aeronaves. Su calidad deberá ser por lo menos igual y equivalente en resistencia a los materiales enumerados en los subpárrafos (1) a (7).

(1) TELA PARA AVIACION. Para el revestimiento de alas, superficies de control y fuselaje son satisfactorias las telas enumeradas en la Tabla 2-1. La tela que cumple con las especificaciones de Automotive Material están marcadas en forma contínua con el número de especificación para permitir su fácil indentificación.

(2) REENTELADO DE UNA AERONAVE CON TELA SIMILAR A LA ORIGINAL. La aeronave deberá ser reentelada o reparada con tela de calidad igual o mejor y de resistencia equivalente a la originalmente usada en la aeronave.

(3) HUINCHA DE REFUERZO. En la Tabla 2-2 se indica el tipo de huincha de refuerzo que es aceptable. La huincha de refuerzo deberá ser de calidad similar a la tela y deberá tener por lo menos la mitad de la resistencia indicada en la especificación AN-DDD-T-91a, Tipo I.

(4) HUINCHA DE SUPERFICIE. La huincha de superficie (incluyendo las tapacosturas) deberá tener aproximadamente las mismas propiedades de la tela usada. Ver Tabla 2-2.

(5) CUERDAS DE ENLACE. Las huinchas para enlazar la tela sobre las

costillas o largueros deberán tener una resistencia de por lo menos 80 libras si se usan en forma doble ó 40 libras si se usa una sola. Los tipos de cuerdas de enlace aceptables se indican en la Tabla 2-2.

(6) HILO PARA COSER A MAQUINA. El hilo para costura a máquina deberá tener una resistencia mínima de 5 libras si se usa una hebra simple (Tabla 2-2)

(7) HILO PARA COSER A MANO. El hilo para coser a mano deberá tener una resistencia de por lo menos 14 libras si se usa una hebra simple (Tabla 2-2)

(b) METODO PARA ENTELAR.

(1) GENERALIDADES. El método para fijar la tela deberá ser idéntico, en lo que concierne a resistencia y seguridad, al usado por el fabricante de la aeronave que se va a reentelar o a reparar. La tela deberá ser aplicada en forma que su urdiembre o su trama quede paralela a la línea de vuelo. El método sobre (paños) o método de manta (funda) son aceptables para el proceso de reentelado (ver MAC 18.20-2(b)(5)).

(2) PRECAUCIONES PARA EVITAR VIBRACIONES. Al efectuar reparaciones en las superficies de control especialmente en aviones de alta performance, deberá prestarse especial cuidado a que ello no se traduzca en adición de pesos en la sección trasera del eje de articulación. Ello podrá afectar adversamente el balance estático y dinámico de la superficie hasta el punto que induzcan vibraciones de naturaleza aerodinámicas (flameo). Como regla general, se exige que la reparación de las superficies de control sea efectuada de modo que la estructura quede idéntica a la original para que la distribución de peso no sea afectada de ningún modo.

(3) PREPARACION DE LA ESTRUCTURA ANTES DEL ENTELADO. Durante el entelado uno de los puntos más importantes es preparar debidamente la estructura. La aplicación de materiales a prueba de dope, el recubrimiento de las aristas que puedan desgastar la tela, la preparación de superficies de contraplacado y todas las otras operaciones similares, contribuirán a obtener un trabajo de buena presentación y excelente durabilidad siempre que ellas sean ejecutadas propiamente.

(i) TRATAMIENTO PARA INMUNIZACION AL DOPE. Todas las partes de la estructura que puedan llegar a ponerse en contacto con la tela dopeada deberán ser protegidas con una capa de material a prueba de dope, huincha de celulosa o papel de aluminio. Las piezas de aluminio Clad y acero inmanchable no necesitan ser protegidas contra la acción del dope.

(ii) PUNTOS DE ROZAMIENTO. Todos los puntos de la estructura que puedan desgastar la tela tales como aristas agudas, cabezas de pernos, etc., deberán ser recubiertas con huinchas de tela dopeadas o cubiertas con huinchas adhesivas. Después que se haya instalado el revestimiento, los puntos de rozamiento de la tela deberán ser reforzados adhiriendo un parche por medio del dope en el sitio correspondiente. Todas las partes en que la tela pueda ser dañada por alambres, pernos u otras protuberancias deberán ser reforzadas.

(iii) ENTRELAZADO DE LAS COSTILLAS. Las costillas comunes del ala que no tienen un arriostramiento permanente entre ellas, deberán ser aseguradas en

su posición por medio de una huincha de algodón que se extienda paralela a las vigas o largueros de las alas. Las huinchas de entrelazamiento deberán asegurar (los nervios) o largueros superiores e inferiores de las costillas, manteniéndose paralela al plano de revestimiento en vez de estar diagonales entre los largueros superiores e inferiores de las costillas. Instálese la huincha en forma que se extienda en forma continua dando una vuelta sobre cada larguero sucesivo de las costillas en forma que la huincha quede separada de la tela del revestimiento de tela por una distancia igual al espesor del larguero de la costilla. Afiáncese la vuelta de la huincha sobre cada costilla por medio de un nudo hecho con cuerda de enlace.

(iv) PREPARACION DE LAS SUPERFICIES CONTRAPLACADAS ANTES DE ENTELARLAS. Antes de cubrir las superficies de madera contraplacada con tela, prepárense las superficies limpiándolas y aplicándoles sellador y dope.

(a) LIMPIEZA. Líjense todas las superficies sobre las cuales se haya derramado cola en forma de tener la madera absolutamente limpia. Remuévanse todas las materias extrañas sueltas tales como aserrín y virutas. Límpiense todas las manchas de grasa y aceite lavándolas cuidadosamente con nafta.

(b) APLICACION DEL SELLADOR Y DOPE. Aplíquese por medio de una brocha una o dos capas consistentes de un sellador a prueba de dope tal como él de la especificación AN-TT-V-116 mezclada con un 30% de un adelgazador no volátil y permítase que se seque durante dos o cuatro horas. Frótese ligeramente la brocha contra la superficie para conseguir una mayor absorción. Finalmente antes de instalar la tela, aplíquense dos capas de dope incoloro por medio de brochas permitiendo que la primera capa se seque durante aproximadamente 45 minutos antes de aplicar la segunda mano.

(4) COSTURAS.

(i) UBICACION DE LAS COSTURAS. Es preferible que las costuras estén ubicadas en el sentido de dirección del vuelo, sin embargo, también son aceptables las costuras en el sentido de la envergadura.

(ii) COSTURAS COSIDAS.

(a) Costuras cosidas a mano. Véase la Sección D, E, y F de la figura 2-1. Las costuras a máquina pueden ser del tipo plegado o tipo francés. Cuando se unen piezas de paño con borde sencillo o piqueteado, es aceptable una costura con solapado sencillo.

(b) La costura a mano deberá empezar en el punto donde se interrumpió la costura a máquina continuándose hasta el punto donde se reinicia la costura a máquina hasta alcanzar un punto en que la tela no esté cortada. La costura a mano deberá ser rematada a intervalos de seis pulgadas, debiendo terminarse la costura con una puntada de remate y un nudo. (figura 2-5). En el punto en que sea necesario ejecutar una costura a mano o adhesión permanente de la tela por medio de tachuelas, la tela deberá ser cortada en forma que pueda ser doblada antes de ejecutar la costura a mano o entachuelarla (clavetearla) permanentemente (figura 2-1C). Después que se haya completado la costura a mano, las tachuelas (alfileres) temporales deberán ser removidas. En una costura a mano deberá existir un mínimo de cuatro puntadas por pulgada.

(c) Una costura que se extienda en el sentido de la envergadura y esté ubicada en el borde de fuga deberá ser cubierta con una huincha de superficie, piqueteada, de por lo menos 1-1/2 pulgada de ancho.

(e) Las costuras en el sentido de la envergadura sobre la superficie superior o inferior deberán ser ejecutadas en forma que no sobresalgan de la superficie. La costura deberá ser cubiera con una huincha piqueteada de por lo menos 3 pulgadas de ancho.

(f) Las costuras paralelas a la línea de vuelo (en el sentido de la cuerda) no deberán ser colocadas sobre una costilla o en tal forma que la cuerda de enlace pase a través de la mencionada costura.

(iii) COSTURAS DOPEADAS.

(a) Las costuras solapadas en sentdio de la envergadura, superpuestas y adheridas por dope sobre el borde de ataque en el revestimiento metálico o de mandera deberán ser cubiertas con una huincha de superficie, piequeteada, de por lo menos ocho pulgadas de ancho.

(b) Las costuras solapadas en sentido de la envergadura superpuestas y adheridas por dope sobre el borde de fuga deberán ser cubiertas con huincha de superficie, piqueteada, de por lo menos 1-1/2 pulgada de ancho.

(5) METODOS PARA RECUBRIR.

(i) SISTEMA DE SOBRE (PAÑOS). El sistema de recubrimiento por medio de paños (sobre) consiste en coser varios paños de tela cortados a ciertas dimensiones específicas y cosidos a máquina para formar un sobre que puede ser insertado sobre la estructura. El borde del extremo de fuga y los bordes exteriores del sobre deberán ser cosidos a máquina a no ser que el componente no tenga una forma apropiada para este proceso en cuyo caso la tela deberá ser unida por costura a mano.

(ii) METODO DE MANTA (FUNDA). El método de funda para efectuar recubrimientos consiste en coser paños de tela de suficiente longitud para formar una pieza que cubra las superficies de la estructura en toda su extensión. Los bordes de fuga y borde de los extremos de revestimiento deberán ser cosidos con puntadas en zig-zag (puntada de baseball). En los aviones cuya placa de performace indique una velocidad máxima de 150 millas por hora o menos, la funda deberá tener una superposición (recubrimiento) de por lo menos una pulgada y deberá ser dopeada sobre la estructura o ser solapada en una extensión de por lo menos 4 pulgadas sobre los bordes de ataque de madera o metálicos donde se dopearán y recubrirán con huincha de superficie, piqueteada, de por lo menos 8 pulgadas de ancho. Al confeccionar el revestimiento de sobre o manta, la tela deberá cortarse en trozos de suficiente longitud para que puedan cubrir completamente la periferia de la estructura, a partir desde el borde de fuga y regresar al borde de fuga.

(6) HUINCHA DE REFUERZO. Bajo todos los sitios sobre los cuales se ejecutarán puntadas con cuerdas de enlace, deberá colocarse una huincha de refuerzo que tenga un ancho mínimo al del ala (nervio)de las costillas. En el caso de alas que tengan su borde de ataque recubierto con madera contraplacada o metal, la huincha de refuerzo deberá ser extendida solamente hasta el larguero

frontal tanto en las superficies superiores como inferiores.

(i) FAJAS DE TELA ANTI-DESGARRANTE. En aquellas aeronaves en que la velocidad máxima permisible es superior a 250 millas por hora se recomienda que en el área del ala expuesta al torbellino de la hélice, se coloquen fajas de tela bajo la huincha de refuerzo tanto en la parte superior como inferior de las alas para impedir el desgarre de la tela. Cuando la faja anti-desgarrante cubra ambas superficies del ala, ella debe extenderse para que cubra toda la sección del ala; iniciándose su instalación con el borde de fuga y circundando el borde de ataque para regresar al de fuga. Cuando la faja, cubra solamente la superficie superior, ella deberá circundar el borde de ataque y extenderse hasta más atrás del larguero frontal en la superficie inferior. Para este propósito el torbellino de la hélice debe considerarse que es igual al diámetro de la hélice más un espacio intercostillar a cada lado. Las fajas anti-desgarrantes deberán cortarse de la misma clase de material que se use en el revestimiento, de un ancho tal que sobrepase la huincha de refuerzo en ambos lados para cubrir las cuerdas de enlace. Las fajas deben fijarse por medio de dope sobre la parte de la tela que van a cubrir y enseguida debe darse una abundante capa de dope sobre ellas.

(7) ENLAZADO.

(i) ENLAZAMIENTO DEL ALA. Ambas superficies de revestimiento del ala y de los planos de control deben adherirse firmemente a las costillas por medio de cuerda de enlazamiento o cualquier otro tipo aprobado previamente por el fabricante de la aeronave. Deberá asegurarse que todas las aristas agudas de las superficies con las cuales la cuerda puede rozar, se cubran con huincha para impedir que las cuerdas se desgasten. Cada diferente sección de la cuerda deberá rematarse con un nudo corredizo (nudo de ayuste) tal como se indica en la Figura 2-4. Para este propósito no deberá usarse el nudo sencillo (nudo derecho) que se suelta con facilidad. Especial atención deberá prestarse a proporcionar una tensión uniforme y a asegurar firmemente todas las puntadas. La primera puntada deberá ser doble, tal como se indica en la figura 2-6. Todas las puntadas subsecuentes deberán ser sencillas, afianzadas por el nudo standard para enlazamiento de costillas (nudo Seine modificado) que se indica en la figura 2-5. El espaciamiento entre la puntada inicial y la subsiguiente deberá ser igual a un medio del espaciamiento normal entre puntadas. Todos los nudos de amarra deberán ser hechos en el centro de la huincha de refuerzo de la superficie inferiro, o a lo largo del larguero inferior de la costilla. El nudo Seine es susceptible a ser impropiamente apretado asumiando una configuración falsa que reducirá considerablemente su resistencia, por lo que no debe usarse para rematar las puntadas. El nudo de amarra para la última puntada deberá ser rematado con un nudo de medio cote. Las dos últimas puntadas al término de la costura, tales como en el larguero posterior y borde de fuga deberán ser espaciadas a un medio del espaciamiento normal. Por ninguna circunstancia deberán atarse nudos sobre los orificios dejados por las puntadas.

(ii) PUNTADAS DOBLES DE ENLACE. Las puntadas de enlace doble (eslingadas de bridas dobles) ilustradas en la Figura 2-7, representan un método para obtener una resistencia mayor que la obtenida por el método standard de puntadas sencillas. En el método de puntadas dobles deberá usarse un nudo de amarra como el indicado en la Figura 2-8.

(iii) ENLACE DEL REVESTIMIENTO DEL FUSELAJE. En los fuselajes de sección

transversal considerable y en los fuselajes en los que se emplean largueros falsos y costillas para proporcionar la curvatura del revestimiento, es necesario también enlazar el revestimiento. En el último caso será necesario enlazar la tela del revestimiento con los largueros a ciertos intervalos. El enlazamiento de la tela a los fuselajes deberá ser ejecutado de tal manera que se obtenga una resistencia y seguridad igual a la obtenida por el método empleado por el fabricante de la aeronave.

(8) INTERVALO DE PUNTADAS. El intervalo (espaciamiento entre puntadas)no deberá ser mayor que el aprobado por el fabricante. En caso que debido a la destrucción del revestimiento, no se pueda determinar el intervalo entre puntadas, este puede obtenerse de la Figura 2-2. Las puntadas deberán ser efectuadas lo más próximas posibles a los largueros (nervios) de las costillas o fuselaje para reducir al mínimo que la cuerda rasgue la tela. La cuerda usada para enlazar deberá ser cubierta ligeramente con cera de abeja a manera de protección. (Véase la Tabla 2-2 para la selección de cuerdas de enlace apropiadas).

(9) HUINCHA DE ACABADO (TAPA COSTURA). Las cuerdas de enlace existentes sobre las superficies deberán ser cubiertas por una huincha de la misma calidad y ancho a la existente originalmente en la aeronave. Esta huincha tapa costura no deberá adherirse hasta tanto no se haya secado la primera mano de dope. Deberán conservarse todas las ventanas de inspección en el revestimiento, reforzando los bordes de ésta con huincha. Alrededor de los fittings o partes movibles que puedan producir desgaste o fricción, deberán coserse un parche de cuero sobre un trozo de tela, y enseguida adherirse con dope a su sitio.

(10) AFIANZADORES ESPECIALES. Cuando se efectúen reparaciones en superficies en que la tela de recubrimiento esté unida por medios mecánicos especiales, deberá usarse el mismo sistema para afianzarla que el usado primitivamente.

Cuando se usen tornillos autoroscatnes para unir la tela a la estructura de la costilla, deberá observarse el siguiente procedimiento.

(i) Los orificios deberán ser taladrados de nuevo cuando se hayan desgastado o deformado, y en tales casos deberá usarse en su reemplazo un tornillo de la dimensión inmediatamente superior.

(ii) La longitud del tornillo deberá ser tal que un mínimo de dos hilos del roscado sobrepase el nervio de la costilla.

(iii) Bajo la cabeza de los tornillos deberá colocarse una arandela delgada preferiblemente de celuloide, y sobre cada cabeza de los tornillos deberá dopearse una huincha piqueteada.

(c) DOPEADO.

(1) ADELGAZAMIENTO DEL DOPE. Por lo general el dope se suministra con la viscosidad necesaria para aplicarlo por medio de brochas. Cuando se desea aplicar por medio de sopletes pulverizadores, todos los dopes deben adelgazarse. Las instrucciones para adelgazarlos están contenidas generalmente en la etiqueta del contenedor. Cuando no se suministren instrucciones sobre el adelgazamiento, éste deberá efectuarse utilizando un adelgazador apropiado para el tipo de dope usado, hasta que se obtenga la viscosidad apropiada para su aplicación por medio de brochas o de sopletes pulverizadores. La cantidad necesaria

de adelgazador depende de la clase de dope, de las condiciones atmosféricas, del equipo de pulverización, de la técnica que emplee el operador en la pulverización, y de la clase de adelgazador empleado. La operación de adelgazar el dope tiene influencia sobre el tiempo necesario para que él se seque, sobre la calidad del acabado y también sobre la tensión que tendrá la tela después de dopeada, por lo que es necesario que ella sea ejecutada propiamente. La determinación de la cantidad de adelgazador necesario puede hacerse utilizando paneles experimentales con el fin de comprobar las condiciones que prevalecerán en el sitio y hora de aplicación del dope.

(2) PRECIPITACION DEL DOPE Y MEDIO DE EVITARLO. Es muy común que cuando se está dopeando en presencia de aire húmedo, éste se precipite, produciendo depósitos de aspecto lechoso. Esto se debe a causa de la rápida evaporación del adelgazador y del disolvente, que hace descender la temperatura sobre la superficie produciendo la condensación de la humedad y haciendo que el dope adquiera una apariencia lechosa (blush). Las posibilidades de que se produzca este fenómeno también aumentan si se hace circular una fuerte corriente de aire sobre la superficie que se está dopeando o inmediatamente después de esta operación.

Una capa de dope en la cual se haya producido esta precipitación de aspecto lechoso pierde mucho de sus cualidades de protección y proporciona muy poca tensión a la tela. Cuando la humedad relativa es tan pequeña que este fenómeno se produce sólo en pequeña cantidad durante la operación de dopear, estos depósitos pueden ser eliminados adelgazando el dope con un adelgazador retardador, además de aumentar la temperatura del taller. Si no es posible corregir las condiciones de humedad en la sala de dope, deberá suspenderse esta operación hasta que existan condiciones atmosféricas favorables. El uso de un exceso de adelgazador retardador no es aconsejable debido a sus propiedades secadoras que no son deseables para la operación de dopear.

(3) NUMERO DE CAPAS. El número total de capas de dope no deberá ser menor que el necesario para obtener la tensión deseada en la tela y producir una capa homogenea protectiva. A continuación se menciona una pauta para la operación de dopear las superficies anteladas en las aeronaves:

(i) Proporciónese dos manos de dopes claro utilizando una brocha y líjese después de la segunda mano.

(ii) Aplíquese una mano de dope incoloro, por medio de una brocha o soplete pulverizador, la que debe lijarse a continuación.

(iii) Aplíquese dos manos de dope pigmentado con aluminio y líjese después de cada mano.

(iv) Aplíquense tres capas de dope pigmentado (del color deseado) lijándose y frótese para dar un aspecto suave y brillante.

(v) Debe tenerse especial cuidado de no frotar la lija demasiado intensamente sobre la porción central de la huincha piqueteada ni sobre los largueros para no dañar las cuerdas de enlazamiento de las costillas ni la tela.

(4) PROCEDIMIENTO PARA DOPEAR. Aplíquese las primeras dos capas de dope

por medio de una brocha, esparciéndolas tan uniformemente como sea posible sobre toda la superficie en forma que la tela quede debidamente impregnada. Debe tenerse cuidado de no impregnar demasiado la tela para evitar que se deposite una capa excesiva de dope en el reverso de la tela. La primera mano tiene por objeto humedecer la tela en forma uniforme y homogénea. Para ello aplíquese el dope por medio de tres o cuatro pasadas de la brocha sobre la urdiembre y, eliminando cualquier exceso de material para evitar que se deposite en forma concentrada o que se filtre hacia el interior. Aplíquense las manos sucesivas con solo la suficiente presión sobre la brocha para esparcir el dope en forma homogénea y suave.

Cuando se esté dopeando tela sobre bordes de ataque cubiertos con metal o madera contraplacada, deberá asegurarse que la tela y el borde de ataque queden perfectamente adheridas. Cuando se está usando tela previamente dopeada deberá prestarse especial cuidado de usar un dope más delgado para obtener una buena adherencia entre la tela y el borde de ataque.

(5) COLOCACION DE LAS HUINCHAS DE SUPERFICIES Y PARCHES DE REFUERZOS. Las huinchas de superficies y parches de refuerzo deberán adherirse mientras se aplica la segunda mano de dope. Las huinchas de superficie deberán cubrir todas las cuerdas de enlazamiento de las costillas y todas las costuras cosidas como asimismo todos los otros puntos de la estructura en que se necesiten huinchas de refuerzo.

(6) INSTALACION DE OJETILLOS DE DRENAJE. Durante la aplicación de la segunda mano de dope, deberán instalarse los ojetillos (arandelas) de drenaje en la cara inferior de los planos aerodinámicos en el extremo de su borde de fuga, y tan próximo a las costillas como sea posible. En los fuselajes, los ojetillos de drenaje deberán ser instalados en el centro de la cara inferior de cada compartimiento del fuselaje, en forma que se obtenga el mejor drenaje posible. En los aviones para uso marítimo se recomienda instalar ojetillos blindados especiales, llamados ojetillos marinos, a fin de impedir la entrada de las salpicaduras de agua. Este tipo de ojetillos también debe ser instalado en los aviones terrestres en la parte de la estructura que está expuesta a salpicaduras producidas por el tren de aterrizaje cuando se opera sobre aeródromos barrosos o húmedos. Los ojetillos del tipo plástico se fijan directamente sobre el revestimiento por medio de dopes. Cuando se utilicen ojetillos de bronce, ellos se deben adherir a parches de tela, y enseguida fijarlos por medio de dope al revestimiento. Después que se haya terminado la operación de dopear, deben abrirse los orificios de drenaje, removiendo la tela con una cuchilla de hoja pequeña. Los orificios de drenaje no deben ser abiertos por medio de un punzón.

(7) DIFICULTADES COMUNES EN EL PROCESO DE DOPEAR.

(i) El tiempo frío hace que el dope aumente considerablemente su viscosidad. Cuando se aplica dope frío con una brocha, el dope ejerce cierta tensión y desprende ciertas hebras de la tela y en caso que se le adelgace lo suficientemente para ser esparcido por soplete pulverizador, una vez que la capa se seque no tendrá la consistencia debida. Antes de usar el dope debe permitirse que su temperatura alcance aproximadamente la del taller de dope - 24° C (75°F).

(ii) Cuando se utiliza dope insuficientemente adelgazado, o cuando el soplete pulverizador se mantiene demasiado alejado de la superficie que se está dopeando, la superficie toma un aspecto granujento con asperezas.

(iii) Si el equipo pulverizador está impropiamente ajustado y la técnica para pulverizar no es la debida se soltarán algunos hilos de la tela, se producirán bolsillos (áreas sin tensión) y la película de dope no tendrá la homogeneidad indispensable.

(iv) Si el soplete pulverizador permite la pasada de agua o aceite, sobre la superficie quedarán pequeños puntos que no estarán cubiertos con dope, por lo que el compresor de aire, los reguladores de aire y las mangueras conductoras de aire deberán ser drenadas diariamente.

(v) Las zonas húmedas sobre una superficie dopeada indican que previamente a la operación de dopear no se ha removido todo el aceite, grasa, jabón, etc. de la superficie de la tela.

(d) REPARACIONES EN EL REVESTIMIENTO DE TELA. Las reparaciones sobre superficies revestidas de tela deberán ser ejecutadas de modo que restituyan la resistencia original y tensión de la tela. Pueden ejecutarse reparaciones por costuras o sin el auxilio de ellas (ejecutadas usando dope para aplicar parches o paneles.)

(1) REPARACIONES DE ROTURAS EN LA TELA. Las roturas de la tela deberán ser reparadas como se indica en la figura 2-3, cosiendo los bordes de las roturas entre sí, usando una aguja acodada y cubriendo la costura con un trozo de tela piqueteada que se fija por medio de dope sobre la rotura. En caso que la rotura siga una línea recta, la costura deberá iniciarse en un extremo en forma que al terminarse, los bordes estarán estrechamente unidos entre sí a través de su total longitud. Si la rotura tiene una forma en V, que es el caso más frecuente cuando se ejecutan incisiones sobre las alas para inspeccionar la estructura interna, la costura deberá iniciarse en el vértice para permitir que los bordes del revestimiento se mantengan en su sitio mientras se efectúa la costura. La costura se efectúa por medio de una aguja curva y con hilo encerado. La superficie que va a ser cubierta por el parche deberá ser limpiada frotándola por medio de un trozo de género empapado en dope, debiendo secarse a continuación con un trozo de género limpio, o raspando la superficie por medio de una espátula después que ella haya sido ablandada con dope fresco. Para el mismo propósito puede usarse disolvente de dope o acetona debiendo cuidarse que estos elementos no filtren o rebalsen hacia el interior porque dañarían la superficie opuesta haciendo precipitarse el dope. Para cubrir la rotura, deberán cortarse un parche de tela para aviación de la suficiente dimensión para que sobrepase por lo menos 1-1/2 pulgada la rotura en cualquier dirección. Los bordes del parche podrán ser piqueteados en forma similar a la huincha de superficie o desflocados en un cuarto de pulgada en todos sus bordes.

(2) REPARACION POR MEDIO DE UN PARCHE COSIDO. Cuando la avería sea de tal consideración que sea imposible adherir los bordes con costuras, deberá coserse un parche completo que no puede ser mayor de 16 pulgadas en cualquier dirección (ver figura 2-3). La sección dañada debera recortarse en forma circular o ovalizada y alisarse sus bordes. Límpiese la superficie de la tela primitiva que se va a dopear tal como se indicó en MAC 18.20-2(d)(1). Dóblense los bordes del parche media pulgada y cósase en los bordes de la abertura. Antes de la costura sujétese el parche en diferentes puntos por unas pocas puntadas temporales para facilitar la costura final. Después de completar la costura, límpiese el área de la tela primitiva que se va a dopear en la misma forma que se indicó

en el procedimiento para las reparaciones menores y enseguida dopéese el parche en la forma corriente. Colóquese huincha de superficie sobre las costuras durante la segunda mano de dope. Si la abertura se extiende a una pulgada o menos de una costilla o de otro miembro de sujeción, el parche deberá cortarse en forma que se extienda tres pulgadas más allá del miembro correspondiente. Después que se haya completado la costura, el parche deberá ser enlazado a la costilla sobre una nueva sección de huincha de refuerzo, usando los métodos de MAC 18.20-2(b)(7)(i). No deberá removerse la cuerda de enlace primitiva de la costilla ni la huincha de refuerzo.

(3) REPARACION COSIENDO UN PANEL. Cuando la zona dañada tenga más de 16 pulgadas en cualquier dirección, deberá instalarse un nuevo panel.

(i) Remuévase la huincha de superficie de las costillas adyacentes a la superficie dañada y la de los bordes de ataque y fuga de la sección que se va a reparar. Déjese en su lugar la huincha de refuerzo primitiva.

(ii) Córtese la tela primitiva siguiendo una línea separada aproximadamente una pulgada desde el centro de las costillas en los costados más próximos a la zona dañada y continúese el corte hasta remover por completo la sección dañada. La tela primitiva no deberá ser removida del borde de ataque y fuga a no ser que la superficie superior e inferior vayan a ser reenteladas. No debe retirarse la huincha de refuerzo ni las cuerdas de enlace de las costillas.

(iii) Córtese un parche que se extienda desde el borde de fuga hacia el borde de ataque, circundandolo y extendiéndose hacia atrás, hasta aproximadamente el larguero frontal. El parche deberá extenderse aproximadamente tres pulgadas más allá de las costillas adyacentes a la zona averiada.

(iv) Límpiese la superficie de la tela primitiva que va a ser cubierta por el parche, colóquese el parche en su lugar por medio de alfileres estirados lo suficiente para proveer la adecuada atención. Después que el parche haya sido asegurado por medio de alfileres en su lugar, hágase una dobladura de media pulgada bajo los bordes de fuga y agaque del parche, y procédase a coserlo con la tela primitiva. Dóblense los bordes laterales media pulgada y cósase al antiguo revestimiento. Después de ejecutada la costura colóquese huincha de refuerzo sobre las costillas ejerciendo una tensión moderada y enlácese hacia abajo usando los métodos de MAC 18.20-2(b)(7)(i). Remuévanse los alfileres temporales.

(v) Espárzase sobre el panel una mano de dope incoloro y permítase que se seque. Instálese huincha de superficie durante la segunda mano de dope sobre la huincha de refuerzo y sobre los bordes del panel. Termínese la operación de dopeado usando los procedimientos regulares.

Este tipo de reparación puede usarse para cubrir ambas superficies, la inferior y superior, y para cubrir varias secciones intercostillares si es necesario. El panel debe ser asegurado con cuerdas de enlace sobre todas las costillas respectivas.

(4) REPARACIONES EJECUTADAS EMPLEANDO DOPE (SIN COSTURAS). En todas las aeronaves revestidas con tela cuya velocidad máxima no exceda 150 millas por hora puede repararse el revestimiento, dopeando un parche sobre la tela sin necesidad de coserlo. Este tipo de parche puede usarse siempre que la superficie dañada no exceda de 16 pulgadas en cualquier dirección. Recórtese la sección dañada en forma circular u ovalizada y suavícense sus contornos. Límpiense

los bordes del orificio de la tela que va a ser recubierto por el parche con un disolvente para grasas. Si existe una capa excesivamente gruesa del dope antiguo sobre la tela, ella debe lijarse o limpiarse la superficie alrededor del parche con un adelgazador para dope. Mientras se esté lijando debe soportarse el reverso de la tela.

Para orificios que tengan una dimensión hasta de ocho pulgadas, córtese el parche de tela de la dimensión necesaria para proveer un recubrimiento de por lo menos dos pulgadas alrededor del orificio. En aquellos orificios de dimensión mayor de ocho pulgadas, el recubrimiento del parche sobre la tela primitiva deberá ser por lo menos igual a un cuarto del diámetro del orificio, no sobrepasando en ningún caso de 4 pulgadas. Si el orificio se extiende sobre una costilla o más cerca que el límite especificado para proximidad de una costilla u otro miembro reforzado con cuerdas de enlace, el parche deberá extenderse por lo menos tres pulgadas más allá de la costilla. En este caso, después que los bordes del parche hayan sido dopeados en su lugar y que el dope se haya secado, el parche deberá ser enlazado a la costilla adhiriendo una suave huincha de refuerzo, de la manera acostumbrada. La huincha de refuerzo primitiva y la cuerda de enlazamiento primitiva, no deberá ser removida. Todos los parches deberán tener su borde piqueteado, y en caso que no lo sean deberán recubrirse con una huincha de superficie, piqueteada.

(5) REPARACIONES POR MEDIO DE UN PANEL FIJADO POR DOPE. Cuando la avería tenga más de 16 pulgadas en cualquier dirección la reparación deberá ejecutarse fijando un panel por medio de dope.

(i) Remuévase la huincha de superficie de las costillas adyacentes a la superficie dañada y también de los bordes de fuga y ataque de la sección que se va a reparar. Déjese en su lugar la primitiva huincha de refuerzo y cuerdas de enlace. A continuación córtese la tela siguiendo una línea ubicada aproximadamente a una pulgada desde las costillas de los costados más próximos a la avería, y continúese cortando hasta remover por completo la sección dañada, la tela primitiva no deberá ser removida en la sección del borde de ataque y fuga a menos que ambas superficies, la superior e inferior, se vayan a recubrir.

(ii) Córtese un parche que circunde el borde de fuga en una pulgada y que se extienda desde este sitio circundando el borde de ataque y que llegue hasta aproximadamente el larguero frontal de la superficie opuesta. El parche deberá extenderse aproximadamente tres pulgadas más allá de las costillas adyacentes a la avería.

En caso que el borde de ataque esté cubierto por madera o planchas metálicas, el parche puede recubrir la tela primitiva en una cantidad mínima de cuatro pulgadas hacia el extremo del borde de ataque fijado en su posición por medio de dope y recubierto por lo menos con 8 pulgadas de huincha piqueteada de superficie.

(iii) Límpiese la superficie de la tela primitiva que se va a cubrir con el parche y aplíquese una cantidad abundante de dope sobre esta área (una mano). Colóquese el nuevo panel en su lugar estirándolo para que obtenga el máximo de tensión y aplíquese una capa de dope a aquella porción del panel que sobrepasa la tela primitiva. Después que esta mano se haya secado, aplíquese una segun-

(iv) Colóquese huincha de refuerzo sobre las costillas dándole una tensión moderada y enlácesele hacia abajo de la manera apropiada.

(v) Espárzase una mano de dope incoloro sobre el panel y permítasele que se seque. Colóquese una huincha de superficie mientras se aplica la segunda mano de dope, sobre la huincha de refuerzo y sobre los bordes del panel. Termínese la operación de dopeo de acuerdo al método regular para ello. Este mismo tipo de reparación puede ser empleado en el caso que sea necesario reentelar la superficie inferior y superior o que sea necesario recubrir una zona que abarque diversas costillas. El panel deberá ser hecho firme con cuerdas de enlace sobre todas las costillas que cubra y dopeado o cosido, tal como en el caso del método de recubrimiento de funda.

(e) PRUEBA DEL REVESTIMIENTO DE TELA. La manera práctica para determinar si el revestimiento se ha deteriorado hasta un punto que sea necesario repararlo es ejecutando una prueba de tensión sobre la tela. Esta prueba puede ser ejecutada de acuerdo con los procedimientos establecidos en la industria, o de acuerdo a especificaciones gubernamentales tales como la Especificación Federal CCC-T-191a, la de la American Society for Testing Materials D39-39, u otras. En todos los casos las muestras deberán ser probadas sin que estén cubiertas con dope. Se sugiere usar acetona o adelgazador de dope, para remover el dope.

(1) CRITERIO PARA ANALIZAR LA RESISTENCIA DE LA TELA.

(i) Los valores de resistencia mínima para tela de aviación nueva, están dados en la Tabla 2-1.

(ii) El máximo de deterioración de la tela de aviación usada se ha determinado después de un gran número de pruebas, como 30%. La tela que tenga menos de 70% de la resistencia de tensión original, no debe considerarse apropiada. La Tabla 2-1 contiene los valores de tensión mínima para tela deteriorada que se ha probado después de haber removido el dope.

(iii) En el caso que una aeronave liviana haya sido entelada usando tela de Grado A, en circunstancia que sus especificaciones requieran solamente el uso de tela de grado "intermedia", la tela de Grado A todavía se condierará apropiada si ella no ha sido deteriorada hasta tener solamente 46 libras de tensión cuando se prueba después de haber removido el dope, es decir 70% del valor original de tensión requerido para la tela nueva "intermedia".

18.20-3 ESTRUCTURAS METALICAS DE AERONAVE (Política de la AAC pertinente a la sección 18.20)

(a) CONSTRUCCIÒN METALICA.

(1) IDENTIFICACION E INSPECCION DE MATERIALES. La identificación e inspección de materiales deberá ser hecha de acuerdo con el MAC 18.20-6.

(2) TRATAMIENTO PARA PREVENIR LA CORROSION, MATERIALES PARA LIMPIEZA, REMOVEDORES DE PINTURA. El tratamiento para prevenir la corrosión, limpiar y remover la pintura deberá ser hecha de acuerdo con el MAC 18.20-7.

(3) PERNOS, TORNILLOS Y AFIANZADORES. Los elementos aceptables para la ejecución de uniones, están enumerados en el MAC 18.20-5.

(4) PRECAUCIONES PARA EVITAR VIBRACIONES AERODINAMICAS. Cuando se ejecuten reparaciones sobre las superficies de control especialmente en aviones de alta performance deberá prestarse especial cuidado a que ellas no signifiquen la adición de peso en la sección posterior al eje de articulación. Ello significaría alterar desfavorablemente el balance estático y dinámico de la superficie hasta tal grado que se producirían vibraciones aerodinámicas (flameos). Por regla general será necesario reparar la superficie de control de tal modo que la estructura quede en condición idéntica a la original y que la distribución de pesos no sea afectada de ninguna manera.

(5) SOLDADURA DE BRONCE. La soldadura de bronce puede usarse en reparaciones mayores de aeronaves solamente cuando su uso ha sido específicamente aprobado por el fabricante. En general, la soldadura de bronce, no es apropiada para la reparación de uniones soldadas al oxi-acetileno o eléctricamente en estructuras de acero, debido a que la unión soldada por bronce tendrá una resistencia inferior a una soldada por los métodos anteriores.

Debido a la gran variedad de aleaciones de bronce existentes, es difícil determinar cuál será la apropiada para reparar una unión soldada por bronce, sin correr el riesgo de que se combine con la soldadura original de bronce y produzca una unión de menor resistencia.

En caso que sea necesario volver a aplicar una soldadura de cobre más de una vez sobre una superficie de acero, especialmente si las temperaturas subirán de 2000° F, existe la posibilidad que la soldadura de cobre pueda incrustarse entre el grano del acero hasta llegar a producir una fractura.

El empleo de soldadura de cobre para soldar acero debe ser normalmente efectuado en un horno especial que tenga una atmósfera reductora a una temperatura tan alta, que es prácticamente imposible permitir la ejecución de esta soldadura a no ser que se disponga de equipo especial. Si se trata de soldar con cobre sin disponer de una atmósfera controlada, probablemente el cobre no se fundirá por completo impidiendo que llene totalmente la juntura.

(i) REPARACIONES NO ESTRUCTURALES. En la ejecución de reparaciones no estructurales. Puede emplearse soldadura de bronce.

(b) ESTRUCTURAS DE ACERO SOLDADAS.

(1) GENERALIDADES. La soldadura de oxiacetileno o de arco eléctrico puede ser utilizada para la reparación de elementos estructurales de la aeronave. La mayoría de las estructuras de la aeronave son construídas de alguna aleación apropiada para ser soldada; sin embargo debe prestarse cuidadosa atención a la clase de aleación que se va a soldar porque no todas las aleaciones están en condiciones de ser soldadas en la condición en que se encuentran. Por lo general mientras más apta sea una aleación de acero para el tratamiento térmico, menos apropiada será para ser soldada en atención a que su tendencia a ponerse quebradiza y perder su ductibilidad en el área soldada. Las siguientes clases de acero pueden soldarse de inmediato: acero pleno al carbón, aleación de acero-níquel de la serie S.A.E. 3100, aceros cromo-molibdeno de la serie SAE 4100 y aceros bajos de níquel-cromo-molibdeno de la serie S.A.E. 8600.

(i) PREPARACION PARA LA SOLDADURA. Los elementos que se van a soldar deberán ser instalados sobre un molde patrón que deberá ser suficiente rígido para

impedir desalinemientos a causa de la expansión y contracción producidas por el calor aplicado al material y que en forma precisa y positiva retenga las posiciones relativas de las piezas a soldar.

(ii) LIMPIEZA PREVIA A LA OPERACION DE SOLDAR. Las piezas que se van a soldar deberán siempre ser limpiadas por medio de una escobilla de alambre u otro método similar. Cuando se usan escobillas de alambre deberá prestarse especial cuidado a utilizar una brocha determinada para cada material diferente, por ejemplo, una brocha diferente para latón y otra diferente para bronce. Los pequeños depósitos de bronce o latón sobre la brocha, debilitarán materialmente la soldadura, pudiendo causar fracturas y la consiguiente falla de la unión. En caso que los miembros estuvieran metalizados el metal de la superficie deberá removerse cuidadosamente usando el limpiador de arena a presión(sandlbast).

(iii) REQUISITOS DE LA SOLDADURA TERMINADA. La soldadura una vez terminada deberá tener las siguientes características:

(a) La costura deberá ser suave y de espesor uniforme.

(b) El metal soldado deberá terminar en un ángulo suave en su unión con las piezas soldadas.

(c) No deberá formarse óxido sobre el metal básico a una distancia mayor de media pulgada de la soldadura.

(d) La soldadura no deberá tener "bolsillos de aire", porosidades o proyecciones globulares.

(e) El metal básico no deberá tener demostraciones de irregularidades en su superficie causada por desprendimientos de partículas, escoreaciones producidas por el calor, grietas o distorsiones.

(f) La profundidad de penetración deberá ser suficiente para asegurar que el metal básico y de la varilla de soldadura se hayan fusionado debidamente.

(g) Las escamas producidas por las soldaduras deberán ser removidas por medio de una escobilla metálica o por el limpiador de arena a presión.

(iv) PRECAUCIONES. Ninguna soldadura deberá ser rellenada para tratar de hacerla aparecer de superficie suave, porque tal operación producirá una pérdida de resistencia. Las soldaduras no deberán ser rellenadas con soldaduras de estaño, aleación de bronce o ningún otro material para relleno. Cuando sea necesario tener que soldar nuevamente una unión que haya sido previamente soldada, todo el material de soldadura antigua deberá ser removido por completo antes de proceder a soldar de nuevo. Dentro de lo posible nunca deberá soldarse sobre una soldadura primitiva porque el proceso contínuo de calentamiento hace que el material pierda su resistencia y se transforme en quebradizo. Nunca debe soldarse por acetileno o arco eléctrico una soldadura que haya sido previamente soldada con bronee.

(v) DIMENSIÒN DE LA BOQUILLA (SOLDADURA OXIACETILENO). Las boquillas del soplete para soldar deberán tener una dimensión adecuada al espesor del material que se va a soldar. Más abajo se indican las dimensiones más comunmente empleadas que han demostrado ser satisfactorias:

Espesor del acero en pulgadas	Diámetro del orificio de la boquilla	Dimensión de la broca
0,015 a 0,031.....	0,026	71
0,031 a 0,065.....	,031	68
0,065 a 0,125.....	,037	63
0,125 a 0,188.....	,042	58
0,188 a 0,250.....	,055	54
0,250 a 0,375.....	,067	51

(vi) VARILLAS DE SOLDADURAS Y EIECTRODOS. La varilla de soldadura y electrodos tienen especiales propiedades de acuerdo a los diferentes usos y aplicaciones. La Tabla 3-1 nos da las propiedades de las varillas de soldadura para soldadura oxiacetileno.

(vii) SOLDADURA DE ROSETAS. La soldadura en forma de rosetas se emplea generalmente en la unión de un tubo de refuerzo interior, con el miembro exterior. Cuando sea necesario ejecutar una soldadura de roseta, el orificio en el tubo exterior deberá ser solamente de la dimensión suficiente para permitir el alojamiento del tubo interior. La práctica ha demostrado que es suficiente para este propósito un orificio con un diámetro aproximado a un cuarto del diámetro del tubo exterior. En el caso de herrajes (fittings) en forma de bocinas o camisas que ajusten apretadamente, o en caso de existir alineadores exteriores pueden omitirse las rosetas.

(viii) MIEMBROS TRATADOS TERMICAMENTE. Los miembros que hayan obtenido sus propiedades físicas por medio de tratamiento térmico deberán ser soldados utilizando una varilla de soldadura apropiada para producir las mismas propiedades físicas del miembro original cuando se sometan a tratamiento térmico (ver MAC 18.20-3(b)(i)(vi)). Estos miembros deberán ser tratados térmicamente de nuevo, de acuerdo con las especificaciones del fabricante una vez que la soldadura se haya terminado.

(i) PIEZAS METALICAS QUE NO DEBEN SOLDARSE.

(a) CUERDAS DE ARRIOSTRAMIENTO Y CABLES. Las piezas de las aeronaves cuyas funciones operacionales dependen de las propiedades de resistencia adquiridas mediante la elaboración en frío no deberán ser soldadas. Dentro de esta clasificación se incluyen las cuerdas de sección fuselada y los cables.

(b) PIEZAS SOLDADAS CON BRONCE O ESTANO. Las piezas soldadas con bronce o estaño no pueden ser soldadas al oxiacetileno o eléctricamente porque la soldadura de bronce o estaño se fusionará sobre el acero a alta temperatura, debilitándolo.

(c) PIEZAS STANDARD DE ALEACION. Las piezas de aleación de acero que hayan sido tratadas térmicamente para mejorar sus propiedades físicas, no deberán ser soldadas al oxiacetileno o eléctricamente. Esto se aplica especialmente a los pernos para aviación, tensores, ejes y otras piezas construídas de aleación de acero tratadas térmicamente.

(2) REPARACION DE MIEMBROS TUBULARES.

(i) INSPECCION. Antes de efectuar cualquier reparación por daños visibles existentes en los miembros tubulares, la estructura adyacente deberá ser cuidadosamente inspeccionada para verificar que no exista ningún daño que no haya sido detectado. Puede que se produzcan daños secundarios en alguna sección remota a la primitivamente dañada a causa de la transmisión sobre el tubo de la carga correspondiente a la sección dañada. Usualmente las averías de esta naturaleza se producen en el punto de cambio de dirección más abrupto de la carga. Si este daño no se ubica o advierte, las cargas derivadas de la operación normal, puede causar la falla de esta parte. Todas las uniones deberán ser cuidadosamente inspeccionadas visualmente para verificar que no existan grietas, trizaduras, flujo de soldadura u otros defectos.

(a) UBICACION Y ALINEAMIENTO DE LAS SOLDADURAS. Los tubos de acero soldados entre sí pueden ser empalmados o reparados en cualquier unión sobre la longitud del tubo, incluyendo la sección correspondiente a su mitad; a no ser que se haya especificado tácitamente lo contrario. Deberá prestarse especial atención al apropiado ajuste y alineamiento para evitar excentricidades.

(ii) MIEMBROS INDENTADOS EN UNA UNION (FITTING) DE VARIOS TUBOS. Las indentaciones (abolladuras) sobre una unión de varios tubos de acero, pueden ser reparadas soldando una plancha de acero, de la forma apropiada, sobre la superficie indentada y los tubos adyacentes tal como se indica en la figura 3-1. Para preparar el parche de plancha, debe cortarse una sección de plancha de acero del mismo material y espesor que el tubo dañado de mayor gauge. La plancha de refuerzo deberá recortarse en forma que sus proyecciones (dedos) se extiendan en una cantidad mínima igual a 1,5 veces el diámetro de cada tubo respectivo, tal como se indica en la figura. Remuévase toda la capa de protección que exista sobre la unión dañada que se va a cubrir con la plancha de refuerzo. A la plancha de refuerzo deberá dársele la forma apropiada antes de ejecutar la soldadura, o puede ser cortada y unida por puntos de soldadura a uno o más de los tubos de la unión, y enseguida darle su forma calentándola sobre la unión a fin de producir un contorno suave. En esta operación debe evitarse sobrecalentar innecesariamente el material y prestar cuidado a no dañar la zona comprendida por el ángulo formado en cualquiera de las dos protuberancias de la plancha. Después que se le haya dado la forma a la plancha y que se haya unido a la juntura de los diferentes tubos por medio de puntos de soldadura, deben soldarse todos los cantos de la plancha de refuerzo a la unión que se está reparando.

(iii) MIEMBROS INDENTADOS ENTRE DOS UNIONES (FITTINGS). Los miembros tubulares indentados, doblados, trizados o que presenten otros daños, deberán ser reparados reforzándolos por medio de una bocina (camisa) dividida en dos partes, después que se haya enderezado cuidadosamente el miembro dañado y en el caso de trizaduras, después que se haya practicado un orificio con una broca número 40 (0,098) en los extremos de las trizaduras para impedir su propagación.

(a) REPARACION POR MEDIO DE UNA CAMISA SOLDADA. El sistema para efectuar estas reparaciones está representado en la figura 3-2. Selecciónese una camisa (bocina) de tubo de acero de la longitud debida que tenga un diámetro inferior aproximadamente igual al diámetro exterior del tubo dañado, que sea del mismo material y cuyo espesor de las paredes sea por lo menos igual al tubo dañado. Córtese diagonalmente la camisa de refuerzo con un ángulo de 30 grados en ambos extremos, en forma que la distancia mínima de los extremos de la camisa al

extremo de la trizadura o abolladura no sea menor de una y media vez el diámetro del tubo dañado. Córtese la camisa del refuerzo en toda su longitud para separarla en dos mitades. Colóquense las dos secciones de la camisa del refuerzo en su posición apropiada sobre el área afecada del tubo original, por medio de dos abrazaderas. Proceda a soldarse en toda su longitud los dos lados de la camisa del refuerzo como asimismo ambos extremos de la camisa sobre el tubo dañado tal como se indica en la figura. No es aceptable rellenar las abolladuras o trizaduras con soldadura en lugar de colocar el miembro de refuerzo.

(b) REPARACION POR MEDIO DE UNA CAMISA APERNADA. Debido a la considerable extensión de áreas que se remueven de los tubos al perforar los orificios para los pernos, no deberá efectuarse ninguna reparación por medio de bocinas apernadas en las estructuras de acero soldadas sin previa aprobación de ella por la Administración de Aeronáutica Civil.

(iv) REPARACION POR MEDIO DE UN PARCHE SOLDADO. Las abolladuras u orificios en los tubos pueden ser reparados por medio de un parche soldado del mismo material que tenga un gauge mayor de espesor, tal como se indica en la figura 3-3 siempre que:

(a) TUBOS INDENTADOS:

(1) Las indentaciones o abolladuras que no sean más profundas de 1/10 del diámetro del tubo, no se extiendan más de 1/4 de la circunferencia del tubo, ni tengan una longitud mayor del diámetro del tubo.

(2) Las indentaciones deberán estar libres de trizaduras, abrasiones y aristas agudas.

(3) El tubo indentado pueda ser desabollado sin que se produzcan trizaduras, antes de la aplicación del parche.

(b) TUBOS CON ORIFICIOS. Los orificios que no sean de una longitud mayor que el diámetro del tubo y que no se extiendan más de 1/4 de la circunferencia del tubo.

(c) UBICACION DEL PARCHE. Ninguna parte del parche deberá extenderse hasta el segundo tercio del tubo. El parche no deberá recubrir una juntura del tubo.

(v) EMPALME POR MEDIO DE UNA CAMISA INTERIOR. Si en un tubo estructural la avería es tal que sea necesario reemplazar parcialmente el tubo, se recomienda emplear el método de insertar una camisa o bocina interior dividida en dos partes tal como se indica en la figura 3-4, especialmente cuando se desee que la superficie exterior del tubo sea suave. Córtese diagonalmente la porción dañada del tubo y remuévase las rebabas de las aristas del corte empleando una lima u otros métodos similares. Córtese diagonalmente un tubo de acero que se utilizará como reemplazo, el que debe ser del mismo material y diámetro y de un espesor mínimo de paredes igual al tenido en la longitud de la parte removida del tubo dañado. En cada extremo del tubo de reemplazo debe dejarse un sobrerrecubrimiento de un octavo de pulgada desde el corte diagonal del tubo a los muñones del tubo original. Córtese un tubo de acero del mismo material, mismo espesor de paredes y de un diámetro exterior aproximadamente igual al diámetro interior del tubo dañado. Esta camisa interior deberá ajustar con un ligero

aprete en el interior del tubo original, con una diferencia de diámetro máximo de 1/16 de pulgada. Córtese esta camisa interior en dos secciones, cada una de tal longitud que el extremo de la camisa interior quede a una distancia mínima de 1-1/2 vez el diámetro del tubo desde el extremo más cercano al extremo del corte diagonal. Si la camisa interior ajusta demasiado apretada en el tubo de reemplazo, enfríese la camisa con hielo seco o con agua fría. Si esto no es suficiente, redúzcase el diámetro de la camisa usando papel esmerilado. Sóldese la camisa interior a los muñones del tubo, rellenando completamente con soldadura el espacio de sepración de 1/16 de pulgada, formando una pestaña soldada.

(vi) EMPALME POR MEDIO DE UNA CAMISA EXTERIOR. Si es necesario reemplazar parcialmente un tubo, ello puede ser ejecutado utilizando una camisa exterior dividida en dos secciones confeccionadas de un tubo del mismo diámetro. Sin embargo, el sistema de empalme por medio de camisa exterior requiere la ejecución de mayor cantidad de soldadura, por lo que deberá ser usado solamente cuando todos los otros métodos de empalme no puedan ser ejecutados. Los detalles para el reemplazo de un tubo usando el sistema de camisa exterior, está indicado en las figuras 3-5 y 3-6.

Córtese perpendicularmente la sección dañada del tubo. Córtese un tubo de reemplazo de acero del mismo material y diámetro, con el mismo especor de las paredes que iguale la longitud de la porción removida del tubo dañado. Este tubo de reemplazo deberá apoyarse contralos muñones del tubo original con una tolerancia total que no exceda de 1/32 de pulgada. Selecciónese un tubo de acero de un diámetro interior aproximadamente igual al diámetro exterior del tubo dañado, del mismo material y de por lo menos el mismo espesor de paredes. Esta camisa exterior formada por el tubo deberá ajustar con ligero aprete sobre el tubo original en una diferencia de diámetro máxima de 1/16 de pulgada. Córtese esta camisa exterior en dos secciones en forma diagonal o de boca de pez. Cada una de ellas de tal longitud que el extremo más cercano de la camisa exterior quede a una distancia mínima de 1-1/2 vez del diámetro del tubo desde el término del corte del tubo original. Siempre que sea posible úsese un corte de boca de pez en la camisa. Remuévase las rebabas de todos los cantos de las camisas, tubos de reemplazo y muñones del tubo original. Insértense las dos camisas sobre el tubo de reemplazo, alineando el tubo de reemplazo con los extremos del tubo primitivo y colóquense las camisas exteriores sobre el centro de cada juntura. Ajústense las camisas sobre el área respectiva en forma que provea el máximo de refuerzo. Antes de proceder a soldar instálense en su sitio las dos camisas por medio de puntos de soldaduras. Sóldense en forma uniforme ambos extremos de cada una de las camisas de refuerzo y permítanse que las soldaduras se enfríen. A continuación sóldense ambos extremos del resto del tubo de refuerzo. Debe permitirse que la soldadura de una camisa se enfríe antes de proceder a soldar el resto del tubo a fin de impedir deformaciones indeseables.

(vii) EMPALME UTILIZANDO TUBOS DE REEMPLAZO DE MAYOR DIAMETRO. Este método de empalmar tubos estructurales que se indica en la figura 3-7 es el que exige menor cantidad de cortes y soldaduras. Sin embargo, este método de empalme no puede ser usado en caso que el tubo dañado tenga que ser cortado demasiado cerca de las uniones soldadas adyacentes (fittings), o donde existan abrazaderas de soporte que hagan necesario mantener el mismo diámetro en el tubo de reemplazo que el diámetro primitivo del tubo dañado. Como un medio de facilitar la instalación del tubo de reemplazo córtese perpendicularmente el tubo original dañado dejando un muñón de pequeña longitud igual a 2-1/2 veces el diámetro del tubo en un extremo y un muñón de longitud mínima igual a 4-1/2 veces

el diámetro del tubo en el otro extremo.

Selecciónese un trozo de tubo de acero del mismo material que tenga el mismo espesor en sus paredes y un diámetro interior aproximadamente igual al diámetro exterior del tubo dañado. El tubo de reemplazo deberá ajustar sin juego sobre el tubo original con una diferencia de diámetro máxima de 1/16 de pulgada. Córtese del tubo orignal, en la forma diagonal, una sección de tal longitud que cada extremo del tubo quede a una distancia mínima de 1-1/2 vez el diámetro del tubo desde el extremo del corte en el tubo original. Dentro de lo posible úsese un corte en forma de boca de pz. Sin embargo, también puede usarse un corte en forma diagonal. Si se utiliza un corte en forma de boca de pez, límese el ángulo agudo del corte con una pequeña lima redonda. Defléctese de su posición normal el muñón de mayor longitud del tubo original e insértese deslizando el tubo de reemplazo sobre este muñón y enseguida deslícese el tubo de reemplazo entre los muñones del tubo orignal. Afiáncese el tubo de reemplazo en diferentes lugares de un extremo por medio de puntos de soldadura, para ejecutar enseguida la completa soldadura de ese extremo. Para impedir distorsiones, permítase que la soldadura se enfríe por completo antes de soldar el otro extremo del tubo de reemplazo sobre el tubo original.

(3) REPARACIONES SOBRE UNIONES (FITTINGS) PRECONSTRUIDAS DEL FUSELAJE. Las reparaciones de las junturas (fittings) preconstruídas en el fuselaje pueden ser efectuadas en la forma explicada en la figura 3-8. Los empalmes deberán ser efectuados de acuerdo con los métodos descritos en las secciones de más abajo. Las siguientes secciones describen los diferentes métodos que se indican en la figura anterior.

(i) TUBO DE MAYOR DIAMETRO QUE EL ORIGINAL. En el método indicado en la figura 3-9 se utiliza una camisa cortada de un tubo de mayor diámetro que el original. Esto requiere escarear los orificios del larguero en la unión (fitting) a un mayor diámetro. La camisa deberá extenderse aproximadamente seis pulgadas hacia adelante (izquierda de la unión) y ocho pulgadas hacia atrás (derecha de la unión). El empalme delantero deberá tener un corte diagonal de 30 grados. El larguero posterior[1] (derecha) deberá ser cortado aproximadamente a 4 pulgadas a partir de la línea centro de la juntura y fijarse un espaciador de una pulgada de longitud sobre el larguero. Este espaciador y larguero deberán ser soldados por medio de soldadura de cantos. En el extremo posterior de la camisa exterior deberá efectuarse un corte cónico y en forma de V de aproximadamente dos pulgadas de longitud. El extremo de la camisa exterior deberá ser estampado para que ajuste sobre el larguero, y enseguida ser soldado.

(ii) TUBO DEL MISMO DIAMETRO QUE EL ORIGINAL. En este método que se indica en la figura 3-9 la nueva sección del tubo es de la misma dimensión que tiene el larguero hacia adelante (izquierda) de la unión. El extremo posterior (derecha) del tubo se corta a 30 grados formando la camisa exterior de un empalme en diagonal. La camisa se centra sobre la juntura delantera tal como se indica.

(iii) CAMISA SENCILLA. En este caso se presume que el larguero tiene la misma dimensión en cada lado de la unión (fittings) y que la reparación se efectúa por medio de una simple camisa de mayor diámetro que el larguero.

---

[1] N. del T. : Larguero del fuselaje.

(iv) DIFERENCIAS CONSIDERABLES EN EL DIAMETRO DEL LARGUERO EN CADA LADO DE LA UNION. La figura 3-9 D representa el caso en que existe un cuarto de pulgada de diferencia en el diámetro de los dos largueros adyacentes a la unión. La sección del larguero delantera (izquierda) de la unión se corta un ángulo de 30 grados, deslizándose sobre ella un trozo de tubo de la misma dimensión y de tal longitud que se extienda bastante hacia atrás (derecha) del fittings. Un extremo se corta a 30 grados para ajustar el corte de 30 grados de la izquierda y en el otro lado se ejecuta un corte de boca de pez tal como se indica. Esto hace posible insertar un tubo de tal diámetro que forme una camisa interior para el tubo de la izquierda de la unión y una camisa exterior para el tubo de la derecha de la unión.

(4) BANCADAS PORTA-MOTORES.

(i) GENERALIDADES. Todas las soldaduras que se ejecuten sobre una bancada porta-motor deberán ser de la más alta calidad porque las vibraciones tienden a agravar cualquier defecto menor que pueda existir. Los miembros de las bancadas porta-motores deberán ser preferiblemente reparados usando un tubo de reemplazo de mayor diámetro que se instale en forma de telescopio sobre el muñón del miembro original, uitilizando un corte de forma de boca de pez y soldadura de roseta. También es aceptable efectuar empalmes diagonales de 30 grados en lugar de corte de hocico de pez en las reparaciones para bancadas porta-motores.

(ii) COMPORBACION DE LA ALINEACION. Las reparaciones en las bancadas porta-motores deberán ser ejecutadas en forma que se pueda comprobar exactamente el alineamiento. Cuando se usen nuevos tubos para reemplazar tubos que se hayan curvado (deformado) o dañado, debe ser mantenido el alineamiento original de la estructura. Esto puede ser ejecutado midiendo la distancia entre diferentes puntos de los miembros correspondientes que no hayan sido deformado y consultando los dibujos del fabricante.

(iii) CAUSAS PARA RECHAZO. Si todos los miembros están desalineados, las bancadas porta-motores deberán ser reemplazadas por otras suministradas por el fabricante o por una que haya sido construída de acuerdo a los planos y especificaciones del fabricante. El método para comprobar la alineación del fuselaje o puntos de las nacelas o barquillas deberá ser solicitado del fabricante.

(iv) DAÑOS EN EL ARO DE LA BANCADA PORTA-MOTOR. Los daños de menor importancia tales como una trizadura adyacente a la oreja de sujeción de un motor pueden ser reparados volviendo a soldar el aro agregando un refuerzo de soporte o una oreja de refuerzo en el área dañada. Los aros para bancada porta-motor que hayan sido dañados en forma extensiva no deberán ser reparados sino que deberán ser reemplazados a no ser que el método de reparación haya sido específicamente aprobado por representante autorizado de la Administración de Aeronáutica Civil.

(5) TRENES DE ATERRIZAJE.

(i) CONSTRUCCION DE TUBOS DE SECCION CIRCULAR. Los trenes de aterrizaje construídos de tubos de sección circular pueden ser reparados por medio de empalmes o reparaciones standard tal como se indica en las figuras 3-2 y 3-8.

(ii) CONSTRUCCION POR TUBOS DE SECCION FUSELADA. Los trenes de aterrizaje construídos por tubos de sección fuselada pueden ser reparados por cualquiera de los métodos indicados en la figura 3-9 y 3-12.

(iii) CONJUNTOS DE EJE. En la figura 3-13 se indican los tipos más comunes de conjuntos de ejes de tren de aterrizaje que pueden ser reparados y aquellos que no pueden ser reparados. Los tipos indicados en A, B, y C de esta figura han sido construídos de tubo de acero y pueden ser reparados en cualquier método standard indicado en los párrafoa anteriores de este Manual. Sin embargo, siempre será necesario determinar si los miembros han sido sometidos a tratamiento térmico o no.

El conjunto de eje indicado en la figura 3-13 D por lo general no puede repararse por las siguientes razones:

(a) El muñón del eje es por lo general construído de una aleación de acero-níquel sometida a intenso tratamiento térmico y elaborada a máquina dentro de tolerancias muy estrechas. Estos muñones son por lo general desmontables y deben reemplazarse si han sido dañados.

(b) La porción del amortiguador de aceite en la estructura es por lo general tratada térmicamente después de haber sido soldada y elaborada a máquina en forma perfecta para asegurar que el amortiguador funciona propiamente. Estas partes serían deformadas si se soldaran después de haber sido elaboradas a máquina.

(iv) SOPORTE DE PATIN DE COLA Y ESQUIES. Los soportes de patín de cola y esquíes construídos de tubo de acero pueden ser reparados efectuando empalmes para tubos tal como se indica en la figura 3-2 hasta la figura 3-12.

(6) LARGUEROS TUBULARES ARMADOS PARA ALAS O SUPERFICIES DE COLA. Los largueros armados del tipo tubular para alas o superficies de cola pueden ser reparados usando cualquiera de los empalmes o métodos standard de reparación indicados en las figuras de este Manual siempre que los largueros no hayan sido tratados térmicamente. En este último caso el conjunto local del larguero tendrá que ser tratado térmicamente de nuevo de acuerdo con las especificaciones del fabricante después que se complete la reparación. En general esto será menos práctico que reemplazar el larguero con uno adquirido del fabricante de la aeronave.

(7) MONTANTES DE SUJECION PARA AIAS Y PLANOS DE COLA. En general se verificará que es más ventajoso reemplazar los montantes de sujeción dañados que sean fabricados de tubo de sección tubular o sección fuselada, por miembros nuevos adquiridos del fabricante original. Sin embargo, desde el punto de vista de aeronavegabilidad no existe objeción alguna para proceder a su reparación siempre que ella se ejecute en la forma apropiada. Un método aceptable para la reparación de un tubo fuselado se indica en la figura 3-10. Los miembros similares fabricados de tubos de sección tubular pueden ser reparados por medio de un empalme standard como se indica en las figuras 3-2, 3-4 ó 3-5.

(i) *UBICACION DE LOS EMPALMES.* Los montantes de sujeción de acero pueden ser empalmados en cualquier punto de su longitud siempre que el empalme no sobrecubra ninguna parte de una unión (fitting) terminal. La unión de los montantes secundarios no se considera como un fitting terminal y en consecuencia puede efectuarse un empalme en ese punto. Tanto el procedimiento de reparación como la ejecución del trabajo deberán ser tales que disminuyan al mínimo la distorsión debido a la soldadura y la consecuente necesidad de tener que enderezar algunos miembros. Todos los montantes reparados deberán ser cuidadosamente inspeccionados durante los vuelos iniciales para asegurarse que las características

de vibraciones del montante y de los componentes a que está unido no hayan sido adversamente afectados por la reparación. Esta comprobación debe efectuarse a diferentes combinaciones de velocidad y potencias del motor.

(ii) AJUSTE Y ALINEACION. Cuando se efectúan reparaciones a los miembros de sujeción de las alas y superficies de cola, deberá prestarse especial atención al ajuste y alineamiento apropiado para evitar excentricidades.

(8) REPARACIONES SOBRE PIEZAS UNIDAS POR SOLDADURA. Las reparaciones sobre conjuntos soldados podrán ser efectuadas por cualquiera de los métodos siguientes:

(i) REEMPLAZAMIENTO DE UNA JUNTA SOLDADA. Córtese la junta soldada y reemplácese con una debidamente reforzada.

(ii) ELIMINACION DE LOS DEPOSITOS DE SOLDADURA. Elimínese el metal depositado durante el proceso de soldadura y proceda a soldarse sobre la junta insertos o refuerzos de soporte externos con el fin de aumentar su resistencia.

(c) ESTRUCTURAS DE ACERO INMANCHABLE.

(1) GENERALIDADES. Los componentes estructurales construídos con acero inmanchable, especialmente la clase "18-8" (18% de cromo, 8% de níquel) que se hayan unido por el rápido proceso de soldadura de puntos, deberá ser reparado solamente en la fábrica de origen o por una estación de reparaciones debidamente autorizada por el fabricante y calificada por la Administración de Aeronáutica Civil para ejecutar este tipo de trabajo, a no ser que este tipo de reparación pueda ejecutarse por junturas apernadas o remachadas, específicamente aprobadas por un representante autorizado de la Administración de Aeronáutica Civil.

(2) ELEMENTOS ESTRUCTURALES SECUNDARIOS Y NO ESTRUCTURABLES. Aquellos componentes tales como el arco del extremo de las alas, borde de fuga, borde de ataque de las alas y superficies de control, pueden ser reparados utilizando soldadura de 50-50% plomo-estaño ó 40% de plomo y 60% de estaño. Para obtener mejores resultados deberá usarse como fundente ácido fosfórico. Como el propósito de este fundente es atacar el metal para obtener una mejor soldadura, todo el exceso de flujo deberá ser removido lavando las junturas. Debido a la alta conductibilidad del calor del acero inmanchable, deberá usarse un cautil suficientemente grande para efectuar el trabajo en forma apropiada. Cuando existan filtraciones en las costuras soldadas del casco de los botes, tanque de combustible, etc., ellas pueden ser reparadas en forma similar.

(d) ESTRUCTURAS ARMADAS POR MEDIO DE REMACHES O PERNOS. Las reparaciones de estructuras de acero armadas por medio de pernos o remaches deberán ser ejecutadas de acuerdo a los principios generales descritos en las secciones siguientes para estructuras de aleación de aluminio. Los métodos para efectuar reparaciones a miembros vitales deberán ser específicamente aprobados por un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

(e) ESTRUCTURAS DE ALUMINIO Y DE ALEACIÓN DE ALUMINIO.

(1) GENERALIDADES. Las reparaciones de importancia en el revestimiento que forme parte de la estructura (stressed skin) en las construcciones de aluminio

del tipo monocasco, deberán ser efectuadas en la fábrica de origen o por una estación de reparaciones debidamente clasificada para este tipo de trabajo. Las reparaciones deberán ser ejecutadas de preferencia de acuerdo con las recomendaciones específicas del fabricante de la aeronave. En muchos casos las piezas reparadas, junturas o refuerzos pueden ser diseñadas y probarse para verificar que posee la debida resistencia, sin necesidad de calcular las cargas y esfuerzos reales, tomando en consideración el material y dimensiones de las partes originales y la forma de remachadura. En el presente Manual o en textos que tratan acerca de estructuras metálicas pueden encontrarse ejemplos que ilustran la forma en que estos principios se aplican a reparaciones típicas. Un punto importante que debe tenerse presente al efectuar reparaciones en estructuras monocascos es que la parte reparada debe tener tanta resistencia como la original en lo que respecta a cualquier tipo de cargas y rigidez en general.

(i) USO DE ALEACIONES RECOCIDAS PARA PARTES ESTRUCTURALES. El uso de aleaciones recocidas 17S ó 24S, no deberá considerarse satisfactorio para ninguna reparación estructural de una aeronave que esté expuesta a corrosiones, debido a sus deficientes características para resistir la corrosión.

(ii) MATERIALES HIDROSCOPICOS DEFICIENTEMENTE PROTEGIDOS CONTRA LA HUMEDAD. El uso de materiales hidroscópicos impropiamente protegidos para resistir la humedad tal como es el caso de tela impregnada, cuero, etc., para hacer herméticas las junturas y costuras, no puede considerarse como práctica aceptable.

(iii) TALADRADO DE ORIFICIOS SOBREMEDIDA. Especial cuidado deberá prestarse a evitar taladrar orificios sobremedida u otras operaciones que disminuyan el área efectiva de resistencia a la tensión de los nervios de los largueros de las alas, refuerzos longitudinales del ala, del fuselaje o del plano de deriva, o de otros miembros que estén sometidos a un alto esfuerzo de tensión. Todas las reparaciones o refuerzos de esta clase de miembros deberá ser efectuada de acuerdo a las recomendaciones de la fábrica o con las recomendaciones específicas de un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

(iv) DESMANTELAJE PREVIO A LA REPARACION. Si las partes que se van a remover son esenciales para la rigidez para la estructura completa, el resto de la estructura deberá ser soportada adecuadamente antes de proceder a su desarme, de manera que se impida la distorsión y daño permanente del resto de la estructura. Los remaches deben ser removidos utilizando herramientas especiales para este propósito o efectuando un punto centro en su cabeza, talandrándolo con una broca de menor diámetro que los remaches, y finalmente cortando las cabezas mediante un rápido golpe con un pequeño cincel cortafrío. Las costuras de remache adyacentes a las partes averiadas deberán ser inspeccionadas para verificar que no se ha producido una falla principal (pérdida de resistencia), removiendo uno o más remaches para comprobar si los orificios se han ovalizado o si los remaches han empezado a cizallarse.

(2) SELECCION DEL MATERIAL PARA LAS PARTES REEMPLAZADAS. Al seleccionar aleaciones es usualmente satisfactorio usar material 24S en lugar de 17S considerando que el primero es más resistente. Por ello se desprende que no será permisible reemplazar material 24S por 17S a menos que la diferencia de resistencia de este último material haya sido compensada por un aumento en el espesor o que la resistencia estructural haya sido verificada mediante análisis y pruebas. El Informe ANC-5a "Strength of Metal Aircraft Elements" (Resistencia

de elementos metálicos para aeronaves), contiene una información comparativa de las propiedades de resistencia de estas aleaciones así como también de la 14S, R-301, 61S, 75S, etc. La alección del temple depende por supuesto de la severidad de las operaciones necesarias para su modelado. Las piezas que tengan curvatura simple y líneas rectas unidas mediante un gran radio de curvatura, pueden ser modeladas ventajosamente utilizando material tratado térmicamente, en tanto que una pieza tal como una cuaderna para el fuselaje deberá ser modelada utilizando planchas recocidas en estado blando y ser tratadas térmicamente después que se hayan modelado. Las piezas formadas de láminas metálicas que no van a ser cubiertas por pintura deberán ser fabricadas de material Clad (con capa protectora de aluminio). Todo el material de planchas y partes terminadas deberá estar exento de grietas, rayaduras, cocas, marcas de herramientas y picaduras debidas a corrosión o cualquier otro defecto que pueda ser causa de la iniciación de una partidura.

(i) MODELADO DE PARTES CONSTRUIDAS DE LAMINAS METALICAS. Las líneas de curvatura en las planchas metálicas deberán ser hechas preferiblemente en forma que conserven cierto ángulo con el grado del metal (preferiblemente 90 grados). Antes de proceder a su curvatura se deberán suavizar todos los cantos ásperos removiendo las rebabas además de taladrar orificios para evitar la concentración de esfuerzos en el extremo de las líneas de curvatura y en las aristas a fin de impedir la formación de trizaduras. En caso de tratarse de material tratado térmicamente, el radio de curvatura deberá ser amplio. Véase la Tabla 3-3 que contiene los radios de curvatura recomendados.

(3) TRATAMIENTO TERMICO.

(1) GENERALIDADES. Todas las partes estructurales de aleación de aluminio deberán ser tratadas térmicamente de acuerdo con las instrucciones proporcionadas por el fabricante de las materias primas. Si el tratamiento térmico produce deformaciones, las partes deberán ser enderezadas inmediatamente después de su temple. Las piezas unidas por remaches deberán ser tratadas térmicamente antes de ejecutar la remachadura, porque el tratamiento térmico causará deformaciones. Cuando los conjuntos remachados se calientan en un baño de sal, no será posible eliminar por completo la sal de todos los intersticios, lo que causará corrosiones.

(ii) ENFRIAMIENTO POR INMERSION EN AGUA O AIRE CALIENTE. En enfriamiento de las aleaciones 17S o 24S efectuado por inmersión en agua sobre 100° F o aire a cualquier temperatura después del tratamiento térmico es satisfactorio. Si el uso de agua fría producirá una deformación demasiado grande en las partes terminadas de material Clad, el uso de aceite, agua caliente, agua pulverizada o circulación de aire a presión será satisfactorio siempre que las piezas no estén sujetas a severas condiciones de corrosión durante su servicio. El enfriamiento en aire en calma no es satisfactorio.

(iii) TRANSFERENCIA DEMASIADO LENTA DESDE EL HORNO DE TRATAMIENTO AL TANQUE DE ENFRIAMIENTO. Si las aleaciones 17S o 24S no se transportan rápidamente desde su medio de tratamiento térmico al tanque de enfriamiento, el resultado de la operación es inaceptable. (Si esta operación toma más de 10 a 15 segundos, en muchos casos se producirá una considerable disminución en sus propiedades de resistencia a la corrosión.

(iv) RECALENTAMIENTO A TEMPERATURAS SOBRE EL PUNTO DE EBULLICION DEL AGUA.

El recalentamiento de aleaciones 17S o 24S a temperaturas superiores al punto de ebullición del agua después que hayan sido tratadas térmicamente, no se considera aceptable sin que después de ello se someta el material a un nuevo completo y correcto tratamiento térmico, porque ello tiende a afectar el tratamiento original.

(4) REMACHADO.

(i) IDENTIFICACION DEL MATERIAL PARA REMACHAR. La identificación de los remaches está contenida en el MAC 18.20-5.

(ii) REEMPLAZO DE REMACHES DE ALEACION DE ALUMINIO. Todos los remaches de cabeza sobresaliente (cabeza redonda, cabeza plana y cabeza de lenteja) pueden ser reemplazados por remaches del mismo tipo o por remaches de cabeza Universal AN-470. Los remaches de cabeza embutida deberán reemplazarse por el mismo tipo de remache.

(a) DIMENSION Y RESISTENCIA DE LOS REMACHES REEMPLAZADOS. Los remaches que se usarán en reemplazo de los primitivos deberán tener la misma dimensión y resistencia siempre que ello sea posible. Si el orificio del remache se ha agrandado, deformado, o tiene cualquier otro defecto, el orificio deberá ser taladrado o escareado hasta la dimensión del remache inmediatamente superior, prestando especial atención a que las distancias de los bordes y espaciamiento de los remaches no sean menores a los mínimos enumerados en el MAC 18.20-3(e)(4)(ii)(b). Los remaches no pueden ser reemplazados por otros de menor resistencia a no ser que se compense la disminución de resistencia aumentando el tamaño y el número de los remaches, siempre que las distancias a los cantos de las planchas y espaciamiento no sean menores que los mínimos enumerados en MAC 18-20-3 (e)(4)(ii)(b).

(b) DISTANCIAS DESDE LOS CANTOS Y ESPACIAMIENTO PARA REMACHADURAS EN JUNTURAS DE PLANCHAS. La distancia de los remaches al canto de la plancha se define como la distancia entre el centro del orificio del remache al canto más cercano de la plancha. El espacio entre los remaches es la distancia desde el centro del orificio del remache al centro del otro adyacente. La distancia a los cantos y el espaciamiento no deberá ser menor que lo que se indica más abajo:

(1) HILERA SIMPLE. Las distancias a los cantos no deberán ser menores de dos veces el diámetro del remache y el espacio de separación no menor de 3 veces el diámetro del remache.

(2) HILERA DOBLE. La distancia al canto y el espaciamiento entre remaches no deberán ser menores que los mínimos indicados en la figura 3-14.

(3) HILERAS TRIPLES O MULTIPLES. La distancia a los cantos y el espaciamiento entre el remache no deberá ser menor que los mínimos indicados en la figura 3-14.

(iii) REEMPLAZO DE REMACHES DE ALEACION DE ALUMINO A 17S-T3. Se considera aceptable reemplazar todos los remaches 17S-33 de 3/16 de pulgada de diámetro y también todos los remaches 24ST4 de 5/32 de pulgada de diámetro o menos por remaches A17S-33 en reparaciones generales siempre que los remaches de reemplazo tengan 1/32 pulgadas más de diámetro que los remaches que ellos reemplazan y siempre que las distancias a los cantos y espaciamiento no sean menores que los

mínimos dados en MAC 18.20-3(e)(4)(ii)(b).

(iv) INSTALACION DE LOS REMACHES. Los remaches A17S pueden ser instalados en la condición en que se reciben pero los remaches 17S de diámetro mayor de 3/16 de pulgada y todos los remaches 24S deberán mantenerse en un sitio refrigerado, mantener su condición "templada", hasta que sean remachados o de otro modo deberán ser nuevamente tratados al calor justamente antes de proceder a la remachadura porque de otro modo estarán en condiciones de demasiado dureza para poder efectuar una remachadura satisfactoria. Las dimensiones de la cabeza que se forma por el recalcado de los remaches se indican en la figura 3-15, que representa también algunos defectos que son frecuentes en las remachaduras.

(v) REMACHES CIEGOS Y REMACHES DE VASTAGO HUECO. Los remaches de vástago hueco no deben ser substituídos por remaches sólidos en aquellos miembros expuestos a la acción de cargas sin la aprobación específica de un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

Los remaches ciegos deberán ser usados en aquellas ubicaciones en que por razones de espacio no pueda utilizarse un remachecomún de acuerdo con las condiciones que se indican en el MAC 18.20-5, siempre que las distancias a los cantos y el espaciamiento no sean menores que los mínimos enumerados en el MAC 18-20 -3(e)(4)(ii)(b).

(vi) DISPOSICION DE LOS REMACHES PARA REMACHADURAS NUEVAS Y MODIFICADAS. La disposición de los remaches en una remachadura nueva o modificada deberá diseñarse para la resistencia requerida de acuerdo con las instrucciones específicas contenidas en MAC 18.20-3(e)(5)(vi) y 18.20-3(e)(5)(viii)(d).

Por regla general el diámetro del remache usado en una costura de láminas de dural deberá ser aproximadamente igual a 3 veces el espesor de la plancha, o de un diámetro un poco mayor cuando se trate de una plancha delgada. No deberán usarse remaches en aquellos sitios en que estén expuestos a tensión que trate de separar sus cabezas. En una juntura de recubrimiento simple de planchas delgadas, ella deberá reforzarse agregando una tira de refuerzo del mismo material.

(5) METODOS PARA REPARACIONES.

(i) PRECAUCIONES. Cuando se reemplacen o agreguen remaches adyacentes o cercanos a remaches 17S, 24S que hayan sido instalados previamente, deberá prestarse cuidado en su instalación porque los remaches primitivos pueden soltarse o fallar debido a las agudas vibraciones causadas sobre la estructura por la acción de la remachadora neumática y sufridera. En cada caso todos los remaches adyacentes deberán inspeccionarse cuidadosamente después que se termine la reparación o alteración para asegurarse que no hayan sido dañados a causa del trabajo efectuado en sus proximidades.

Los orificios de los remaches deberán ser taladrados en forma perfectamente circular, siguiendo una línea recta y estar libre de trizaduras. La estampa que se use para remachar deberá tener una concavidad un poco más aplanada que las cabezas de los remaches indicados en la Figura 3-15. Los remaches deberán ser recalcados en forma que queden rectos y ajustados, pero no deberán ser excesivamente recalcados o recalcados cuando estén demasiado duros, porque una vez instalados ellos deben estar libres de grietas. Las informaciones

acerca de los métodos especiales para remachar, tal como el caso de remachaduras de cabeza embutida pueden ser obtenidas usualmente en el Manual de Servicio del fabricante.

(ii) EMPALME DE TUBOS. Los tubos de sección circular o fuselada pueden ser reparados por medio de empalmes tal como se indica en la figura 3-16. Los empalmes en los montantes no deberán recubrir los fittings.

Cuando se utilicen remaches sólidos que atraviesen completamente los tubos, su diámetro deberá ser por lo menos un octavo del diámetro exterior del tubo exterior. Los remaches que estén expuestos a cargas de corte deberán ser martillados solamente lo suficiente para formar una pequeña cabeza sin intentar formar una cabeza redonda standard. El impacto del martillo necesario para formar la cabeza redonda standard, hace que a menudo el remache se recalque en el interior del tubo. La formación de cabezas satisfactorias puede obtenerse en tales instalaciones por medio de una herramienta de rotación si existe el tipo apropiado. Las figuras 3-16 contienen ejemplos correctos e incorrectos de remachaduras para este caso.

(iii) REPARACIONES EN MIEMBROS DE ALEACION24S-T36 y 75S-T6. Las reparaciones en que existan miembros de aleación 24S-T36 deberán ser efectuadas con el mismo material. La aleación 75S tiene una resistencia a la tensión mayor que todas las otras aleaciones de aluminio comunes tales como la 14S y 24S y sus propiedades se afectan considerablemente por las incisiones en su superficie (amelladuras). Con el fin de aprovechar las ventajas que ofrecen sus características de alta resistencia, deberá prestarse atención especial en el diseño de las piezas para evitar tener que efectuar incisiones, muezcas, curvatura de pequeño radio o cambios rápidos y extensos en el sentido perpendicular del área. Durante la fabricación deberá también cuidarse de evitar los defectos que puedan producirse durante su elaboración y operación tales como marcas de herramientas, indentaciones, melladuras, rebabas, rayaduras y trizaduras producidas durante el proceso de modelado. En la aleación 75S-T-6 el enderezamiento en frío o formación en frío puede causar grietas, por lo que es recomendable limitar éstas a operaciones estrictamente menores.

(iv) COSTILLAS DE AIAS Y DE SUPERFICIES DE COLA. Las costillas dañadas de aleación de aluminio, sean del tipo de plancha de metal estampado o del tipo armado que emplea secciones especiales cuadradas o de tubos de sección circular, pueden ser reparadas por la adición de refuerzos apropiados. Los métodos aceptables de reparación se indican en las figuras 3-17 y 3-18. Estos ejemplos se refieren a los tipos de costillas comunmente encontradas en aeronaves pequeñas o medianas. Cualquier otro método de refuerzo deberá ser aprobado específicamente por un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

(a) BORDES DE FUGA Y ATAQUE Y BORDES DE EXTREMO DE LOS PLANOS. La reparación de los bordes de fuga, bordes de ataque y bordes de los extremos de las alas y superficie de control deberán ejecutarse propiamente reforzando los empalmes. Los métodos aceptables para efectuar reparaciones en los bordes de fuga se indican en la figura 3-19.

(v) REPARACIONES DEL REVESTIMIENTO.

(a) REEMPLAZAMIENTO DE PORCIONES DE LOS PANELES DEL REVESTIMIENTO. En caso que el revestimiento metálico haya sido dañado en un área extensiva, las repara-

ciones deberán ser efectuadas reemplazando la lámina completa del panel desde un miembro estructural hasta el siguiente. Las costuras necesarias en las reparaciones deberán extenderse sobre miembros de refuerzos, mamparos, etc. Cada costura deberá ser ejecutada exactamente en lo que respecta a tamaño de remaches, espaciamiento y disposición de los remaches a la costura paralela en los bordes de la plancha original ejecutada por el fabricante. Si las dos costuras ejecutadas por el fabricante son diferentes, deberá duplicarse la más resistente. Ver la figura 3-20 para los métodos típicos aceptables en estas reparaciones.

(b) PARCHES SOBRE ORIFICIOS PEQUEÑOS. Los orificios pequeños existentes en los paneles del revestimiento que no hayan comprometido los miembros de refuerzo pueden ser reparados cubriendo el orificio con un parche de plancha en la forma en que se indica en la figura 3-20.

(vi) UNION DE LAS PLANCHAS. En algunos casos puede que no sea satisfactorio copiar la forma de las costuras de los cantos (bordes) de una plancha. Por ejemplo, cuando la plancha tenga vaciados o refuerzos para la unión en el borde o cuando otros miembros transmitan cargas sobre la plancha. En estos casos la juntura deberá diseñarse tal como se explica en el siguiente ejemplo:

Material: plancha Clad 17S; espesor 0,032 de pulgada. Ancho de la plancha (es decir longitud de la juntura) es igual a W igual 10 pulgadas.

(a) Usense remaches de un diámetro aproximado a tres veces el espesor de la plancha. 3 x 0,032 = 0,096 pulgadas. Usense remaches Al7S-T3 de 1/8 (también será satisfactorio usar remaches Al7S-T3 de 5/32).

(b) Determínese el número de remaches requerido por pulgada de ancho, W, de la Tabla 3-5. El número de remaches por pulgadas es igual 4,9 x 0,75 = 3,7. El número total de remaches requerido es igual 10 x 3,7 = 37 remaches.

(c) Trácese el diseño de la remachadura dejando espacios no menores de los indicados en la figura 3-14. Si nos referimos a la figura 3-14A se puede verificar que una remachadura de doble hilera con el mínimo de espacios de separación, dará un total de 40 remaches. Sin embargo, como se necesitan solamente 37 remaches, dos corridas de remaches de 19 remaches cada una, espaciada igualmente sobre las 10 pulgadas, proporcionarán una costura satisfactoria.

(vii) ENDEREZAMIENTO DE LARGUEROS O CUADERNAS INTERMEDIARIAS.

(a) MIEMBROS LIGERAMENTE DOBLADOS. Los miembros que se encuentren ligeramente doblados (combados) pueden ser enderezados en frío, debiendo examinarse a continuación el estado del material por medio de una lente de aumento. Las piezas enderezadas deberán ser reforzadas de acuerdo a la condición del material y a la magnitud de las deformaciones que existan después de enderezarlas. Si se producen grietas debido al esfuerzo aplicado sobre el material al enderezarlo, deberán instalarse refuerzos completos de acuerdo con las instrucciones del fabricante, fijados sobre piezas metálicas resistentes que representen un buen punto de apoyo, bajo la porción dañada.

(b) CALENTAMIENTO LOCAL. Nunca deberá aplicarse calor en una sección local de los miembros de aleación de aluminio tratados térmicamente, para facilitar

su curvatura, estampado, aplanado o expansión del material, porque es difícil controlar la temperatura en forma suficientemente exacta para impedir posible daño del metal y además porque disminuirá su resistencia a la corrosión. Sin embargo, en ciertas operaciones ejecutadas sobre aluminio trabajado al frío del tipo de aleaciones no aptas para el tratamiento térmico, en algunas oportunidades se puede aplicar sobre las superficies una llama débil que tenga un área considerable por medio de un soplete, con el fin de recocer el material para moldearlo o darle curvatura. Esta práctica es permisible en todos estos tipos de aleaciones, cuando no es práctico recocerlos en un horno o baño. El metal no deberá ser calentado a una temperatura superior a la indicada por la calcinación de una varilla de pino resinoso.

(viii) EMPALME DE ALAS (FLANGES) Y ALMAS DE PERFILES. Los empalmes deberán ser ejecutados de acuerdo con las recomendaciones del fabricante, que por lo general están contenidas en el Manual de reparaciones.

En las figuras 3-21 y 3-23 se indica la forma de efectuar empalmes para secciones de diversos perfiles. Los empalmes deberán diseñarse para que resistan satisfactoriamente los esfuerzos de tensión y compresión. El empalme indicado en la figura 3-22 será usado como un ejemplo para explicar los principios generales:

(a) ENUNCIAMIENTO DE LOS PRINCIPIOS.

(1) Para evitar la acción de cargas excéntricas y la consiguiente deformación (combadura) que produce la compresión, las piezas que se van a reforzar o empalmar deberán ser dispuestas tan simétricamente como sea posible sobre la línea centro del miembro, fijándolas a tantos otros elementos como sea necesario para impedir que se combe en cualquier dirección.

(2) Para evitar la reducción de la resistencia a la tensión del ángulo de bulba original, los orificios para los remaches en el término del empalme deberán ser pequeños (de diámetro no mayor que los remaches de sujeción del revestimiento original), y la segunda corrida de orificios (aquellos que se practican a través del nervio con bulba) se decalan a partir desde los extremos. En general los remaches deberán ser dispuestos en tal forma sobre el empalme que la carga de diseña para tensión sobre el miembro y la plancha de empalme pueda ser transmitida sobre el empalme sin que se produzcan fallas en los orificios de los remaches extremos del miembro.

(3) Para evitar concentraciones de cargas en el remache del extremo y la consiguiente tendencia a producir una falla progresiva en la remachadura, se da al empalme una forma aguzada o trapezoidal en sus extremos, en este caso se ha aguzado y dado menos longitud al ángulo de refuerzo que a la barra de empalme (ver Figura 3-22).

Los principios precedentes tienen una especial importancia para el empalme de miembros de refuerzos en la superficie inferior de las alas cuyo revestimiento forma parte de la estructura en las que puede existir un alto esfuerzo de tensión. Cuando se empalmen varios miembros de refuerzo adyacentes, los empalmes deberán decalarse dentro de lo posible.

(b) DIMENSION DE LOS MIEMBROS PARA EMPALMES. Cuando se usa el mismo material de que está construído el miembro que se va a empalmar, el área neta de la

sección transversal (es decir las superficies sombreadas en la figura 3-21) del miembro con que se ejecutará el empalme deberá ser mayor que el área de la sección del elemento que se empalma. El área de la sección de un elemento (cada ala de perfil de ángulo o ángulo en U) es igual al ancho multiplicado por el espesor. Por ejemplo en la figura 3-22 la barra B se supone que empalme el ala superior del miembro del refuerzo (larguerillo) y el ángulo A a empalmar el ala con nervio del miembro del refuerzo (larguerillo). Considerando que la barra de empalme B no es tan ancha como el ala adyacente y en atención a que el diámetro del remache debe substraerse del ancho, la barra se hace de un espesor igual a dos veces el del ala para mantener la suficiente área neta.

(c) DIAMETRO DE LOS REMACHES EN LOS MIEMBROS DE REFUERZO (LARGUERILLOS). El diámetro de los remaches en los miembros de refuerzo (larguerillos) deberá ser preferiblemente igual a dos o tres veces el espesor "t" del ala, pero no deberá ser mayor de un cuarto del ancho W del ala. Es decir, en este ejemplo se usarán remaches de 1/8 de pulgada (figura 3-22). Si este empalme estuviera ubicado en la superficie interior de un ala, los remaches del extremo deberían ser de la misma dimensión que los remaches de unión del revestimiento, es decir 3/32.

(d) NUMERO DE REMACHES. El número de remaches requerido en cada lado del corte en el ala o alma de un perfil puede ser determinado de acuerdo a las informaciones contenidas en los textos standard para estructuras de aeronaves, o puede ser sacado de las tablas 3-4, 3-5 ó 3-6, según sea el caso. Para determinar el número de remaches requerido en nuestro ejemplo, Figura 3-22, para unir la barra de empalme "B" al ala superior, el espesor "t" del elemento del área que es 1/16 de pulgada (úsese 0,064), nos dará 1/8 de pulgada como dimensión del remache y la Tabla 3-5 nos indicará que se necesitan 9,9 remaches por pulgada. Como el ancho W es 1/2 pulgada, el número actual de remaches necesario para unir la barra de empalme al ala superior en cada lado del corte, es 9,9 (remaches por pulgada) x 0,05 (ancho en pulgadas) igual 4,95; debiendo usarse 5 remaches.

Para el ala con nervio del perfil, en que "t" es igual a 1/16 pulgada (úsense 0,064), se eligen pernos AN-3 y el número de pernos requerido por pulgada de ancho será igual a 3,3 (úsense 4 pernos). Cuando en el mismo empalme se usan remaches y pernos, los orificios de los pernos deberán ser escareados a su dimensión exacta. Es preferible usar un solo elemento de sujeción, pero en el ejemplo de más arriba las dimensiones de las alas del ángulo con nervio requieren remaches para el ala superior y pernos para el ala con nervio.

(e) EMPALME PARA CUADERNAS INTERMEDIARIAS. Los mismos principios que se aplican para el empalme de vigas, pueden ser aplicados para las cuadernas intermediarias siempre que se consideren los siguientes puntos:

Las cuadernas convencionales de vigas de perfil en U o Z son relativamente de mayor ancho y más delgadas que los perfiles de los larguerillos, por lo general su falla consiste en la torsión o coarrugación de su sección en suspensión. La juntura del empalme deberá ser reforzada para evitar este tipo de falla, usando la plancha de empalme de mayor gauge (espesor-) que la de la cuaderna y empalmando el alma en suspensión de la cuaderna con el alma de la plancha de empalme tal como se ilustra en la figura 3-24. Considerando que la cuaderna estará sujeta probablemente a cargas de flexión, la longitud de la plancha de empalme "L" deberá ser superior a dos veces el ancho "W_2" y los remaches deberán distribuirse para cubrir la plancha.

(ix) REPARACION DE MIEMBROS PARTIDOS. Las figuras 3-25 a 3-28 indican los métodos aceptables para reparar los diversos tipos de partiduras que se producen sobre los elementos estructurales debido a diversas causas. El siguiente procedimiento general deberá ser observado en la reparación de tales defectos.

(a) En ambos extremos de la partidura deberán taladrarse pequeños orificios de 3/32 de pulgada (ó 1/8 de pulgada) para impedir la propagación de ella.

(b) Deberán agregarse refuerzos tal como los indicados en las mencionadas figuras para soportar los esfuerzos a través de la porción deñada y para reforzar las junturas. La causa que produce estas partiduras en un punto determinado es la concentración de esfuerzos conjuntamente con la repetición de esfuerzos (tales como las que se producen por vibración de la estructura). La concentración de esfuerzos puede ser debida a diseño inapropiado, a defectos tales como indentaciones, rayaduras, marcas de herramientas o a defectos internos ó trizaduras producidas durante los procesos de moldeo o tratamiento térmico. Debe notarse que el sólo aumento del espesor de la plancha es por lo general beneficioso pero no siempre remedia las condiciones que producen las partiduras.

(6) HERRAJES (FITTINGS).

(i) FITTINGS DE ACERO.

(a) INSPECCION PARA LOCALIZAR LOS DEFECTOS. Los herrajes (fittings) deberán estar libres de rayaduras y marcas dejadas por las prensas mecánicas o herramientas de corte y también estar libres de aristas agudas. La examinación cuidadosa del fitting con una lente de aumento de mediana potencia (de por lo menos multiplicación 10) es considerada como inspección aceptable. Cuando se ejecuta la reparación de una aeronave después de un accidente o durante el reacondicionamiento total de una aeronave, todos los fittings expuestos a esfuerzos intensos deberán ser inspeccionados de acuerdo con las estipulaciones del MAC 18.20-6, y si es necesario deberán tomarse medidas para prevenirse la corrosión tal como se recomienda en el MAC 18.20-7.

(b) HERRAJES (FITTINGS) CON PARTIDURAS, COARRUGACIONES O DAÑOS EN GENERAL. Todos los herrajes que presenten trizaduras, coarrugaciones, o averías de cualquier naturaleza, deberán ser reemplazados sin intentar repararlos.

(c) ORIFICIOS PARA ALOJAMIENTO DE PERNOS DESGASTADOS U OVALIZADOS. Los orificios para pernos de los herrajes (fittings) que se hayan ovalizado y que fueron diseñados para ser usados en camisas (bujes) no deberán ser escareados a una dimensión mayor sino que tales fittings deberán ser reemplazados, a no ser que el método de reparación sea aprobado por un representante de la Administración de Aeronáutica Civil. Los orificios no deberán ser rellenados con soldaduras de varilla. La figura 3-29 (véase también la Figura 3-8 para reparación de un larguero en un fitting), indica los métodos aceptables para preparar orificios de alojamiento de pernos que hayan sido ovalizados o desgastados en montantes del tren de aterrizaje, estabilizador, o centro-plano, solamente, y que no hayan sido originalmente equipados con planchuelas para pasador.

(ii) HERRAJES (FITTINGS) DE ALUMINIO Y ALEACION DE ALUMINIO. Los herrajes (fittings) que se hayan dañado deberán ser reemplazados con piezas nuevas

que tengan las mismas especificaciones o podrán repararse, siempre que el método de reparación haya sido específicamente aprobado por un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

(7) PIEZAS FUNDIDAS. Las piezas fundidas no deberán ser reemplazadas ni tampoco reparadas a no ser que el método de reparación haya sido aprobado específicamente por un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

18.20-4 CABLES DE CONTROL Y TERMINALES (Política del AAC concerniente a la sección 18.20)

(a) ALAMBRES Y CABLES DE CONTROL. Los alambres y cables de control deberán ser reemplazados si se han dañado, distorcido, gastado, o corroido aún cuando sus hebras no estén cortadas. Sin embargo, los cables pueden ser empalmados usando los procedimientos indicados en el MAC 18.20-4(a)(1).

(1) EMPALME. Los cables de control pueden ser empalmados en el caso que estén desgastados, distorcidos, corroídos o dañados por otras causas. El cable, los guardacabos, los grilletes, los tensores, los pernos y todas las demás piezas deberán ser de la misma dimensión, material y calidad que las piezas originales o de tal dimensión que el cable reparado tenga unaresistencia equivalente a la original. Los terminales estampados standard para cables AN-666 a AN-669 proporcionan el máximo de resistencia al cable, porque lo que pueden substituir cualquier tipo de terminal siempre que ello sea practicable. Si las facilidades y las condiciones de abastecimiento son limitadas en algunas oportunidades puede efectuarse el reemplazo usando guardacabos, bocinas (bujes) y tensores en lugar de los terminales originales. Cuando se efectúa esto, los cables flexibles de 7 x 7 y 7 x 19 que tengan un diámetro de 3/32 de pulgada o más pueden ser colchados por el método de 5 pasos. Los cables flexibles de alambre de acero al carbón (AN-C-76) pueden ser revestidos con alambre (Embarrilados) y soldados. Las instrucciones para fabricar estos empalmes y las limitaciones para su uso se indican en los párrafos siguientes.

Todos los empalmes deberán ser instalados en forma que ninguna porción de él pueda acercarse a más de dos pulgadas de cualquier guía para cable o polea y que sus conexiones no estén ubicadas en puntos donde puedan atascarse durante el movimiento de la porción del cable expuesto a tensión o del cable sin carga ne la posición deflectada.

(2) SUBSTITUCION DE CABLES. La substitución de cables de control (cables de comando) por cuerdas de sección fuselada o alambres rígidos, no es aceptable a no ser que se tenga la aprobación específica de un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

(3) FORMA DE CORTAR LOS CABLES Y CALENTAMIENTO DE ELLOS. Los cables deberán ser cortados a su dimensión utilizando solamente medios mecánicos. No es permisible en ningún caso utilizar un soplete. Los alambres y cables no deberán ser jamás expuestos a temperaturas excesivas. No se considera satisfactorio soldar cintas de alambre trenzado para continuidad de circuito eléctrico a los cables de control.

(4) PROTECCION CONTRA EL OXIDO. Si los cables son fabricados de acero estañado, este deberá recubrirse con ona capa de aceite antioxido. Debe notarse que el cable de acero resistente a la corrosión no requiere este tratamiento para la prevención de formación de óxido.

(b) TERMINALES ESTAMPADOS.

(1) PIEZAS AN-666 a AN-669. Los terminales para cables estampados standard, incluídos desde la especificación AN-66 a AN-669, pueden ser usados como piezas de reemplazo. Cualquier herramienta para estampar cables puede emplearse para la instalación de los terminales AN siempre que se obtenga la resistencia total del cable y que sus dimensiones después de la operación de estampado sean iguales a aquellas indicadas en el dibujo correspondiente.

(2) TERMINALES DE ARTICULACION ESFERICA. En general, no deberán usarse como reemplazo aquellos terminales de articulación esférica o cualesquiera otros tipos que no pueda impedir que el cable se defleque, excepto cuando ellos hayan sido utilizados en la instalación original del fabricante de la aeronave.

(c) EMPALME TERMINAL ENTRETEJIDO (COLCHADO). La figura 4-1, indica como los cables flexibles de 7 x 7 ó cables extraflexibles de 7 x 19 de 3/32 de pulgada de diámetro o de diámetro mayor pueden ser colchados en sus extremos por el método de 5 pasos. Este tipo de terminal producirá solamente 75% de la resistencia del cable por lo que no deberá ser usado para reemplazar terminales estampados u otros terminales de alta eficiencia a no ser que se sepa en forma positiva de la carga de diseño para el cable no es mayor de 75% de la resistencia mínima de ruptura del cable. (Ver Tabla 4-1).

En algunos casos será necesario empalmar un extremo del cable antes de instalarlo. Por esta razón debe inspeccionarse la instalación original para cerciorarse de que tanto las poleas como las guías de cable no impiden el paso del empalme. El procedimiento para la fabricación de un empalme colchado es el que sigue: (Ver figura 4-1 para la identificación de números y letras mencionadas en la descripción de las operaciones.)

(1) Fíjese el cable alrededor de una bocina o guardacabo por medio de una mordaza para empalme, dejando libre un extremo del cable de ocho pulgadas de longitud. Fíjese la mordaza de empalme en una prensa de tornillo en forma que el extremo libre quede a la izquierda de la sección recta del cable que se empalmará, alejado del operador. Si se usa un guardacabo como fitting o herraje en el extremo, dóblense el extremo del cabo a 45% aproximadamente.

(2) Selecciónese el cabo libre (1) más próximo al trozo recto del cable que se va a colchar en el extremo del fitting y separe este cabo del resto del extremo libre. Enseguida insértese un pasador para cabos (burel) bajo los primeros tres cabos (A, B, C) del cable que se va a empalmar (trozo recto), más próximos al cabo deflocado del extremo libre y sepárense ellos momentáneamente girando el burel. Insértese el cabo libre (1) bajo los tres cables separados a través de los intersticios abiertos por el burel. Tírese el extremo libre hasta que quede tenso, utilizando alicates.

(3) Sepárese un segundo cabo (2) ubicado a la izquierda del primer cabo entrelazado e insértese este segundo cabo bajo los dos primeros cabos del trozo de cable recto (A, B). Suéltese el tercer cabo del extremo libre (3) ubicado a la izquierda de los dos primeros e insértesele bajo el primer cabo del trozo recto del cable (A) de los tres originales. (Detalle A).

(4) Remuévase el cabo central o alma (7) del extremo libre e insértesele

bajo los mismos cabos (A, B) del trozo recto del cable. Asegúrese temporalmente el cabo central sobre el diámetro del trozo de cable recto (Véase el detalle B). Suéltese el último cabo (6) del extremo libre ubicado justamente a la derecha del primero (1) y hágasele pasar bajo los dos últimos cabos (E,F) del trozo de cable recto. Pásese el quinto cabo del extremo libre (5) alrededor del quinto cabo del trozo recto de cable (E), pásese el cuarto cabo del extremo libre alrededor del sexto (F) cabo del trozo recto de cable (Véanse detalles B y E). Tírense todos los cables con intensidad hacia el fitting del extremo por medio de alicates. Esto completa el primer proceso de entretejido.

(5) Entretéjanse los cabos libres haciéndolos pasar alternativamente (uno por medio) bajo los cabos del trozo recto del cable, empezando con el primer cabo libre (1) en sentido contrario a los punteros de un reloj. Después de pasar cada cabo, estírense los cabos tensamente por medio de alicates hacia el fitting del extremo (ver detalle C). Después de completar el tercer entrelazado, córtese la mitad de los alambres componentes de cada cabo libre. Efectúese otro entretejido completo con los alambres restantes de cada cabo. Cuando se termina el cuarto entretejido, córtese nuevamente la mitad de los alambres de cada cabo libre y efectúese el entretejido final con los alambres restantes. Córtense todos los extremos sobrantes de los alambres y golpéese el empalme con una maseta de madera o cuero duro con el fin de eliminar los puntos de concentración de esfuerzos en los alambres. Embarrílese el empalme con cuerda de hilo encerada de 6 hebras (tipo B, Especificación Federal V-T-291).

A partir desde 1/4 pulgada desde el extremo del empalme, iníciese el embarrilamiento con cuerda de hilo sobre el extremo libre de la cuerda a lo largo del empalme cónico hasta un punto situado entre el segundo y tercer entretejido. Insértese el otro extremo de la cuerda hacia atrás a través de las últimas cinco vueltas del embarrilado y estírese ésta fuertemente. Córtese el extremo y en caso de que se use un guardacabo para rematar un terminal, dóblense las puntas del extremo hacia abajo. Aplíquense dos capas de shellac a la cuerda dejando transcurrir un período de dos horas entre cada capa. Inspecciónese cuidadosamente los cabos de los cables y el empalme para cerciorarse de que no existen fallas locales. La falta de resistencia de un empalme entretejido (colchado) se hace presente por la separación de las vueltas de las cuerdas de embarrilado.

(d) EMPALME EMBARRILADO Y SOLDADO. El terminal indicado en la figura 4-2 que ha sido embarrilado y soldado, puede ser utilizado en los cables flexibles menores de 3/32 de pulgada en diámetro y en cables no flexibles de cabos compuestos de una hebra (alambre 19) , cable (AN-C-76). Este tipo de terminal proporciona solamente 90% de la resistencia de cable y no deberá ser usado para reemplazar terminales estampados u otros terminales de alta eficiencia a no ser que se sepa definitivamente que la carga de diseño de cable no es mayor de 90% de la resistencia mínima de ruptura del cable (ver tabla 4-1).

El método para efectuar un empalme embarrilado y soldado es el que sigue:

(1) El alambre para embarrilar deberá ser alambre de acero comercial recocido al estado blando o alambre de acero comercial blando, galvanizado o estañado homogeneamente en toda su longitud.

(2) La soldadura deberá ser de estaño-plomo al 50% de acuerdo a la Especificación Federal QQ-S-571. El punto de fusión de esta soldadura deberá variar entre 320° a 390° F, con una resistencia a la tensión aproximadamente de

5.700 libras por pulgada cuadrada.

(3) Como flujo para la soldadura deberá usarse un compuesto de ácido esteárico (exento de ácidos minerales) y resina, en una proporción de 25 a 50% de ácido estéarico y 55 a 75% de ácido esteárico. Es recomendable usar un colero de carpintero para mantener el fundente en su estado flúido.

(4) Antes de cortar el cable, se soldan sus alambres para impedir que se deflequen. El método recomendable consiste en estañar y soldar el cable en forma homogenea en una extensión de dos o tres pulgadas utilizando un cautil para extender una capa de soldadura que cubra toda la extensión con un fino acabado. El cable puede ser cortado diagonalmente para obtener la terminación cónica exigida.

(5) Después que se haya soldado y cortado el cable, éste se curva para que siga exactamente el contorno del guardacabo de la dimensión apropiada y enseguida se coloca en una mordaza prestando atención a que el cable se extienda haciendo buen contacto con el guardacabo y que su extremo cónico quede hacia el exterior. Si es necesario emparejar el corte cónico, en esta parte del proceso, es preferible hacerlo utilizando un corta-alambre, aún cuando es permitido esmerilarlo siempre que se coloque una protección de acero de por lo menos tres pulgadas de longitud y 1/32 de pulgada de espesor entre el extremo cónico y el cable principal, durante la operación, y que el calor que se genere durante el esmerilado no fusione la soldadura haciendo soltarse los alambres.

(6) El embarrilado puede ser efectuado a mano o a máquina pero en cualquiera de los dos casos cada vuelta del embarrilado deberá estar en contacto con la adyacente a la vez que debe ser estirada hasta que haga contacto con el cable, dejando el suficiente espacio para permitir el libre flujo de la soldadura e inspección.

(7) Deberá prestarse cuidado a prevenir que el temple de cualquiera de los alambres del cable sea afectado por exceso de temperatura o exceso de duración en la aplicación del calor. El flujo usado para esta soldadura deberá ser compuesto de ácido esteárico y resina. No se permite el uso de sal amoníaco, u otros compuestos de efecto corrosivo, para la limpieza de las herramientas de soldar o como flujo para la soldadura.

(8) La soldadura se efectúa sumergiendo el terminal alternativamente en el flujo y en el baño de soldadura, repitiendo la operación hasta que se obtenga un completo estañado y relleno de soldadura bajo el alambre de embarrilado y el guardacabo. La temperatura del baño de soldadura y el lugar donde el terminal se inserta no deberá exceder de 450° F. Para proporcionar una terminación de buena apariencia puede usarse en la operación final un cautil. Deberá asegurarse que la soldadura haya rellenado por completo el espacio comprendido entre el embarrilado del alambre y el guardacabo. Para obtener mejores resultados, puede usarse un bloque de hierro fundido con un ligero vaciado para soportar el empalme durante la operación de soldar. No es permitido utilizar ruedas esmeriles o limas para remover el exceso de soldadura.

(9) El método de corte de oxiacetileno y el método de presoldadura (soldadura ejecutada antes de efectuar el embarrilado) son permitidos como un proceso alternativo para unir terminales a cables no flexibles, siempre que se cumplan las siguientes condiciones:

(i) Que el proceso de corte solde firmemente todos los alambres entre sí; (ii) que el recodido del cable no se extienda en una longitud superior a un diámetro del cable a partir del extremo; (iii) que no se ejecute limado antes o después de efectuar la soldadura; (iv) que como protección durante la operación de esmerilar, el extremo cónico del cable esté aislado por una protección de acero de por lo menos tres pulgadas de largo y 1/32 de espesor, del cable principal; (v) que el calor producido por el esmerilado no afecte el temple del cable.

(10) Los terminales empalmados por el método de embarrilado y soldadura no deberán ser usados en el espacio que se extiende más allá del cortafuego o en otras zonas expuestas a llamas, o en otras ubicaciones donde puedan estar expuestos a altas temperaturas.

(e) MODO DE ASEGURAR LOS TENSORES. Todos los tensores deberán ser asegurados con alambres para frenar empleando indistintamente el método de embarrilado doble o simple. Las dimensiones y materiales del alambre de frenado se encuentran en la Tabla 4-2. El alambre para frenar nunca deberá ser usado por segunda vez. El tensor deberá usarse para proporcionar la correcta tensión del cable en tal forma que no queden libres más de tres roscas en cualquier extremo del barril (cuerpo) del tensor. Los tensores nunca deberán ser lubricados.

(1) METODO DE EMBARRILADO DOBLE.

(i) Este método se prefiere porque proporciona el mejor método para asegurar los tensores. Deberán usarse dos trozos separados de la clase de alambre apropiado. Un trozo de alambre debe pasarse a través del orificio en el barril del tenso doblando sus extremos hacia los extremos opuestos del tensor. El otro trozo del alambre se pasa a través del orificio del barril del tensor, doblándose sus extremos sobre el barril en el lado opuesto al primer trozo. Enróllense en espiral los dos primeros alambres en direcciones opuestas alrededor del barril en forma que cada uno de ellos se crucen dos veces. Los alambres de un extremo del tensor se insertan a través del ojo en dirección opuesta, extendiendo un alambre sobre el barril, en tanto que el otro se enrolla con un mínimo de cuatro vueltas alrededor del vástago del tensor, y sobre el alambre que se extiende sobre el barril antes que se corte el extremo. El resto del trozo de alambre de final deberá entonces enrollarse cuatro vueltas alrededor del vástago del tensor, antes de cortarse. Repítase el mismo proceso de embarrilado con los extremos del alambre en el extremo opuesto del tensor. Este método de embarrilado doble se indica en la figura 4-3 (A).

(ii) Existe otro método de embarrilado doble tan satisfactorio como el indicado en (i) excepto que se omiten las vueltas espirales de los alambres, tal como se indica en la figura 4-3(B).

(iii) El procedimiento de embarrilado doble dado en la especificación de la marina PO-42A, Modificación #1 puede ser usado solamente cuando el mismo tipo haya sido utilizado en la instalación original por el fabricante de la aeronave.

(2) METODO DE EMBARRILADO SIMPLE. El método de embarrilado simple es aceptable pero no se iguala al método de embarrilado doble.

(i) Introdúzcase un trozo de alambre a través del ojo u horquilla existente

en cualquiera de los dos extremos del conjunto del tensor y enróllese en espiral, cada uno de los extremos del alambre, en direcciones opuestas alrededor de la primera mitad del barril del tensor en forma que se crucen cada uno tres veces. Ambos extremos del alambre se entretejan entre sí a través del orificio existente en el centro del tensor en forma que el tercer punto de cruzamiento de los alambres quedará en el centro del orificio. Nuevamente se enrollan en espiral los dos extremos de los alambres en direcciones opuestas alrededor de la otra mitad del tensor, cruzándose cada uno dos veces. A continuación uno de los alambres se pasa a través del ojo para el cable u horquilla del tensor enrollando ambos alambres alrededor del vástago en un mínimo de 4 vueltas cada uno. Este método se indica en la figura 4-3 (C).

(ii) Otro método aceptable de embarrilado simple puede ser ejecutado de la siguiente manera: A través del orificio central del tensor se pasa un trozo de alambre, cuyos extremos se doblan hacia los extremos opuestos del tensor. Enseguida se pasa el alambre a través del ojo del tensor, enrollándose alrededor del vástago tal como se indica en la figura 4-3(D). Después de haber asegurado el tensor, éste no deberá tener expuesto a la vista más de tres roscas, y los extremos de cada alambre de frenado deberán ser asegurados por un mínimo de 4 vueltas.

18.20-5 PERNOS, TORNILLOS Y AFIANZADORES VARIOS (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20).

(a) PERNOS. La mayoría de los pernos usados en las estructuras de aeronave son pernos AN para propósitos generales o pernos NAS (National Aircraft Standard) de estrecha tolerancia o pernos para ser instalados con llaves internas. En ciertos casos los fabricantes de aeronaves fabrican pernos especiales para una aplicación particular, siendo importante cuando se trata de su reemplaxo, usar la misma clase de pernos o pernos de mejor calidad.

(1) IDENTIFICACION. Los pernos para aviación del tipo AN pueden ser identificados por las marcas en código estampadas en la cabeza del perno. Las marcas generalmente indican el fabricante del perno, el material del cual se ha construído el perno, y además si el perno es del tipo AN standard o un perno para uso especial.

Los pernos AN standard de acero se marcan con un guión en relieve o un asterisco, los de acero resistente a la corrosión se indican por medio de un guión en relieve y los pernos de aleación de alumino AN se marcan con dos guiones en relieve. Las dimensiones y las resistencias a los pernos AN están especificadas en el Army-Navy Aeronautical Standard Drawings(Planos standard para el Servicio Aéreo del Ejército y la Marina).

Los pernos para usos especiales comprenden los tipos de alta resistencia y baja resistencia, tipos de tolerancia estrecha y aquellos pernos que han sido inspeccionados por medios magnéticos o fluorescentes.

Entre las marcas típicas se incluye la abreviación "SPEC" (por lo general, pernos tratados térmicamente en grado máximo) y el Número de Piezas del fabricante de la aeronave sobre la cabeza del perno, encontrándose también cabezas desprovistas de marcas (baja resistencia). Los pernos de tolerancia estrecha NAS (National Aircraft Standard) se marcan con un triángulo en relieve

o estampado. Las marcas correspondientes a la clase de material de los pernos NAS son las mismas que para los pernos AN excepto que pueden estar en relieve o bajo relieve. Los pernos inspeccionados magnéticamente (por Magnaflux) o por mediod fluorescentes (Zyglo) se identifican por una capa de laca coloreada u otra marca distintiva sobre la cabeza. El fabricante de la aeronave o la AAC deberá ser consultada cuando se necesiten informaciones acerca de una clase especial de perno. La figura 5-1 indica el código típico usado para marcar las cabezas de los pernos de aviación.

(2) LONGITUD DE APRETE DEL VASTAGO. En general la longitud de aprete del vástago deberá ser igual al espesor del material. Sin embargo pueden usarse pernos con una longitud de aprete ligeramente mayor siempre que se usen arandelas apropiadas bajo la tuerca o bajo la cabeza del perno, o que en el caso de tuercas corrientes pueden usarse espaciadores. Para la selección de las arandelas apropiadas consúltese el MAC 18.20-5(e).

(3) FORMA DE FRENADO O DE ASEGURAR LOS PERNOS. Todos los pernos y tuercas, excepto aquellas tuercas que se aseguran por sí mismas (de retén propio) deberán ser aseguradas o frenadas. Las chavetas o alambres de frenar no deberán ser usadas por segunda vez.

(4) AJUSTE DE LOS PERNOS. Todos los orificios para los pernos deberán tener tolerancias estrechas. Generalmente es aceptable usar una broca (de diámetro dado por letras) de dimensión inmediatamente superior al diámetro nominal del perno, excepto cuando los pernos hexagonales AN se usan en sitios que requieren instalar el perno por medio de moderados impactos y en aquellos pernos NAS de tolerancia estrecha (orificio escareado) o cuando se utilicen pernos con cabezas de tornillo. Los orificios para los pernos deberán ser perpendiculares a las superficies respectivas a fin de que proporcionen la mayor superficie de apoyo para la cabeza del perno y la tuerca, no debiendo ser taladrados a una dimensión mayor o estar ovalizados. En caso de existir orificios de sobremedida u ovalizados deberá consultarse siempre un Inspector calificado o un ingeniero antes de taladrar o escarear el orificio para alojar el perno de la dimensión inmediatamente inferior, porque tendrán que considerarse ciertos factores tales como la distancia a los bordes, tolerancias, etc.

(5) TORQUES. La Tabla 5-1 da los valores recomendados de torque para las tuercas de roscas (hilo) finas y de roscas de paso ancho. El torque dado en esta tabla es el que debe aplicarse, a no ser que existan otras instrucciones que especifiquen un torque diferente para una tuerca dada. Las tuercas y los pernos deberán ser limpiados, secados y desengrasados totalmente antes de su instalación. Las roscas no deberán ser aceitadas porque ello alterará los valores de torque indicados en la tabla. Las tuercas existentes en todos los sitios de importancia como ser pernos de unión del ala, pernos del motor, pernos del tren de aterrizaje, etc., deberán ser apretadas de acuerdo a un valor de torque definitivo.

Cuando se aprietan tuercas almenadas sobre los pernos, es posible que los orificios para las chavetas no coincidan con las ranuras de la tuerca para el valor exacto recomendado en la Tabla 5-1. En estos casos la tuerca deberá ser apretada más que el valor recomendado, justamente lo suficiente para alinear la ranura siguiente con el orificio para la chaveta a pesar que se exceda el máximum de torque recomendado.

(6) PERNOS DE CABEZA HEXAGONALES (AN-3 A AN-20). Los pernos para aviación de cabeza hexagonal sirven para cualquier propósito estructural en cualquier caso que el perno esté sometido a cargas de tensión o corte. Los pernos de aleación de acero menores que el número 10-32 y los pernos de aleación de aluminio menores de 1/4 de pulgada de diámetro no deberán ser usados en las estructuras primarias. Los pernos de aleación de aluminio y sus tuercas no deberán ser usados en aquellos sitios en que deberán ser removidos constantemente para propósitos de mantención e inspección. Las tuercas de aleación de aluminio pueden ser usadas en pernos de acero plateado al cadmio para soportar cargas de corte en los aviones terrestres; pero no deberán ser usadas en aviones marítimos debido a la acción electrolítica que se produce entre metales diferentes.

(7) PERNOS DE TOLERANCIA ESTRECHA (NAS-53 a NAS-66 de CABEZA HEXAGONAL), Y (NAS-80 a NAS-86, AVELLANADOS EN 100°). Los pernos de tolerancia estrecha se usan en las aeronaves de alta performance en aquellos sitios de la estructura en que la unión apernada está sujeta a intensas reversiones de carga y vibraciones. Los pernos standards AN de cabeza hexagonal pueden ser usados para los mismos fines siempre que su ajuste se efectúe por medio de un ligero impacto.

(8) PERNOS PARA APRETE CON LLAVE INTERNA (NAS-144 a NAS-158). Los pernos para aprete con llave interna son de alta resistencia y son apropiados para ser usados cuando existen cargas de tensión y corte. En las piezas de acero, puede avellanarse el orificio para el perno a fin de alojar el considerable radio del vástago y la cabeza, o como en el caso para las planchas de dural puede insertarse una arandela especial tratada térmicamente (NAS-153C) para alojar en la cabeza y proveer la apropiada superficie de apoyo. Bajo al tuerca se usa una arandela especial tratada térmicamente (NAS-143). En esta clase de pernos deberán usarse tuercas especiales (véase el NAC 18.20-5(d)(3)(vii).

Los pernos standard AN de cabeza hexagonal y las arandelas correspondientes no pueden substituir a los pernos mencionados más arriba porque ellos no tienen la debida resistencia.

(9) PERNOS DE CABEZA TALADRADA (AN-73 a AN-81). Los pernos AN de cabeza taladrada (agujereada) son similares a los pernos standard de cabeza hexagonal pero su cabeza es de mayor espesor y está taladrada para alojar un alambre para su frenado (afianzamiento). La serie de pernos AN-3 y AN-73 son intercambiables para todos los propósitos prácticos desde el punto de vista de resistencia a la tensión y al corte.

(b) TORNILLOS. En general los tornillos se diferencian de los pernos por las siguientes características: usualmente son construídos de material de menor resistencia, sus roscas (hilos) no ajustan tan exactamente (Núm. 2), su cabeza tiene una ranura para alojar un destornillador, y su vástago está roscado en la totalidad de su longitud sin tener una longitud definida de aprete. Sin embargo, existen diferentes tipos de tornillos estructurales que se difieren de los pernos estructurales standard solamente en la conformación de su cabeza. En este caso el material es de calidad equivalente y también existe una longitud definida de aprete. Los tornillos AN-525 con cabeza de arandela (washer head), los tornillos estructurales AN-509 y los NAS-204 a NAS-235 pertenecen a esta categoría. Las marcas para identificarlos son las mismas usadas en los pernos standard AN.

(1) TORNILLOS ESTRUCTURALES (NAS-204 a NAS-235)(AN-509 y AN-525). Estos

tipos de tornillos cuando han sido fabricados de aleación de acero tal como la 4130, NE-8630 o aleaciones equivalentes, y han sido tratados térmicamente hasta alcanzar una resistencia de 125.000 a 145.000 libras por pulgada cuadrada pueden ser usados en los conjuntos estructurales, en aquellos sitios donde están sujetos a esfuerzos de corte, similarmente a los pernos estructurales.

(2) TORNILLOS AUTOROSCANTES. Los tornillos AN-504 y AN-506 se usan para la sujeción de piezas pequeñas removibles tales como placas de identificadión, etc. Los tornillos AN-530 y AN-531 se usan para ls sujeción temporal de las planchas metálicas durante la remachadura ciega y para unir permanentemente conjuntos no estructurales. Los tornillos AN-535 son de cabeza plana del tipo autoroscante y se usan para adherir planchas de identificación o para sellar orificios de drenaje en las estructuras tubulares durante el tratamiento para la corrosión, no siendo aptos para ser removidos después de su instalación. Los tornillos autoroscantes nunca deberán ser usados para reemplazar tornillos standard, tuercas, pernos, o remaches de la estructura original.

(c) PASADORES. Existen tres tipos de pasadores usados en las estructuras de las aeronaves, ellos son: pasadores cónicos, pasadores de cabeza plana (pasadores Clevis) y chavetas. Los pasadores se usan en aquellos sitios expuestos a esfuerzos de corte y para frenar (asegurar).

(1) Los pasadores cónicos (AAF-385 y AN-386), lisos o roscados, se usan en las junturas expuestas a esfuerzos de corte en las cuales no debe existir ningún juego o tolerancia. Los pasadores cónicos, lisos, usualmente se instalan en un orificio ajustado y se les asegura con alambre de frenar. El pasador cónico roscado se usa con una arandela especial para él, (AN-975) y una tuerca de corte (asegurada por una chaveta) o con una tuerca de cierre automático.

(2) Los pasadores de cabeza plana (AN-392 a AN-406), llamados comunmente pasadores Clevis son usados usualmente en los terminales de los tirantes de arriostramiento y en los controles secundarios que no están sujetos a una operación continua. El pasador deberá ser asegurado por medio de una chaveta y por lo común se instala con su cabeza hacia arriba para que en el caso de que la chaveta se desprenda o se corte, el pasador permanezca en su lugar.

(3) Las chavetas AN-380 se usan para asegurar pernos, tornillos, tuercas, pasadores y en todos los sitios en que sean necesario asegurar una pieza. La chaveta AN-381 se usa en aquellas ubicaciones que exigen material no magnético o en ubicaciones donde se requiera resistencia a la corrosión.

(d) TUERCAS.

(1) TUERCAS DE CIERRE PROPIO. Las tuercas de cierre propio (self-locking nut) son aceptadas para ser usadas en las aeronaves certificadas, pero están sujetas a las restricciones contenidas en las correspondientes "Hojas de Práctica Recomendadas por el Fabricante" (Manufacturers' Recommended Practice Sheets) Las tuercas de cierre propio se usan en las aeronaves con el fin de proveer conexiones apretadas que no se soltarán bajo vibraciones severas. Actualmente se encuentran en uso dos tipos de tuercas de cierre propio: el tipo enteramente metálico y el tipo de cierre de fibra. Las tuercas de cierre propio no deberán ser usadas en aquellas uniones en que la tuerca o el perno están sujetas a rotación. Ellas pueden ser usadas conjuntamente con descansos antifricción y poleas del sistema de cables de control siempre que la pista interna del descanso esté

asegurada por abrazaderas a las estructuras de soporte por medio de un perno y tuerca. Las tuercas que están unidas a la estructura deberán ser colocadas en forma que positivamente no exista rotación o desalineamiento cuando se apreten los pernos o tornillos.

(i) Todas las tuercas metálicas se construyen en forma que las roscas en el inserto de cierre estén desfasadas (decaladas) con la sección que soporta la carga o con un inserto cortado a sierra con una rosca insertada en la sección de cierre. La acción de cierre de todas las tuercas metálicas depende de la resilencia del metal en caso que la sección de cierre y la sección que soporta estén unidas por las roscas.

(ii) Las tuercas con seguro de fibra se construyen insertando ajustada y firmemente en su lugar una pieza de fibra sin roscas. La pieza de fibra tiene un diámetro intenso menor que la tuerca, en forma que cuando el tornillo o perno se inserta, éste tarraja roscas sobre las fibras produciando la acción de cierre. Después que se haya apretado la tuerca, una rosca completa del perno o tornillo deberá sobresalir de la tuerca. Caudno se usen por segunda vez tuercas del tipo de auto-aseguramiento del tipo de fibra, deberá prestarse atención a que la fibra no haya perdido sus condiciones de fricción para el cierre, o se haya tornado quebradiza. Las tuercas de cierre propio del tipo de fibra no deberán ser usadas nuevamente si puede girárselas con la presión de los dedos. Los pernos de 5/16 de pulgada de diámetro y aquellos de diámetro mayor con orificios para chavetas, pueden ser usados con tuercas de aseguramiento propio solamente si el perno está exento de rebabas alrededor de los orificios. Los pernos que tengan algunas roscas dañadas y extremos ásperos no deberán ser nunca usados. El inserto de cierre de fibra no deberá ser tarrajado.

(iii) Las bases de las tuercas de cierre propio se fabrican en diferentes formas y de diferentes materiales para remacharlas y soldarlas a la estructura de la aeronave o componentes de ella.

En ciertos casos se requiere la instalación de tuercas de cierre propio en perfiles en U (canales), disposición que permite asegurar al perfil varias tuercas por medio de unos pocos remaches. Estos perfiles en U que se usan como correderas, con tuercas espaciadas a intervalos regulares pueden ser removibles o estacionarios. Los tipos removibles tienen una tuerca flotante que pueden ser presionada para colocarla o retirarla del perfil U, haciendo posible que se puedan remover rápidamente las tuercas dañadas. Las tuercas del tipo de retención o del tipo ranurado se mantienen en su sitio por medio de la fricción, por lo que no son aceptables para su empleo en las estructuras de las aeronaves.

(iv) Las tuercas de cierre propio pueden ser usadas en los motores de aviación y accesorios siempre que ello sea especificado por el fabricante del motor en sus boletines o manuales. Para las instrucciones detalladas para la instalación consúltese el MAC 18.20-13.

(2) TUERCAS ALMENADAS PARA AVIACION. La tuerca almenada (encastillada) se usa en los pernos AN de cabeza hexagonal con vástago taladrado, pernos con cabeza taladrada, y ha sido diseñada para alojar una chaveta o alambre de freno como un medio de cierre.

(3) TUERCAS VARIAS PARA USO EN AVIACION.

(i) La tuerca corriente (AN-315 y AN-335) tienen uso limitado en las estructuras de las aeronaves, requiriendo además un dispositivo auxiliar para asegurarlas tales como una contratuerca o arandela de presión.

(ii) Las tuercas hexagonales de aluminio (AN-340 y AN-345) se usan en diferentes aplicaciones, pudiendo ser aseguradas por un dispositivo auxiliar.

(iii) La contratuerca AN-316 se usa para asegurar tuercas corrientes, tornillos, extremos tarrajados de varillas y en otros items.

(iv) La tuerca almenada (encastillada) AN-320 ha sido diseñada para usarse en pernos con cabeza de tornillo y pasadores cónicos tarrajdos, que estén normalmente expuestos solamente a esfuerzos de corte.

(v) Las tuercas de mariposa AN-350 han sido diseñadas para ser usadas en las abrazaderas para mangueras y conexiones de baterías, etc., cuando el aprete deseado puede ordinariamente obtenerse con la presión de los dedos o herramientas de mano.

(vi) Las tuercas de resorte para planchas tales como las tuercas de aprete rápido se usan con los tornillos auto-roscantes y tornillos standard para planchas metálicas, en aquellas ubicaciones no estructurales. Son usadas comunmente para varios fines tales como soportar abrazaderas de tubería, abrazaderas de conductores, equipo eléctrico, puertas de acceso, etc., y se encuentran disponibles en diferentes modelos.

(vii) Existen disponibles dos tipos comerciales de tuercas para llaves internas, la tuerca Elastic Stop Nut y la Unbrake. Ambas son del tipo de autocierre, tratadas térmicamente y capaces de soportar la resistencia de los pernos sometidos a altas cargas de tensión.

(e) ARANDELAS. Los tipos de arandelas usadas en la estructura de las aeronaves son: arandelas comunes, arandelas de presión y arandelas especiales.

(1) Las arandelas comunes AN-960 y AN-970 se usan extensivamente bajo la cabeza de las tuercas hexagonales para proveer una superficie de apoyo suave, para actuar como un espaciador y para ajustar la posición de las tuercas almenadas a los respectivos orificios para las chavetas en los pernos. Bajo las arandelas de presión deben intercalarse arandelas comunes para prevenir daños a la superficie. Las arandelas de acero cadmiado deben usarse bajo las cabezas de los pernos o tuercas en estructuras de aluminio magnesio donde puede producirse corrosión entre la arandela y el acero. Las arancelas de acero AN-970 proporcionan una mayor superficie de apoyo que el tipo corriente, usándose en las estructuras de madera bajo la cabeza de los pernos y bajo las tuercas para evitar el aplastamiento local de la superficie.

(2) Las arandelas de presión AN-935 y AN-936 pueden ser usadas con tornillos para metales o pernos en caso que no sea posible usar una tuerca almenada o de cierre propio. Ellas deberña ser usadas como afianzadores para estructuras primarias y secundarias o donde se requiera frecuente remoción de las piezas o donde existan posibilidades de corrosión.

(3) Las arandelas de asiento semi-esférico AC-950 y AC-936 se usan en los

casps especiales en que el perno está instalado en cierto ángulo con la superficie o donde se requiera una perfecta alineación con la superficie. Estas arandelas se usan juntas.

(4) Las arandelas para pasadores cónicos AN-975 se usan con los pasadores cónicos tarrajados.

(5) Las arandelas NAS-143 para tuercas y pernos de aprete con llave interna se usan con los pernos NAS de aprete con llave interna. El tipo "C" es avellanado para alojar el radio existente entre el vástago y la cabeza del perno, usándose una arandela corriente. Ambos tipos de arandelas son tratados térmicamente para una resistencia de 125.000 a 145.000 libras por pulgada cuadrada.

(f) REMACHES.

(1) REMACHES STANDARD DE VASTAGO SOLIDO. Los remaches AN-470 de cabeza universal se usan en la construcción de aeronaves tanto en el interior como en el exterior.

Los remaches de cabeza semi-esférica AN-430 y AN-435 se usan en el interior de la aeronave excepto cuando se requiere tener que dejar cierta tolerancia para los miembros adyacentes.

Los remaches de cabeza plana AN-441 y AN-442 se usan en el interior de la aeronave donde la interferencia de los miembros adyacentes no permite el uso de los remaches de cabeza redonda.

Los remaches de cabeza de lenteja AN-455 y AN-456 se usan en el exterior de las superficies de las aeronaves cuando no es esencial el uso de remaches avellanados para obtener una remachadura lisa.

Los remaches de cabeza avellanda AN-426 (100°), AN-425 (78°) y AN-420 (90°) se usan en el exterior de las superficies de la aeronave para proporcionar una superficie aerodinámicamente lisa y en otras aplicaciones en las cuales se desee tener un acabado excelente.

(i) USO DE LOS REMACHES.

(a) Los remaches A-17S-T-3 son los más comunmente usados para las estructuras de aleación de aluminio. Su principal ventaja reside en el hecho que pueden ser usados en la misma condición en que son recibidos sin necesidad de aplicar ningún tratamiento posterior.

(b) Los remaches 17-S-T-3 y 24S-T-4 se usan en las estructuras de aleación de aluminio donde la resistencia es mayor a la que puede proporcionar los remaches Al7S-T-3.

(c) Los remaches 2S de aluminio puro se usan para la remachadura de partes no estructurales fabricadas de las aleaciones de aluminio más blandas, tales como la 2S, 3S y 52S.

(d) Los remaches 56S se usan para la remachadura de estructuras de aleaciones de magnesio debido a sus cualidades para resistir la corrosión cuando se

encuentran en presencia de magnesio. Ninguna otra clase de remache deberá ser usada para este propósito.

(e) Los remaches de acero dulce se usan principalmente en la remachadura de partes de acero. Los remaches galvanizados no deberán ser usados en aquellas partes de acero expuestas a alta temperatura.

(f) Los remaches de acero resistentes a la corrosión se usan principalmente en la remachadura de piezas de acero resistentes a la corrosión, tales como cortafuegos, abrazaderas para tubos de escape y estructuras similares.

(g) Los remaches de metal Monel (aleación acero-níquel) se usan en aquellos casos especiales de remachadura de aleaciones de acero de alto níquel y aleaciones de alto níquel. Los remaches Monel pueden ser usados en lugar de remaches de acero inmanchable, siendo más fáciles de remachar. Sin embargo, en aquellas piezas de acero inmanchable es preferible usar remaches de acero inmanchable.

(h) Los remaches de cobre se usan para remachar aleaciones de cobre, cuero y otras materias no metálicas. Estos remaches tienen solamente una limitada aplicación en las aeronaves.

(2) REMACHES CIEGOS. Los remaches ciegos pueden substituir los remaches sólidos de acuerdo con las recomendaciones del fabricante de remaches ciegos. Ellos no deberán ser usados en aquellos sitios en que la falla de unos cuantos remaches pueda afectar seriamente las condiciones de aeronavegabilidad de la aeronave.

(g) AFIANZADORES PARA CARENADO Y CAPOTAS DE REFRIGERACION. Existe cierto número de afianzadores patentados que se usan en las aeronaves, entre ellos se cuentan los Dzus, Shakeproof, Quick Lock, Airlock, Camloc y otros. Deberán siempre tomarse en consideración las recomendaciones del fabricante referente al uso apropiado de estos tipos de afianzadores cuando se trata de efectuar reemplazos.

(h) OTROS ELEMENTOS PARA AFIANZAR. Existen ciertos dispositivos de afianzamiento tales como "Rivnuts", Lok-skrus" y otros dipos de dispositivos recientemente introducidos o no convencionales que no deberán ser usados en la estructura primaria de la aeronave a no ser que ellos sean autorizados por un representante de la Administración de Aeronáutica Civil.

18.20-6 TRATAMIENTOS PARA LA CORROSION, ELEMENTOS DE LIMPIEZA Y REMOVEDORES DE PINTURA. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20).

(a) PROTECCION PARA LA CORROSION.

(1) CORROSION GENERAL. Casi todos los metales usados en las aeronaves están expuestos a la corrosión. Los materiales tales como el acero se oxidarán y el aluminio y el magnesio formarán productos corrosivos, a no ser que sean apropiadamente protegidos. Normalmente el acero inmanchable, el latón, y las aleaciones de cobre forman una capa sobre su superficie que impiede una corrosión más intensa sobre su superficie. Sin embargo, bajo ciertas condiciones, particularmente cuando éstas últimas se encuentran en contacto con metales de diferente naturaleza, incluso estas aleaciones deben ser protegidas. La

corrosión general se produce siempre por el contacto de los metales con materiales que absorben agua por ejemplo: madera, caucho esponjoso, fieltro, etc., los que pueden ser origen de serias corrosiones a no ser que se proveea la adecuada protección.

(2) CORROSION EN METALES DE DIVERSAS NATURALEZAS. Cuando dos metales disimilares se encuentran en contacto y se conectan por medio de un electrolito, (agua) pueden producirse corrosiones. Por esta razón los metales se han dividido en ciertos grupos, basados en su susceptibilidad para formar corrosiones. Los metales de diferentes grupos que estén en contacto y no protegidos, producirán esta clase de corrosión; por consiguiente deberá evitarse el contacto de metales de grupos disimilares o su superficie de contacto deberá ser protegida adecuadamente.

Grupos de metales similares (con respecto a la superficie del metal)

Grupo 1 Aleaciones de magnesio.
Grupo 2 Zinc, cadmio, plomo, estaño, acero.
Grupo 3 Cobre y sus aleaciones, níquel y sus aleaciones, cromo y aceros inmanchables.
Grupo 4 Todas las aleaciones de aluminio.

Las aleaciones de aluminio (Grupo 4) pueden ser subdivididas en los siguientes grupos:

Subgrupo A. 2S, 3S, 52S, 61S, 75S, 13, 43, 220, 355, 356 y todas las aleaciones Clad tales como Alclad y Pureclad.

Subgrupo B. 195, 14S, 17S y 24S

Bajo condiciones de corrosión severas los subgrupos de más arriba deberán ser considerados grupos de metales disimilares en lo que respecta a protección contra la corrosión. Esto es particularmente verídico en los casos en que una relativamente extensa superficie de una aleación clasificada en el subgrupo B se encuentra en contacto con una superficie relativamente pequeña de un material del subgrupo A, en cuyo caso se puede esperar que el material del subgrupo A será severamente corroído.

(3) CORROSION INTERGRANULAR. La corrosión intergranular se produce en ciertas aleaciones de aluminio que han sido impropiamente tratadas térmicamente. Por ejemplo, las aleaciones 24S deben ser enfriadas rápidamente después del tratamiento térmico para impedir que se produzca corrosión intergranular. Como las aleaciones 24S contienen otros metales aparte del aluminio, especialmente cobre, pueden producirse intensas corrosiones en caso que esta aleación sea enfriada lentamente, resultando en una reducción de su resistencia debido a la acción corrosiva. Este tipo de corrosión es difícil de detectar en su estado original excepto por examen microscópico. Cuando al corrosión se encuentra en estado avanzado, ella se caracteriza por la formación de escamas y ampollas. La protección de la superficie de aleaciones 24S que hayan sido enfriadas lentamente evitará la corrosión intergranular. La única clase de protección adecuada para la aleación 24S que haya sido enfriada exponiéndola al aire es el proceso de "cladding", es decir recubrir la superficie de aleación de aluminio con aluminio puro (tal como en el caso de las planchas Alclad y Pureclad). Debe notarse que en algunos

casos incluso las aleaciones Clad pueden ser susceptibles a la corrosión intergranular. En aquellos casos en que la susceptibilidad de la aleación a la corrosión intergranular no es intensa, pueden usarse otros métodos para proteger la superficie tales como el proceso de anodización, agregando además otras capas de protección tales como imprimador de cromato de zinc, grasas consistentes, etc.

(4) CORROSION DEBIDA A LOS ESFUERZOS. Este tipo de corrosión se presenta en ciertos metales, especialmente aluminio y aleaciones de aluminio, cuando están expuestos a elevados esfuerzos y condiciones corrosivas. Las corrosiones debidas a altos esfuerzos se producen en el aluminio cuando se han insertado bujes (camisas) de acero a presión en las piezas de aluminio con un ajuste muy estrecho y cuando las piezas están expuestas a condiciones propensas a la corrosión. La corrosión debida a altos esfuerzos puede también presentarse en las piezas metálicas trabajadas en frio, que no hayan sido debidamente relevadas de los esfuerzos intensos.

(b) MEDIDAS PARA PREVENIR LA CORROSION. Las superficies que estén completamente secas no pueden corroerse. Si el metal puede ser protegido de la humedad causada por la lluvia, condensación u otras causas no debe temerse la formación de corrosiones.

La acumulación de suciedad, películas sobre la superficie, etc., en las superficies metálicas tiene la particularidad de retener la humedad y por lo tanto inducen corrosiones. Todos aquellos materiales que absorben agua tales como algunos materiales de limpieza y el cloruro de calcio que se usa ocasionalmente para remover la nieve de las pistas de aterrizaje, son especialmente peligrosos en este sentido.

(1) PROCESO DE ANODIZACION Y OTROS PROCESOS SIMILARES. Para anodizar las aleaciones de aluminio, ellas son sumergidas en un baño electrolítico a fin de hacer que se forme sobre su superficie una delgada película de óxido de aluminio. Esta película es resistente a la corrosión y constituye una buena base para la pintura. Existen otros procesos que aún cuando no proporcionan una protección tan adecuada a la corrosión como la anodización, constituyen sin embargo una buena base para la pintura. Estos procesos son:

Limpieza por medio de materias alcalinas seguida por inmersión en ácido crómico.
Limpiador de ácido fosfórico alcohólico.
Tratamiento por bicromato alcalino.

(2) ENCHAPADO POR GALVANOPLASTIA. Los aceros son comunmente enchapados (recubiertos) con otros metales para prevenir la corrosión. El enchapado se obtiene insertando la pieza en un baño electrolítico para que el metal con que se va a enchapar, contenido en la solución, se deposite en él. Los diferentes metales usados en la galvanoplastía, proporcionan también diferente protección a la corrosión sobre el acero. Por ejemplo, el cadmio y el zinc se corroen antes que el acero, por ello las pequeñas grietas o trizaduras en el enchapado de estos metales no causará la oxidación del acero que quede expuesto a la intemperie, a causa que la capa metálica de protección se corroe protegiendo de este modo al acero. El cromo no protege al acero bajo este mismo principio, porque el acero se corroe antes que el cromo y en consecuencia su protección depende de la hermeticidad de la película protectora.

(3) PARKERIZACION Y BONDERIZAMIENTO (BONDERIZINO). Estos procesos no parecen proporcionar igual protección contra la corrosión como el proceso de galvanoplastía; sin embargo, ambos tienen buenas condiciones como base para la pintura.

(4) TRATAMIENTOS DE LAS ALEACIONES DE MAGNESIO.

(i) TRATAMIENTO DE DICROMATO PARA EL MAGNESIO. El tratamiento de dicromato para el magnesio consiste en hervir las piezas de magnesio en una solución de dicromato de sodio, lo que resulta en una capa con poca resistencia a la corrosión pero con buenas características como base para la pintura.

(ii) TRATAMIENTO PARA EL MAGNESIO POR BAÑO DE CROMO. En este proceso las piezas de magnesio se sumergen en una solución de ácido nítrico y bicromato de sodio. Esto protege las piezas de magnesio durante su almacenamiento y sirve como un adherente para las otras capas de materias orgánicas que se aplican a continuación.

(iii) TRATAMIENTO DEL MAGNESIO POR ANODIZACION GALVANICA. Este es un proceso electrolítico usado para obtener una base para la pintura y una película preventiva para la corrosión en las aleaciones de magnesio que contengan manganeso.

(5) RECUBRIMIENTO DE ALUMINIO (CLADDING). Las aleaciones de aluminio susceptibles a la corrosión son frecuentemente recubiertas en su superficie con aluminio puro. Las pequeñas picaduras o rayaduras u otros defectos del material de protección no producirán corrosiones en el núcleo del material (material protegido), debido a que el aluminio puro en las aristas del defecto se corroerán primero, protegiendo de este modo al núcleo.

(6) PULVERIZACION METALICA. Este proceso consiste en pulverizar una varilla metálica de aluminio o zinc por medio de un soplete de pulverización especial. El metal se funde (lícua) y se pulveriza sobre el objeto que se va a proteger, el cual debe estar perfectamente limpio para impedir el descascaramiento de la capa pulverizada. Una superficie "metalizada" tiene una excelente resistencia a la corrosión si el procedimiento de aplicación ha sido correcto y la capa tiene el suficiente espesor.

(7) CAPAS ORGANICAS. Se consideran capas orgánicas, el imprimador de cromato de zinc, los esmaltes, los compuestos clorinados de caucho, etc., los que comunmente se usan para proteger los metales. Las capas deben aplicarse de acuerdo con las instrucciones del fabricante.

(8) PROTECCION CONTRA EL DOPE. Cuando ciertas porciones de la tela dopeada están en contacto con una estructura metálica protegida por materias orgánicas, el dope tratará de soltar el material protector del metal. Por esta razón todas las capas orgánicas aplicadas sobre el metal son por lo general cubiertas con una pintura a prueba de dope para prevenir la acción de éste.

(9) INTERIOR DE LOS TUBOS. Los interiores de las tuberías estructurales de acero y aluminio deben ser protegidas contra la corrosión. Cualquier pequeña cantidad de agua que se deposite en el interior del tubo puede causar una corrosión a través del total del espesor del tubo en un corto periodo de tiempo. Por esta razón la mayoría de las tuberías estructurales se bañan con una capa de

aceite de linaza caliente, "paralketone" u otro inhibidor para corrosión. La circulación de estos inhibidores a cierta temperatura en el interior del tubo produce una excelente capa. El líquido usado para este proceso se introduce usualmente a través de pequeños orificios taladrados en la tubería. Estos orificios deberán ser taponados con un tornillo PK o por otros medios que impidan la entrada de humedad. Si los tubos están sellados herméticamente contra el aire y el agua, ello será también una protección adecuada contra la corrosión siempre que el tubo esté completamente seco en su interior antes de la operación de sellamiento.

(c) PROTECCION CONTRA LA CORROSION DE AVIONES TERRESTRES, AVIONES MARITIMOS Y AVIONES TERRESTRES QUE SEAN RECONVERTIDOS A AVIONES MARITIMOS.

(1) AVIONES TERRESTRES Y MARITIMOS. En la reparación o alteración de aeronaves deberán aplicarse medios protectivos para la corrosión, iguales o equivalentes a los que se aplicaron originalmente, a no ser que la reparación o alteración represente un aumento en la afinidad a la corrosión, en cuyos casos deberán proporcionarse medios adicionales para la protección contra la corrosión.

(2) AVIONES TERRESTRES RECONVERTIDOS A AVIONES MARITIMOS. La reconversión de aviones terrestres a aviones marítimos representa un problema especial. Por lo general los aviones terrestres no han sido protegidos contra la corrosión en el mismo grado que los aviones marítimos fabricados como tales. Los standards para la protección contra la corrosión de los aviones terrestres que se reconvierten a aviones marítimos se dividen en dos categorías: Precauciones mínimas necesarias y precauciones recomendadas.

(i) PRECAUCIONES MINIMAS NECESARIAS. Las precauciones mínimas necesarias para impedir la corrosión, que deben ser ejecutadas durante la conversión inicial de los aviones terrestres a aviones marítimos, son las que deben tomarse en el caso en que los aviones terrestres ellas no hayan sido incluídas. Estos procedimientos se consideran como los mínimos que deben ser ejecutados para conservar la aeronavegabilidad de la aeronave reconvertida, y no son de ningún modo suficientes para mantener las condiciones de aeronavegabilidad por un período indefinido.

(a) A todos los fittings expuestos a la intemperio o los fittings que puedan ser alcanzados a través de la ventanilla de inspección, a no ser que hayan sido previamente protegidos, deberá suministrársele dos manos de imprimador de cromato de zinc, paralketone, grasa viscosa o de otros materiales similares. Esto también rige para aquellos items tales como herrajes (fittings) para unión del ala al fuselaje, herrajes para montantes de ala, articulaciones para superficies de controles, cuernos de las superficies de controles, aristas de ajuste de los fittings y pernos de sujeción, etc.

(b) Los cables de control de acero inmanchable, podrán ser recubiertos con grasa, paralketone u otra capa de protección similar, si no han sido reemplazados con cables resistentes a la corrosión.

(c) Todas las secciones fácilmente accesibles de la estructura de la aeronave deberán inspeccionarse, incluyendo la inspección que se puede ejecutar a través de las ventanillas de inspección. Las piezas estructurales que tengan evidencias de corrosión deberán ser limpiadas y dársele una nueva capa de protección si la acción de la corrosión es solamente superficial. Si la pieza está

severamente corroida, deberá ser reemplazada con piezas similares adecuadamente protegidas contra la corrosión.

(ii) PRECAUCIONES RECOMENDADAS. Bajo este título se incluyen las precauciones que se sugieren como medio de mantener las aeronaves en condiciones de seguridad para su operación durante extensos períodos de tiempo.

(a) Deberán incorporarse ventanillas de inspección adicionales con el objeto de poder determinar si existe corrosión. La experiencia ha demostrado que es necesario incorporar ventanillas de inspección que permitan la inspección de las partes más bajas y parte posterior del fuselaje.

(b) Deberán proveerse orificios adicionales para drenaje y ventilación de todas las partes interiores a fin de impedir el depósito de humedad (arandelas de drenaje del tipo de cuchara).

(c) El interior de los tubos estructurales deberá ser protegido, lo que puede ser hecho selládolos herméticamente a prueba de aire y humedad o insertando a presión, aceite de linaza caliente y taponeando los orificios. La tubería deberá ser inspeccionada para verificar que no falten tornillos selladores y que no existan depósitos de agua. La inspección deberá extenderse también a la verificación de que no existan corrosiones locales alrededor de los tornillos selladores, grupos de herrajes soldados y herrajes (fittings) apernados lo que puede ser una indicación de que existen depósitos de humedad.

(d) La tela de las aeronaves recubiertas con tela deberá ser abierta longitudinalmente en la parte interior del fuselaje y estructura de la cola para poder tener acceso a estas secciones. Los miembros estructurales inferiores deberán ser cubiertos con dos manos de imprimador de cromato de zinc, y enseguida recubiertos con pintura a prueba de dope o envueltos con huincha de celofán, procediéndose a continuación a parchar la tela. Esta precaución es aconsejable dentro de los primeros meses que se inicie su operación como avión marítimo.

(e) El interior de las alas y fuselajes revestidos con metal deberá ser pulverizado con un inhibidor adherente contra corrosión

(f) En la parte inferior de los flotadores y cascos del bote, deberán colocarse saquillos de potasio o bicromato de potasio para impedir la corrosión.

(g) Las superficies exteriores de los aviones marítimos deberán ser lavadas con agua dulce limpia inmediatamente después de extensas operaciones sobre agua o por lo menos una vez al día cuando se opera en agua salada o salobre. Las superficies interiores de los aviones marítimos expuestas a salpicaduras también deberán ser lavadas, prestando cuidado a no dañar los circuitos eléctricos y otros items delicados.

(h) Las aberturas en las alas, fuselaje y los miembros de la superficie de control, tales como espacio de alojamiento de la rueda de cola, aberturas para cables de control, etc., deberán ser selladas tan completamente como sea posible para prevenir la entrada de agua.

(d) REMOVEDORES DE PINTURA Y ELEMENTOS DE LIMPIEZA. Es de suma importancia que la aeronave sea mantenida limpia de depósitos de substancias contaminosas tales como aceite, grasa, suciedades, óxidos y otras materias extrañas. La

presencia de tales substancias en cualquier cantidad apreciable constituye un peligro potencial.

(1) MATERIALES. Para prevenir daños en la aeronave a causa del uso de elementos de limpieza o materiales para remover pintura sólo deberán usarse aquellos compuestos que cumplen con las especificaciones gubernamentales existentes o productos que hayan sido específicamente recomendados por el fabricante de la aeronave como que son satisfactorios para el propósito que se desea.

En algunos casos puede que el comprador que va a utilizar los materiales removedores o de limpieza, establezca sus propias especificaciones, debiendo en este caso hacer ejecutar pruebas de laboratorio para cerciorarse que el producto en consideración es satisfactorio.

(2) REMOCIÒN DE DEPOSITOS DE CORROSION SOBRE EL ALUMINIO. Después de remover la pintura y los imprimadores de las superficies de aluminio puro o aleaciones de alumino Clad, la superficie corroida deberá ser lavada con agua dulce limpia, Los productos de la corrosión tales como las escamas, incrustaciones, polvo, y depósitos de sal pueden ser removidos utilizando tela esmeril fina, una escobilla de alambre o papel de lija. Las particulas desprendidas deberán ser eliminadas, a continuación, por medio de adelgazador de pintura o espíritus minerales. En todos los casos deberá preferirse el tratamiento mínimo que alcance el objetivo de limpiar la superficie y dejarla tan suave como sea posible.

(3) MANCHAS EN LA SUPERFICIE. Para remover las manchas sobre las superficies y para las corrosiones superficiales de los metales deberá usarse una solución de agua y bicromato de potasio en una proporción de 5% de peso. Deberá permitirse que esta solución se seque sobre la superficie, después de lo cual el exceso de cristales de cromato deberá ser eliminado antes de dar la mano de imprimador y pintura a la superficie.

(4) MATERIAL PARA LIMPIEZAS MENORES. La remoción de suciedades y grasas de las superficies externas de las aeronaves puede hacerse lavando con agua y dejando que la superficie se seque antes de tratar de limpiar aquellos depósitos que todavía subsistan.

Una parte de un compuesto para limpieza de piezas de aeronaves, especificación AAF, Número 20015 o Especificación Marina Número C-147, mezclado con 20 partes de agua puede utilizarse en cualquier aeronave, pero es más efectivo en las aeronaves revestidas de tela en las que la mezcla se puede aplicar por medio de un trapo o un lampazo, limpiándola enseguida con un trapo seco. La mezcla de agua puede ser esparcida con un soplete pulverizador, permitiéndosele permanecer por 5 o 10 minutos, eliminándola enseguida con agua por medio de una manguera.

(5) REMOCION DE ACIDO DE BATERIA DERRAMADO. Para neutralizar el ácido de batería que se haya derramado, úsese bicarbonato de sodio o borato de sodio (bórax) disuelto en agua. Las sales alcalinas deberán ser removidas completamente después de su neutralización con abundantes cantidades de agua a fin de impedir corrosiones.

18.20-7 IDENTIFICACION E INSPECCION DE MATERIALES (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20).

(a) IDENTIFICACION DE ACERO. La Sociedad de Ingenieros de Automóviles (The Society of Automotive Engineers-(S.A.E.) y el Instituto Americano de Fierro y Acero (American Iron and Steel Institute (A.I.S.I.) han establecido un sistema basado en índices numerales para identificar la composición de los diversos aceros. Los números asignados por estas sociedades en la lista combinada de aceros standards, representan el tipo de acero y hacen posible identificar de inmediato los elementos principales existentes en el material.

El primer dígito de la designación de cuatro números indica el tipo a que pertenece el acero. Este puede ser "1" que indica acero al carbón, "2" que indica acero-níquel, "3" que indica acero-cromo-níquel, etc. En el caso de aleaciones de acero simple, el segundo dígito indica el porcentaje aproximado de la aleación predominante. Los dos últimos dígitos usualmente indican el término medio del porcentaje de carbono contenido. De acuerdo a lo anterior el símbolo "1020" indica un acero común al carbón en el cual no existe un elemento de aleación principal y que contiene un término medio de 0,2% (0,18 a 0,23) de carbono. El símbolo "2330" representa un acero níquel que contiene aproximadamente 3% (3.25 a 3,75) de níquel y un término medio de 0,30% (0,28 a 0,33) de carbono. El símbolo "4130" representa un acero cromo-molibdeno de aproximadamente 1% (0,80 a 1,10) de cromo, 0,20% (0,15 a 0,25) de molibdeno, y 0,30% (0,28 a 0,33) de carbono. Los números básicos contenidos en la serie de 4 digitos para las aleaciones de acero al carbono y acero al carbono pueden ser encontrados en la Tabla 7-1.

(1) INTERCAMBIABILIDAD DE LAS TUBERIAS DE ACERO.

(i) Los tubos soldados de acero 1025, Especificación AN-T-4 son intercambiables con los tubos sin costuras 1025 de Especificación AN-NW-T-846.

(ii) Los tubos soldados de acero 4130, Especificación AN-T-3 son intercambiables por los tubos sin costuras 4130 de acuerdo a la Especificación AN-NW-T-850.

(iii) Los tubos soldados NE-8630 de Especificación AN-T-33 son intercambiables por los tubos sin costuras NE-8630 de acuerdo a la Especificación AN-T-15.

(b) IDENTIFICACION DEL ALUMINIO. Con el fin de proveer de un medio visual para identificar los diferentes grados del aluminio y aleaciones de aluminio estos metales son por lo general marcados con símbolos tales como: Número de Especificación del Gobierno, condición o temple en que se encuentran a las marcas del Código Comercial. Las planchas y láminas son usualmente marcadas por número de especificaciones o marcas en código en hileras separadas aproximadamente 5 pulgadas. Los tubos, barras, varillas, y perfiles estirados a presión (troquelados) se marcan a intervalos de 5 a 10 pies sobre la longitud total de cada trozo. El Código Comercial consiste en un número que identifica la composición característica de cada aleación. La letra que precede el número indica una modificación de la aleación. Por otra parte se usan letras adicionales como subfijos para indicar los siguientes:

S - Forjado

O - Reconocido, recristalizado (Materiales forjados solamente)
H - Tratado térmicamente. Las fracciones que preceden la letra H indican el grado del tratamiento térmico. Por ejemplo 1/2 H, 3/4 H, etc.
W - Tratado al calor por solución - temple inestable.
T - Tratado al calor y envejecido para producir temple estable, diferente a O ó H.
RT - Temple resultante del trabajo en frío después del tratamiento térmico y envejecimiento.

(1) ALEACIONES DE ALUMINIO CLAD. Las aleaciones Clad tienen sobre su superficie una capa de aluminio puro o una aleación de aluminio resistente a la corrosión de buenas condiciones para la adhesión de la pintura, a fin de prevenir la corrosión. La presencia de las mencionadas capas puede ser determinada utilizando una lente de aumento para examinar el canto de plancha la que mostrará distintivamente tres capas.

(2) PRUEBA PARA DISTINGUIR LAS ALEACIONES DE ALUMINIO TRATABLES AL CALOR Y DE LAS NO TRATABLES AL CALOR. Si por cualquier razón las marcas de identificación de la aleación no están presentes en el material, es posible distinguir las aleaciones tratables al calor de aquellas no tratables, sumergiendo una muestra del material en una solución de 10% de soda cáustica (hidróxido de sodio). Las aleaciones susceptibles de ser tratadas al calor, contienen diferentes porcentajes de cobre (14S, 17S, 24S) se pondrán negras debido al contenido de cobre existente. Las aleaciones de alto porcentaje de cobre, cuando son provistas con una capa protectora de aluminio puro, adquirirán un tinte negro, sobre sus superficies pero sus cantos se pondrán negros en el núcleo de la plancha debido a la acción de soda cáustica. Si la aleación no adquiere color negro cuando se sumerje en la solución de soda cáustica. Si la aleación no adquiere color negro cuando se sumerje en la solución de soda cáustica, no es evidente que la aleación no es tratable al calor, porque existen aleaciones de alta resistencia que son tratables al calor en que el cobre no es principal componente de la aleación. Entre otras ellas incluyen las siguientes aleaciones: 53S, 61S, 75S, R353 y R361. Las aleaciones que no adquieren un color negro en presencia de la solución de soda cáustica, pueden ser identificadas solamente por análisis químicos o análisis de aspecto para determinar su composición y sus condiciones para el tratamiento térmico.

(c) PRUEBA DE DUREZA. Las pruebas de dureza constituyen un medio conveniente para determinar, dentro de límites razonables, la resistencia a la tensión de algunos metales. Su uso tiene varias limitaciones, no siendo este método apropiado para metales demasiado blandos o demasiado duros. Para ejecutar la prueba de dureza, el espesor de la muestra que se va a probar y la superficie de ella deberá tomarse diferentes lecturas y sacarse el término medio de ellas. En general mientras mayor sea la resistencia a la tensión del metal, mayor será su dureza. Más abajo se describen ligeramente los métodos más comunes para pruebas de dureza.

(1) PRUEBA DE DUREZA BRINNELL. Durante esta prueba se aplica una carga sobre una porción liza de la superficie del metal, por medio de una bolita de acero endurecido de 1 cm. de diámetro. El valor numérico de la dureza Brinnel es igual al valor de la carga dividida por la superficie de la impresión esférica dejada por la aplicación de la carga.

(2) PRUEBA DE DUREZA ROCKWELL. En esta prueba se aplica una pequeña carga de valor determinado para mantener una bolita de acero endurecido o un diamante de forma cónica sobre la superficie del metal aplicando a continuación una carga de valor superior. La dureza se mide por la profundidad de la penetración. Las pruebas de dureza de superficie Rockwell se hacen utilizando una carga menor y una mayor y un sistema de mayor sensibilidad para medir la profundidad de la indentación. Su aplicación es útil cuando se tratan de secciones delgadas, piezas muy pequeñas, etc.,

(3) PRUEBA DE DUREZA VICKERS. En esta prueba se aplica presión sobre el metal por medio de un pequeño diamante piramidal. El número de dureza en la relación entre el valor de la carga y la superficie del área de indentación.

(4) PRUEBA DE LOS ACEROS. Las pruebas de dureza constituyen un medio apropiado para determinar las propiedades de tensión resultantes después del tratamiento térmico de los aceros. Deberá prestarse especial cuidado al remover todas las superficies desuniformes hasta la suficiente profundidad, tales como porosidades, corrosiones, picaduras, superficies descarburizadas, etc. Deberá también prestarse atención a no trabajar el acero en frío porque ello traerá como consecuencia el endurecimiento del material durante la remoción de la superficie. La relación entre la resistencia a la tensión y a la dureza está indicada en la Tabla 7-2.

(5) PRUEBA DEL ALUMINIO. Las pruebas de dureza son útiles para probar las aleaciones de aluminio especialmente para distinguirlas entre aquellas recocidas, trabajadas en frío, tratadas térmicamente y envejecidas. Sin embargo es de muy poca importancia como un medio de aquilatar la resistencia de aluminio o la calidad del tratamiento térmico. Los valores típicos de dureza para las aleaciones de aluminio se indican en la Tabla 7-3.

(d) INSPECCION DE METALES.

(1) INSPECCION DESPUES DE LA SOLDADURA POR MEDIO DE UNA LENTE DE AUMENTO. Después de remover todas las escamas de las uniones soldadas en la reparación de las estructuras, ellas deberán inspeccionarse cuidadosamente con una lente de aumento de mediano poder, (por lo menos de aumento 10). La práctica de rellenar las estructuras tubulares de acero con aceite de linaza o aceites a base de petróleo en caliente y a presión para cubrir la superficie interna e impedir corrosiones, ayuda a detectar las trizaduras en las soldaduras, porque el aceite caliente se filtrará a través de las trizaduras invisibles a la inspección visual. Esta práctica, aún cuando no es justificable en todos los casos, se recomienda en el caso que se haya soldado de nuevo una considerable porción de la estructura.

(2) INSPECCION POR PARTICULAS MAGNETICAS. La inspección por partículas magnéticas o MAGNAFLUX (nombre comercial patentado usado por la Magnaflux Corporation) es aplicable solamente a los materiales magnéticos, es decir fierro y acero. La mayoría de los aceros inmanchables o aleaciones de acero de manganeso o plomo níquel, son no magnéticas y no pueden ser inspeccionadas por este método. El método consiste esencialmente en detectar las discontinuaciones del material (trizaduras, porosidades, defectos, picaduras u orificios bajo la superficie, etc.) por medio de la acumulación de partículas magnéticas en las porciones discontinuadas, una vez que la pieza haya sido magnetizada.

Las partículas magnéticas pueden aplicarse en seco en forma de polvo o disueltas en aceite de poca viscosidad. Para conseguir una inspección magnética completa, deberá magnetizarse el material en forma circular y longitudinal.

(i) La magnetización circular se obtiene haciendo circular una corriente eléctrica directamente a través de la pieza que se está probando o utilizando un conductor central que pase a través de la pieza, en cuyo caso los defectos paralelos al flujo de la corriente pueden ser detectados. Por ejemplo, la magnetización circular de una barra de acero de sección circular deberá ser efectuada colocando los extremos de la barra de acero entre los cabezales de la máquina de inspección magnética haciendo circular una corriente a través de la barra. Las partículas magnéticas aplicadas durante o después de la circulación de la corriente, indicarán las discontinuidades del material paralelas al eje de la barra.

(ii) La magnetización longitudinal de una pieza se induce colocando ésta en el interior de un inteso campo magnético tal como el centro de un solenoide. Por ello la magnetización longitudinal de una barra de acero de sección circular deberá efectuarse colocando los extremos de la barra entre las cabezales de una máquina de inspección magnética y enrollando el solenoide DC (de corriente continua) alrededor de la barra. Después de la aplicación de las partículas magnéticas durante o después de la magnetización, las discontinuidades perpendiculares al eje de la barra se harán visibles.

(iii) En el método seco o de aplicación por medio de líquidos, se usan diferentes clases de partículas, rojas, negras y algunas veces grises. En el caso de inspección por medio de líquidos pueden usarse partículas magnéticas fluorescentes. Este proceso es conocido comercialmente por el nombre de Magnaglo. Las piezas inspeccionadas por medio de este último método se iluminan por medio de la "luz negra", la que hace que las partículas magnéticas fluorescentes indiquen en forma distintiva a la vista cualquier defectos o indicaciones. El sistema de inspección por medio de líquidos proporciona un mejor control y homogenización de la concentración de las partículas magnéticas, permitiendo que las indicaciones sean más fáciles de interpretar. Esto es debido a las dificultades que existen para obtener una eficiente distribución del polvo seco durante la magnetización. El método seco es particularmente apropiado para la detección de defectos existentes bajo la superficie como en el caso que se prueben soldaduras de considerable extensión, forjas, y fundiciones, etc. El proceso de prueba continuo por medio de líquidos se recomienda para la mayoría de los trabajos para las aeronaves.

(iv) La presencia de acumulaciones de partículas magnéticas durante la inspección magnética no significa necesariamente que existe un defecto. Las variaciones en una sección de la pieza particularmente cuando el cambio de la sección es muy agudo, y también los orificios taladrados a través de una pieza, producirán frecuentemente "indicaciones". Los defectos sobre la superficie son por lo general fácilmente detectados, porque cualquier trizadura existente sobre ella, producirá la aparición de una línea distintiva de partículas magnéticas. Los defectos sobre la superficie son menos fáciles de detectar, porque sólo se producirá una deposición difusa de partículas magnéticas. Sin embargo como los defectos bajo la superficie se presentan raramente en los materiales forjados, ello no es de mucha importancia en lo que concierne a aviación.

(v) Después de la inspección magnética, las piezas deberán ser cuidadosamente limpiadas y desmagnetizadas. La inspección magnética es aceptable como medio de inspección en las piezas de acero.

(3) INSPECCION RADIOGRAFICA O POR RAYOS X. Los rayos X pueden ser usados en materiales magnéticos o no magnéticos para detectar la presencia de vaciados bajo la superficie tales como sopladuras o partiduras, etc. Cuando se usa una placa fotográfica para registrar el resultado de la prueba de rayos X (en forma similar o como se toma una fotografía) el proceso se conoce como radiografía. Cuando los rayos X se proyectan a través de la pieza sobre una pantalla fluorescente el proceso se conoce como fluoroscopia. La técnica empleada en la radiografía deberá ser tal que pueda indicar la presencia de los defectos, paralelos al haz de rayos X, que tengan una dimensión igual a 3% del espesor de la pieza cuya radiografía se está efectuando en el caso que se trate de aleaciones de magnesio y de 2% para cualquiera otra clase de metales y aleaciones. El método de inspección por medio de una pantalla fluorescente es mucho menos sensitiva. En consecuencia el método radiográfico es el usualmente usado como medio de inspección y el método fluoroscópico se usa para el desecho de piezas.

La inspección radiográfica se usa extensivamente en la industria aeronáutica para la inspección de todos los tipos de fundiciones, incluyendo las fundiciones efectuadas en moldes de arena, fundiciones efectuadas en molde permanente, fundición a presión, etc. Los rayos X son especialmente útiles para este propósito porque son capaces de evidenciar los defectos que existan bajo la superficie y también porque indicarán rápidamente los tipos de defectos que se presentan en las fundiciones (contracciones, del material, sopladuras, inclusión de escorias, etc.) Por otro lado la inspección por rayos X no se usa tan extensamente en la inspección de materiales forjados. Esto es debido al hecho que el proceso de forja o elaboración causa que la mayoría de los defectos originalmente existentes en el material, disminuyen en espesor, lo que es difícil de detectar por medio de rayos X.

Si existen dudas acerca de si la inspección de rayos X es apropiada para la inspección de ciertas piezas determinadas, deberá consultarse un laboratorio de rayos X, que esté familiarizado con la inspección de piezas de aeronaves, ya que sus técnicos conocerán las limitaciones de este proceso.

(4) PENETRACION FLUORESCENTE. El nombre comercial para este tipo de penetrante es Zyglo. En este método de inspección, la pieza, que puede ser de metal o material plástico, se limpia primero cuidadosamente para permitir que el material fluorescente penetre en las trizaduras y defectos. Deberá notarse que durante la limpieza del aluminio, puede que sea necesario eliminar la capa nódica, ya que la película anódica aplicada sobre los defectos puede impedir la pentración del material fluorescente. Después que se limpia la pieza, ella debe ser pulverizada, pintada o sumerjida en un baño de un medio penetrante fluorescente. El medio pentrante es un aceite de baja viscocidad que tiene la propiedad de fluorescer o emitir una luz visible cuando el aceite se excita por radiación invisible en el punto cercano a la escala ultravioleta (llamada también luz negra). Es importante que se conceda al medio penetrante un período de tiempo suficiente para que penetre en el interior de las trizaduras y defectos, estipulándose que para trizaduras por fatiga, se conceda un mínimo de treinta minutos, de acuerdo a las recomendaciones An-I-30a. Para facilitar la pentración del medio penetrante deberá también aplicarse ca-

lor. Despues que el medio penetrante haya tenido suficiente tiempo para penetrar en cualquier defecto, deberá ser elinado el exceso de éste sobre la superficie. Su eliminación deberá ser comprobada efectuando una inspección con la luz negra la que detectará cualquier cantidad de penetrante existente sobre la superficie. Después de eliminar el pentrante lavándolo, debe usarse un desarrollador que haga visible las indicaciones. Este desarrollador puede estar en estado líquido o en forma polvo fino, que absorba el pentrante mientras este circula lentamente (mana) de las trizaduras y defectos existentes en la pieza. El proceso del desarrollo puede facilitarse aplicando calor a las piezas que se prueben. Después que se hayan desarrollado las indicaciones, la pieza se inspecciona por medio de la luz negra. Cualquier intersicio en el cual haya penetrado el material fluorescente, aparecerá como una área luminosa.

Las indicaciones que aparezcan son examinadas, por lo general, por una inspección estricta utilizando una lente de aumento, o aplicando un ácido apropiado y una solución cáustica o puede ser que sea necesario cortar transversalmente la sección, procedimiento que por supuesto significará su inutilización. Un operador diestro podrá por lo general determinar si una indicación representa realmente un defecto o es una falsa indicación. La magnitud del defecto puede también en algunas ocasiones ser estimada con precisión satisfactoria.

Deberá notarse que en este proceso de inspección, al igual que en todos los otros existen ciertas limitaciones. Si por cualquier razón el material fluorescente no puede penetrar en el defecto, naturalmente que el defecto no podrá ser detectado.

(e) TELA. La tela de algodón es extensivamente usada para recubrir las alas, fuselaje y superficie de control de la aeronave. Los grados de tela aceptables para ser usados en las aeronaves civiles pueden encontrarse en la Tabla 2-1 del MAC 18.20-2. En general la tela puede ser fácilmente identificada por las marcas continuas que indican el nombre del fabricante, su nombre comercial y el número de especificación. Estas marcas suelen encontrarse estampadas a lo largo del borde de la tela. El número de especificación para la tela de Grado A es AMS-3806 y para la tela de grado intermedio es ANS-3804. Los números de Ordenes Técnicas Standards de la AAC para estos materiales son TSO-C-15 y TSO-C-14 respectivamente.

(f) MATERIALES PLASTICOS. Los materiales plásticos están compuestos de una gran variedad de resinas orgánicas sintéticas, pudiendo dividirse en dos clasificaciones principales: termoplásticos y materiales plásticos fraguados térmicamente.

(1) MATERIALES TERMO-PLASTICOS. Los materiales termo-plásticos pueden ser ablandados por el calor y disolverse por diferentes disolventes orgánicos. En la construcción de ventanas, cubiertas para cabina, etc. se usan dos clases de materiales termo-plásticos transparentes. Estos materiales son conocidos como plásticos de base acrílica - y plásticos a base de acetato de celulosa. Los plásticos de base acrílica existen en el comercio bajo el nombre de Plexiglas y Lucite. Los plásticos a base de acetato de celuosa se encuentra en el comercio bajo los nombres patentados de Fibestos, Lumarith, Plastacele, Nixonite y varios otros. Los dos materiales plásticos de distintas bases se distinguen porque el fabricado a base de acrílicos e incoloro, más transparente

y más rígido que el de acetato de celulosa, él que tiene un tinte ligeramente amarillo, y además porque el primero tiene mejor transparencia y mayor flexibilidad.

(2) MATERIALES PLASTICOS FRAGUADOS TERMICAMENTE. Los materiales plasticos fraguados térmicamente o endurecidos térmicamente, no se ablandan en forma apreciable bajo la acción del calor pero a temperaturas de 204 a 260° C (400 a 500°F) ellos pueden calcinarse o formar ampollas. La mayoría de los productos para moldeado de composición de resina sintética, tales cómo las resinas fenólicas, una - formadehidas, y melamire - formaldehidas, petenecen al grupo de materiales plásticos fraguados térmicamente.

18.20-8 COMPONENTES DE LAS AERONAVES (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20).

(a) GENERALIDADES. Los componentes de las aeronaves son considerados generalmente como una parte de la aeronave y la mayoría de los procedimientos de reparación mantención pertinente a la aeronave se aplican igualmente a la mayoría de los componentes. Sin embargo damos a continuación una explicación general que será de utilidad en la mantención en condiciones de aeronavegabilidad de aquellos componentes esenciales.

(b) COMPONENTES DEL TREN DE ATERRIZAJE

(1) RUEDAS. Las ruedas deberán ser inspeccionadas en intervalos periódicos para verificar que no existan trizaduras, corrosiones, identaciones que no estén distorcidas y que sus rodamientos (descansos artifrición), estén en buenas condiciones. Si en aquellas ruedas construídas en dos secciones, los orificios para los pernos se ovalizan debido a la existencia de juego en el perno pasador, ellas deberán reacondicionarse utilizando insertos ROSAN u otros medios apropiados. Los pernos deberán ser inspeccionados comprobando que no exista desgaste; si existe un exceso de desgaste, los pernos deberán ser reemplazados. Al apernar las dos mitades de la rueda deberá cuidarse que las tuercas se apreten en forma apropiada. Lo último deberá ser inspeccionado periódicamente para segurarse que ellos están apretados y que no existirá juego (movimiento) entre las dos mitades de la rueda, porque este movimiento causará la ovalización de los orificios de los pernos. Si el juego es excesivo para ser corregido en la forma que se indicó más arriba, será necesario rechazar la rueda. Los retensores de fieltro para grasa en el conjunto de la rueda deberán ser mantenidos en estado blando para conservar sus condiciones absorbentes. Si ellos se endurecen deberán ser limpiados con gasolina y en caso que ella no los reblandezcan, deberán ser reemplazados.

(i) CORROSION EN LAS RUEDAS. Las ruedas deberán ser cuidadosamente limpiadas para eliminar las corrosiones y enseguida inspeccionarlas para verificar su buen estado. Si se encuentran puntos de corrosiones de poca intensidad, ellos deberán ser eliminados y pintados nuevamente con una capa protectora como ser imprimador de cromato de zinc y laca de aluminio o cualquier otro medio igualmente efectivo para impedir que se produzcan mayores corrosiones. Aquellas ruedas que tengan corrosiones severas que puedan afectar su resistencia deberán ser reemplazadas.

(ii) RUEDAS CON INDENTACIONES O DEFORMADAS. Las ruedas con exceso de excentricidad deberán ser reemplazadas. En aquellos casos en que existan dudas a-

cerca de la necesidad del reemplazo deberá consultarse el representante local de la Administración de Aeronáutica Civil acerca de la condición de aeronavegabilidad de las ruedas. Las indentaciones o abolladuras de categoría menor no afectan las condiciones de servicio de una rueda.

(iii) DESCANSOS ANTRIFRICCION DE LAS RUEDAS. Los descansos de antifricción (rodamientos) de las ruedas deberán ser inspeccionados periódicamente para localizar los defectos causados por impropio ajuste o por la presencia de material extraño. Aquellas piezas excesivamente desgastadas o dañadas deberán ser reemplazadas. Los conos de los descansos deberán ser rellandos con una grasa de alto punto de fusión antes de proceder a su instalación. Cuando se instalen las ruedas en la aeronave, la tuerca del eje deberá apretarse solamente lo necesario para eliminar todo juego entre ellas y los ejes como también el juego lateral de la rueda.

(2) FRENOS. La tolerancia existente entre las partes movibles y estacionarias de los frenos deberán mantenerse de acuerdo con las recomendaciones del fabricante. Los frenos deberán ser desarmados e inspeccionados periódicamente cerciorándose que no exista desgaste, partiduras, deformaciones, corrosiones, orificios ovalizados, etc. Si existen cualquiera de estos defectos u otros de diferente naturaleza, las piezas afectadas deberán ser reparadas, reacondicionadas o reemplazadas, dependiendo de la gravedad de ellos, de acuerdo con las recomendaciones del fabricante. Las trizaduras sobre la superficie de fricción de los tambores de los frenos son causadas frecuentemente por la elevada temperatura de la superficie. Esto no debe ser considerado como una causa seria que afecte las condiciones de aeronavegabilidad, hasta que estas trizaduras alcancen aproximadamente una pulgada de longitud, oportunidad en que el tambor de los frenos o sus superficies deberán ser reemplazadas.

(i) FRENOS HIDRAULICOS. Para la debida mantención de los frenos deberá inspeccionarse el sistema hidráulico por completo desde el tanque del líquido hidráulico hasta los frenos mismos. El flúido en los tanques deberá mantenerse al nivel recomendado rellenándolo con el apropiado flúido para frenos. Las mangueras flexibles hidráulicas que se hayan deteriorado a causa de largos períodos de servicio deberán ser reemplazadas. Cuando exista aire en el sistema hidráulico, éste deberá purgarse de acuerdo con las recomendaciones del fabricante. Las empaquetaduras selladoras del pistón hidráulico deberán ser reemplazadas cuando exista evidencia de filtraciones.

(ii) FRENOS MECANICOS. Las piezas en movimiento de los frenos operados mecánicamente deberán ser mantenidas libres de tierra y materias extrañas y deberán trabajar libremente en cualquier momento. El exceso de juego en el conjunto del sistema de accionamiento deberá mantenerse al mínimo.

(3) NEUMATICOS Y CAMARAS.

(j) NEUMATICOS. En bien de la máxima seguridad es indispensable que los neumáticos sean inspeccionados frecuentemente para asegurarse que no existan cortaduras, puntos desgastados, protuberancias en los costados de neumáticos o que se hayan incrustado materias extrañas sobre las ranuras de tracción de la banda de rodamiento (tread), efectuando las reparaciones que sean necesarias. Se recomienda que las reparaciones sean hechas por agencias locales de reparaciones de toda confianza. Las cortaduras menores deberán ser selladas rellenándolas con goma para caucho comercial u otro rellenador.

(a) RECAUCHAMIENTO DE NEUMATICOS. El recauchamiento de neumáticos puede ser efectuado en una de las siguientes tres maneras: Recuachamiento parcial, recauchamiento total o producción de una nueva banda de rodamiento. En el recauchamiento parcial se remueve solamente una porción de la primitiva banda de rodamiento en tanto en el recauchamiento toal, el trabajo se efectúa removiendo el caucho en las paredes del neumático hasta el punto en que las nuevas ranuras de tracción (indentaciones) de la banda de rodamiento se van a extender. En la producción de una nueva banda de rodamiento, el caucho primitivo se remueve en la misma forma que en el proceso de recauchamiento total con la excepción de que en este caso se remueve hasta su punto de contacto con la tela. La remoción del material se extiende bastante más sobre las paredes del neumático. Para compensar por la remoción de toda esta cantidad de caucho, las nuevas ranuras de tracción (indentaciones) se hacen de mayor espesor y se le hace un chaflán extendido en cada costado que se extiende para formar las nuevas paredes del neumático. En muchos casos cuando el fabricante de los neumáticos originales es quien efectúa el recauchamiento, éste reemplaza también la capa de caucho de los costados, lo que proporciona al neumático una apariencia de ser nuevo. A causa del equipo y la destreza que es necesaria para esta operación, el recauchamiento deberá ser efectuado solamente por las agencias de neumáticos que existan en la localidad y que hayan demostrado su habilidad para recauchar satisfactoriamente neumáticos para aeronaves. Se permite el recauchamiento adicional de los neumáticos después de que una completa inspección demuestre que no existen cortaduras en las paredes, separación entre las capas de tela, u otros defectos que indiquen que su esqueleto (armadura) no está suficientemente en buen estado como para justificar el recauchamiento. No se recomienda ejecutar más de dos operaciones de recauchar en un mismo neumático, a pesar de que existen casos en que un neumático ha producido buen servicio, incluso después de su cuarto recauchamiento.

(ii) CAMARAS. Las cámaras pinchadas pueden ser reparadas usando parches cementados o vulcanizados. El procedimiento para efectuar estas reparaciones es substancialmente idéntico al usado para las cámaras de neumáticos de automóviles. La dimensión del parche deberá ser la mínima, evitando colocar un excesivo de número de parches en una zona, porque el incremento de peso del material adicional podrá contribuir a causar una vibración excesiva de las ruedas debido al desbalanceamiento de la cámara. Se recomienda el uso de parches vulcanizados porque se puede depender más de ellos en el sentido de servicibilidad. Esta clase de trabajo deberá ser ejecutado por una agencia de reparaciones de neumáticos de la localidad que goce de buena reputación. Cuando se instalen los neumáticos ellos deberán ser inflados, desinflados e inflados nuevamente para asegurar que la cámara del interior no se haya mordido. Una cámara mordida quedará expuesta a una severa presión entre las paredes de la armazón del neumático, lo que producirá el adelgazamiento del caucho en un punto determinado. A su vez la cámara empezará a perder aire en este punto. La mordedura de la cámara se debe generalmente a que ella se pega a la armazón de las paredes del neumático durante el primer proceso de inflación y a que la armazón de las paredes no efectúan el debido contacto con el flange. Por esta razón la cámara debe ocupar un espacio menor resultando en que ésta se arruga (muerde). La desinflación completa de la cámara seguida de su inflación permite que la cámara se acomode en forma apropiada en el interior del esqueleto del neumático, que en este caso quedará debidamente alojado contra los flanches (pestañas).

(4) FLOTADORES. Para mantener los flotadores en debidas condiciones de aeronavegabilidad, deberán efectuarse frecuentes inspecciones debido a la rápidez con que la corrosión se desarrolla en las piezas metálicas de aleación de aluminio, especialmente cuando la aeronave se opera en agua salada. Los flotadores de metal y todas las piezas metálicas de los flotadores de madera, deberán ser cuidadosamente examinados para impedir la corrosión, y tomar las medias correctivas de acuerdo con los procedimientos descritos en el MAC 18.20 -6. Los daños de los flotadores metálicos deberán ser reparados de acuerdo con el procedimiento general descrito en el MAC 18.20-3 (e) que se refiere a las estructuras de aluminio y estructuras de aleación de aluminio. En el caso de flotadores de madera, las reparaciones deberán ser ejecutadas de acuerdo con el procedimiento general descrito en el MAC 18.20-1.

(5) ESQUIES E INSTALACION DE ESQUIES. Es recomendable examinar con frecuencia las instalaciones de esquíes para mantenerlos en condiciones de aeronavegabilidad. Si se usa una cuerda elástica para mantener el patín (banda de fricción) en su debido lugar, deberá efectuarse una inspección para verificar que la cuerda elástica tenga la suficiente lasticidad para mantener el patín en su debida posición a la vez que verificar la condición de la cuerda para impedir que se suelte o se defleque. Si se verifica que existen cuerdad elásticas demasiadas viejas o débiles, ellas deberán reemplazarse. Cuando existan otros medios de sujeción éstos deberán ser examinados para verificar si no existe excesivo desgaste, y que proporcionan la sukeción adecuada debiendo procederse a su reemplazo cuando se compruebe que existan las condiciones anteriores. Los puntos de amarra de la cuerda, tanto en los esquíes como en las estructuras de las aeronaves deberán ser inspeccionados para verificar que las orejas de soporte no se hayan deformado debido a las cargas excesivas impuestas durante el carreteo sobre terreno áspero o cuando se trate de despegar (soltar) los esquíes que estén congelados sobre el terreno. Si se usan esquíes que permitan su sujeción a las ruedas y neumáticos, deberá mantenerse la debida presión en los neumáticos, porque los neumáticos con menor presión que la debida pueden desalojar las ruedas si se producen apreciables cargas laterales durante el aterrizaje.

(i) REPARACION DE PATINES DE ESQUIES. Generalmente será necesario reemplazar los patines de esquíes de madera que hayan sido quebrados, Si existe una rajadura en la parte posterior del patín que no exceda del 10% de la longitud del patín, ella puede ser reparada agregando una o más piezas de madera cruzadas sobre la parte superior del patín asegurada por medio de cola y pernos. Los patines metálicos que estén doblados o desgastados pueden ser enderezados si la dobladura no es muy acentuada y las pequeñas roturas pueden ser reparadas de acuerdo con los procedimientos recomendados en el MAC 18.20-3 que se refiere a las reparaciones de estructuras metálicas.

(ii) PEDESTALES PARA ESQUIES.

(a) PEDESTALES TUBULARES. Los pedestales fabricados de tubos de acero que se hayan dañado pueden ser reparados usando el sistema de empalme standard para tubos tal como se indica en la Figura 3-2 y 3-12.

(b) PEDESTALES FUNDIDOS. Los pedestales fundidos no pueden ser reparados sino que deben ser reemplazados, a no ser que el método de reparación haya sido

específicamente aprobado por un representante de la Administración de la Aeronátucia Civil.

(c) PEDESTALES CONSTRUIDOS DE PLANCHAS METALICAS. Los pedestales construídos de planchas de aleación de aluminio que hayan sido averiados, podrán ser reparados por el método general descrito en el MAC 18.20-3 (e).

(c) LUCES DE BENGALA. Los paracaídas luminosos (de luces de bengala) se fabrican con materiales que están expuestos a descomponerse con el tiempo. La humedad afecta las pequeñas cargas de ignición y también los materiales luminosos. Por esto los paracaídas luminosos de manufactura antigua, fallan en un gran porcentaje. Para asegurar que no se produzcan estas fallas en los paracídas luminosos, deberá efectuarse inspecciones periódicas en su instalación. La inspección deberá incluir el sistema completo a partir desde el mecanismo de desprendimiento en la cabina, hasta el térino del paracaídas luminoso. Esta inspección deberá ser efectuada solamente por personal calificado porque el desprendimiento inadvertido de estos elementos pirotécnicos pueden causar graves consecuencias. La experiencia ha demostrado que todos los paracaídas luminosos operados eléctricamente o del tipo de pistola, deberán ser enviados para su recondicionamiento por el fabricante dentro de períodos de tiempo no mayores de tres años y que los paracaídas luminosos operados mecánicamente deberán ser enviados para el mismo objeto dentro de períodos máximos de cuatro años.

(d) SALVAVIDAS Y BALSAS SALVAVIDAS.

(1) GENERALIDADES. Los salvavidas y balsas salvavidas del tipo inflable están expuestos a deteriorarse debido a la acción del tiempo. La experiencia ha indicado que esta clase de equipo debe reemplazarse después de cada 5 años a causa de la porosidad del material recubierto con caucho. El desgaste de tal equipo será severo cuando está almacenado abordo de las aeronaves debido a que las vibraciones causan el desgaste de la tela cauchada a causa de la fricción. Esto último producirá filtraciones locales. También es probable que se produzcan filtraciones cuando la tela se dobla debido a la formación de ángulos agudos. Cuando estos ángulos están en contacto con las cajas para su transporte, o por partes adyacentes de tela encauchada, existirá tendencia a que se desgasten por completo debido a la vibración.

Para mantener este equipo en condiciones de aeronavegabilidad, deberán efectuarse inspecciones en la forma que se describe más abajo:

(2) PROCEDIMIENTO DE INSPECCION PARA SALVAVIDAS. Con intervalos de tres meses todos los alvavidas deberán ser inspeccionados para verificar sus condiciones de aeronavegabilidad. El material cauchado deberá examinarse para verificar que no existan cortaduras, roturas, o zonas desgastadas por la fricción. También deberán inspeccionarse las válvulas de inflamiento por medio de la boca y comprobar que en la cámara neumática no existan filtraciones, corrosiones u otras deterioraciones. El cilindro de bióxido de carbono deberá ser retirado y comprobar el funcionamiento del mecanismo de descarga, operando la palanca para segurarse que el pasador se mueve libremente. Las empaquetaduras y las válvulas del contenedor del cilindro y la cuerda de accionamiento deberán comprobarse que no estén deterioradas. Si no se encuentran defectos, el salvavidas deberá inflarse con aire a 2 libras de presión y dejarlo inflado por 12 horas. Si el salvavida todavía tiene la rigidez adecuada al término

de este período de tiempo, deberá ser desinflado e instalados los cilindros CO_2 cuyo peso no debe ser menor que el estampado sobre ellos por el fabricante. Todos los cilindros fabricados de acuerdo con las especificaciones conjuntas Ejército-Marina Núm. JAN-C-601 tienen estampados sobre ellos la cifra de peso mínimo permisible. Se recomienda el uso de estos cilindros de $C\Theta_2$. Antes de volver a empacar los salvavidas, deberá estamparse la fecha de inspección, a fin de conservar un record de ello.

Se recomienda que el procedimiento de más arriba se repita cada doce meses, pero en este caso utilizando el cartucho de CO_2 para la inflación del salvavida. El bióxido de carbono hace más permeble la tela cauchada que el aire, indicando si la porosidad del material es excesiva.

(3) REPARACION DE SALVAVIDAS. Las filtraciones, que pueden ubicarse sumerjiéndolos en agua jabonoso deberán repararse utilizando parches de acuerdo con las indicaciones del fabricante. Las piezas metálicas corroídas deberán ser limpiadas y las costuras débiles o que se hayan cortado deberán ser efectuadas de nuevo utilizando una máquina de coser, tal como fué hecho originalmente por el fabricante. También deberán reemplazarse las bolinas (Cuerdas) que hayan sido debilitadas. Los salvavidas que no mantengan la debida rigidez después de un período de doce horas a causa de su deteriorización en general o a porosidad de la tela, deberá reemplazarse porque su reparación no es económica.

(4) PROCEDIMIENTO PARA INSPECCION DE BALSAS SALVAVIDAS. Las balsas salvavidas deberán ser inspeccionadas cada tres meses para verificar que no existan cortaduras, roturas, u otros daños en el material cauchado. Si se encuentra que la balsa salvavida está en buenas condiciones, la botella de CO_2 deberá ser removida y la balsa inflada con aire a una presión de 2 libras. El aire deberá ser introducido a través del fitting que conecta normalmente las botellas de CO_2, permitiendo que la balsa permanezca inflada por 24 horas. Si la presión decae a menos de 1-1/4 libra, la balsa deberá examinarse para establecer la existencia de filtraciones sumergiéndola en agua jabonosa. Si la caída de presión es satisfactoria, la balsa debe considerarse como que está en buenas condiciones, pudiendo restablecerse en servicio después que haya sido equipada con las botellas de CO_2 correctamente cargadas lo que se puede comprobar pesándolas. Se sugiere que las balsas sean marcadas indicando la fecha de su inspección. Deberá prestarse atención a que todo el equipo requerido esté abordo de la balsa y debidamente estibado.

Cada 18 meses deberá repetirse el proceso anterior utilizando en este caso la botella de CO_2 para inflar la balsa. Si se usa una sola botella para inflar ambos compartimentos, deberá prestarse atención que la inflación de los dos compartimentos vaya progresando parejamente. En ciertas ocasiones puede ocurrir que en un pasaje del sistema de distribución de la alimentación se forme "hielo de bióxido de carbono", lo que causará que un gran volumen de gas se dirija a un compartimento el que puede reventar si la válvula de aire no se abre para permitir el escape de la presión. Si la presión es satisfactoria, la balsa deberá ser repuesta en servicio de acuerdo con el procedimiento que se describió más arriba.

(5) REPARACIONES DE BALSAS SALVAVIDAS. Cuando se encuentren filtraciones debido a roturas, a desgaste por fricción o pinchaduras, las reparaciones deberán ser efectuadas de acuerdo con las recomendaciones del fabricante. Aque-

llos parches de refuerzo de la cámara neumática que estén parcialmente desprendidos deberán ser cementados nuevamente para dejar la balsa en condiciones de seguridad. Las bolinas o cabos de sujeción que hayan perdido su elasticidad, o que hayan sido azumagadas por la acción de la humedad deberán ser reemplazados especialmente aquellos por medio de los cuales se acciona la botella de CO_2. Esto se aplica especialmente al cabo que se usa para amarrar la balsa a la aeronave. Todas las partes metálicas deberán ser inspeccionadas para comprobar que no exista corrosión. Si se encuentra evidencia de ella, las partes deberán ser limpiadas o reparadas. Si se comprueba que las válvulas de aire están filtrando ellas deberán ser reemplazadas.

(6) CLASIFICACIONES. La clasificación de las balsas militares usadas en las aeronaves civiles se indican en la Tabla siguiente. Las balsas circulares con capacidad para 10 ó 15 individuos construídas para uso civil tienen marcas en la balsa misma, colocadas por el fabricante.

Tipo	Capacidad			Especificaciones
	Libras de flotación	Tripulantes		
		Militar	Civil	
A-3 series	1,800	4	6	AF 94-40420
E-2 series	2,500	6	10	AF 94-40618
Marca II	1,000	2	3	BU Aer M-3R
Marca IV	1,800	4	6	Bu Aer M-3R
Marca VII	2,500	7	10	Bu Aer M-3R

TODAS AQUELLAS BALSAS QUE TENGAN MAS DE CINCO AÑOS DESDE SU FABRICACION, PROBABLEMENTE NO OFRECERAN SEGURIDAD DEBIDO A SU DETERIORACION, POR LA ACCION DEL TIEMPO

(e) PARACAIDAS. Si se presta el debido cuidado, los paracaídas deberán durar por lo menos 5 años. Ellos no deben ser arrojados sobre el piso en forma descuidada, no deberá dejárselos en la aeronave porque se humedecerán ni deberán ser dejados en sitios descubiertos donde puedan ser maltratados por personas no familiarizadas con ellos. Los paracaídas no deberán ser alamcenados en sitios donde puedan caer sobre pisos cubiertos con aceite o estar expuesto a los vapores ácidos de cargadores de baterías que estén en la vecindad. uando se necesite reempacarlos ello deberá de ser hecho de acuerdo a lo est blecido en la Parte 43 del Reglamento de Aeronátucia Civil. Un técnico en paracaídas debidamente calificado deberá efectuar una inspección de paracaídas. Si es necesario efectuar reparaciones o reemplazar algunas piezas para mantener su condición de aeronavegabilidad este trabajo deberá ser efectuado por el fabricante original del paracáídas o por técnicos en paracaídas con certificado de aptitud de acuerdo con la Parte 25 del Reglamento de Aeronáutica Civil (Parchute Techinicians Certificate) o para agencias debidamente calificadas de acuerdo con la parte 54 (parachute Loft Certificates and Hatings).

(f) CINTURONES DE SEGURIDAD. Los cinturones de seguridad están expuestos a una rápida deterioración debido a su constante uso y a la acción del tiempo. Su tejido es especialmente susceptible a perder su resistencia debido al efecto de humedad concentrada, lo que producirá su azumagamiento. La acción de

mordaza de los seguros de la hebilla comúnmente usada, también produce una reducción en las resistencia de las fibras del tejido después de un considerable período de uso. Por las razones anteriores los cinturones deberán ser reemplazados periódicamente, especialmente cuando se encuentran raídos, (algunas fibras cortadas). Por lo general para el término medio de los propietarios de aviones no es económico instalar un nuevo tejido en el cinturón, especialmente si también los herrajes deben reemplazarse.

Si se va a efectuar el reemplazo del tejido o piezas de herrajes, deberán usarse piezas de igual diseño y material. La forma y ubicación de las puntadas deberá ser por lo menos idéntica al original y el número de hilos por pulgada deberá ser igual al número existente en el cinturón original. No existen objeciones en ejecutar un mayor número de puntadas siempre que la cuerda de las puntadas no esté colocada sobre otra cuerda. Las costuras deberán estar separadas por lo menos en 3"716 de pulgada.

Deberá mantenerse un registro, preferiblemente en una bitácora, estableciendo la forma en que el cinturón fué reparado como asimismo la fecha de reparación.

Los operadores de una flota de aeronaves deberán también seguir el procedimiento más arriba cuando se reparen o reemplacen los cinturones. Deberá mantenerse los datos de identificación del cinturón original en forma que no exista duda que el cinturón reparado haya sido uno provisto de Certificado.

(g) EXTINGUIDORES DE INCENDIO. Los procedimientos de inspección y mantención para los extinguidores de incendio deberán ser ejecutados de acuerdo con las instrucciones del fabricante que están adheridas al extinguidor. Cuando se trate de extinguidores cargados con tetracloruro de carbono, no se deberán rellenar estas unidades con tetracloruro de carbono comercial, porque éste contiene un pequeño porcentaje de agua, el que con el tiempo causará la corrosión de las partes móviles del mecanismo del extinguidor.

18.20-9 PARABRISAS Y CUBIERTAS TRANSPARENTES (Política de la AAC concernientes a la sección 18.20).

(a) GENERALIDADES. Estas reparaciones conciernen a las cubiertas transparentes, parabrisas y ventanas de aviones que no tengan su cabina a presión. En las aeronaves con cabinas a presión, los elementos plásticos deberán ser reemplazados o reparados solamente de acuerdo con las recomendaciones del fabricante.

(b) DIFERENTES CLASES DE MATERIALES PLASTICOS. Existen dos tipos de materiales plásticos usados comúnmente para las cubiertas transparentes de las aeronaves. Estos materiales se conocen como materiales plásticos de base acrílica y plásticos a base de acetato de celulosa. Los plásticos a base de acrílicos son construídos bajo nombres patentados tales como Plexiglass, Lucite y Perspex (Británico). Los plásticos a base de acetato de celulosa se fabrican bajo los nombres comerciales de Fibestos, Lumanth, Plastacele y Nixonite.

(1) REEMPLAZO DE PANELES. Los paneles de reemplazo deberán ser siempre de material equivalente al originalmente empleado por el fabricante de la aeronave, en atención a que existen muchos tipos de materiales transparentes plásticos en el mercado. Las propiedades de los diferentes materiales varían considera-

blemente, especialmente en lo que se refiere a sus características de expansión, propiedades quebradizas a bajas temperaturas, resistencia a la decoloración cuando están expuestos a la luz del sol, cristalización de su superficie (formación de grietas), etc. Estos factores han sido tomados en consideración por los fabricantes de las aeronaves al seleccionar los materiales durante el diseño de las aeronaves y el uso de substitutos diferentes puede acarrear considerables dificultades.

(c) PROCEDIMIENTO PARA LA INSTALACION DE PLASTICOS ACRILICOS. Al instalar un panel de reemplazo, deberá usarse el mismo sistema de montaje usado por el fabricante. Aún cuando el proceso real de instalación variará de un tipo de aeronave a otro, los siguientes puntos de importancia deberán ser considerados al reemplazar cualquier clase de paneles.

(1) Nunca deberá forzarse un panel plástico acrílico, deformándolo, para hacer que ajuste en su marco. Si el panel de reemplazo no ajusta con facilidad en su bastidor de montaje, deberá obtenerse un nuevo panel de reemplazo, o deberá calentarse el panel completo para darle nueva forma. Dentro de lo posible deberá cortarse un nuevo panel y ajustarse en su montaje a la temperatura ordinaria del taller.

(2) Al asegurar por afianzadores o apernar los paneles acrílicos en sus montajes, no debe someterse el material plástico a excesivas resistencias de compresión. Con facilidad se puede crear un esfuerzo superior a 1.000 libras por pulgada cuadrada sobre el material plástico por el mero procedimiento de apretar "firmemente" la tuerca sobre el perno. Cada tuerca deberá ser firmemente apretada y enseguida desapretada en una vuelta completa.

(3) En las instalaciones por medio de pernos, deberá usarse, espaciadores, collares, bujes especiales, o tuercas elásticas para impedir que el perno se apriete excesivamente. En la instalación del panel de reemplazo deberán usarse los mismos dispositivos de sujeción utilizados por el fabricante del avión. Es de suma importancia que se use el mismo número original de pernos con sus correspondientes arandelas, espaciadores, etc.

Cuando se empleen remaches para este fin, deberán instalarse espaciadores adecuados u otros dispositivos satisfactorios para impedir el excesivo aprete del bastidor sobre el material plástico.

(4) Los paneles plásticos acrílicos deberán ser instalados entre junturas de caucho, corcho u otro material para obtener una instalación hermética al agua para reducir la vibración y para ayudar a distribuir el esfuerzo de compresión sobre el material plástico.

(5) El material plástico acrílico se expande y contrae aproximadamente tres veces más que las canales (vigas en U) en las cuales ellos se instalan. En consecuencia deberá dejarse la tolerancia apropiada para los cambios dimensionales producidos por los cambios de temperatura. Alrededor de todos los cantos del panel deberá dejarse una tolerancia mínima de 1/8 de pulgada.

(6) En aquellas instalaciones ejecutadas por medio de pernos o remaches, los orificios a través del material plástico, pueden practicarse con un 1/8 de pulgada de sobremedida en diámetro y centrados en tal manera que el material

plástico no se parta o apriete en las orillas de los orificios. También se recomienda ejecutar orificios premunidos de ranuras.

(7) Los paneles deberán ser montados con un recubrimiento suficiente en el interior de la canal que impida que ellos se desprendan de su marco de sujeción cuando se contrae a temperaturas extremadamente bajas o cuando el panel se flexione. Siempre que el diseño original del fabricante lo permita, los paneles de una longitud hasta 12 pulgadas deberán ser instalados con un recubrimiento que se extienda un mínimo de 1-1/8 de pulgada en el interior de la canal.

(d) PROCEDIMIENTO PARA LA INSTALACION DE PLASTICOS A BASE DE ACETATO DE CELULOSA. En general los métodos usados para la instalación de plásticos a base de acetato de celulosa son similares a aquellos usados para los plásticos acrílicos. El acetato de celulosa tiene un mayor coeficiente de expansión que el de las resinas acrílicas. Además los plásticos a base de acetato de celulosa son afectados por la humedad y cambiarán su dimensión a medida que absorban agua. En consecuencia, deberá dejarse la tolerancia correspondiente al instalar este tipo de material plástico, si se espera que las variaciones en temperatura y humedad serán considerables. Por regla general deberá dejarse una tolerancia de alrededor de 1/8 de pulgada por pie de longitud del panel para contrarrestar la expansión y 3/16 de pulgada por pie para contrarrestar la contracción.

(e) REPARACION DE MATERIALES PLASTICOS. Cuando los materiales plásticos tengan daños de consideración ellos deberán ser reemplazados en lugar de ser reparados siempre que sea posible, dado que una zona parchada con todo cuidado, todavía no igualará a la sección original en el sentido óptico o estructural. Cuando se presenten las primeras demostraciones de que se está produciendo una trizadura, deberá abrirse un orificio de 1/8 a 3/16 de pulgada de diámetro en el extremo de la trizadura tal como se indica en la figura 9-1. Esto sirve para localizar la trizadura e impedir su propagación mediante el proceso de distribuir el esfuerzo sobre una superficie mayor. Si la trizadura es pequeña por lo general será posible detener su propagación por el mero procedimiento de taladrar unos orificios hasta que se proceda a reemplazar la unidad o hasta que pueda efectuarse una reparación de carácter más permanente. Las reparaciones indicadas más bajo son permisibles; pero sin embargo ellas no deberán estar ubicadas en el foco de visión del piloto durante el vuelo normal o durante el aterrizaje.

(i) PARCHE DE SUPERFICIE. Si se va a instalar un parche de superficie, deberá recortarse y suavizarse los bordes del área dañada, a la vez que redondear todas las esquinas. Deberá cortarse una pieza de material plástico de dimensión suficiente para cubrir la superficie dañada y extenderse por lo menos 3/4 de pulgada hacia cada extremo de la rotura u orificio, achaflanando sus cantos tal como se indica en la figura 9-2. Si la sección que se va a reparar es curva, el parche deberá ser preformado para seguir el mismo contorno, calentándolo en un baño de aceite a una temperatura de 248° F a 302° F, o puede ser calentado sobre una superficie caliente hasta que se reblandezca. El agua hirviendo no deberá ser utilizada para su calentamiento. El parche deberá ser cubierto en forma homogénea con cemento disolvente plástico y colocado inmediatamente sobre el orificio. Deberá aplicarse una presión sobre el parche de

5 a 10 libras por pulgada cuadrada por un mínimo de tres horas. El parche deberá ser dejado secarse por un período de 24 a 36 horas antes de lijarlo o pulirlo.

(2) PARCHE DE TAPON. Cuando se utilicen parches insertados para reparar orificios en las estructuras plásticas, los orificios deberán ser recortados y pulidos en forma de un círculo u óvalo perfecto con sus cantos ligeramente achaflanados. El parche deberá ser de un espesor ligeramente mayor que el material que se está reparando y deberá tener sus cantos achaflanados en forma similar. Los parches deberán ser instalados de acuerdo con los detalles indicados en las figuras 9-3. El parche debe ser calentado hasta que se reblandezca y colocado a presión haciendo un ajuste perfecto en el orificio, sin aplicar cemento, permitiéndosele que se enfríe. El parche deberá ser entonces removido, cementando sus cantos para enseguida volver a insertarlo en el orificio. Deberá aplicarse una pequeña presión en forma constante hasta que el cemento se haya coagulado. La superficie de adhesión de los cantos deberá ser lijada o limada, puliéndose a continuación.

(f) LIMPIEZA Y PULIMIENTO DEL MATERIAL PLASTICO TRANSPARENTE. Los materiales plásticos presentan muchas ventajas sobre el vidrio para su uso en las aeronaves, pero ellos no tienen la dureza de superficie del vidrio por lo que debe tenerse especial cuidado de no rayar o dañar de otro modo su superficie cuando se ejecuta servicio a la aeronave.

(1) LIMPIEZA. Los materiales plásticos deberán ser limpiados lavándolos con abundante agua y jabón suave, por medio de un trozo de paño limpio, suave y exento de materias extrañas, utilizando esponjas o a mano. No debe usarse para la limpieza gasolina, alcohol, bencina, acetona, tetracloruro de carbono, fluídos antihielo o de líquido de extinguidor, adelgazadores de laca o limpiadores comerciales para ventajas porque ellos resblandecerán el material plástico y producirán quebraduras u otros daños sobre la superficie. El material plástico no deberá ser frotado con un paño seco porque causará rayaduras y además creará una carga electroestática que atraerá partículas de polvo sobre la superficie. Si después de haber removido la superficie y materias grasas no existen visibles una gran cantidad de rayaduras, deberá proporcionarse un acabado con una cera comercial de buena calidad. La cera deberá aplicarse en forma de una capa delgada homogénea, frotándola ligeramente con un paño suave hasta que se obtenga un pulido perfecto.

(2) PULIDO. Si después de haber removido la suciedad y materias grasas, se comprueba que la superficie está afectada por rayaduras, estas deberán ser eliminadas puliéndola a mano o por una pulidora mecánica. Ninguno de estos dos procedimientos deberá efectuarse hasta que la superficie esté limpia. Para este proceso se sugiere usar un trozo de paño de algodón blando, de malla separada o una rueda pulidora de franela. Las rayaduras de poca profundidad pueden ser removidas frotando vigorosamente el área afectada a mano por medio de un trozo de paño blando, limpio; humedecido con una mezcla de terpentina y tiza o un limpiador para automóviles que se aplicará con un paño humedecido. Remuévase el limpiador y púlase la superficie utilizando un trozo de paño blando, seco. Los plásticos acrílicos pertenecen a la categoría de temoplásticos por lo que la fricción creada por el pulimiento sobre un mismo punto durante un período demasiado largo, puede general suficiente calor para reblandecer la superficie, lo que producirá distorciones ópticas, por lo que esto deberá evitarse.

18.20-10 SISTEMAS HIDRAULICOS. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20)

(a) SISTEMAS HIDRAULICOS. Los sistemas hidráulicos de las aeronaves deberán ser mantenidos, ajustados y proporcionarles el debido servicio de acuerdo con los Manuales de Mantención del fabricante y los Manuales de Mantención del componente de la aeronave de que se trate. Más abajo se describen ciertos principios generales aplicables a su mantención y reparación.

(b) UNIONES (FITTINGS) Y TUBERIAS HIDRAULICAS. Todas las tuberías y uniones (fittings) deberán ser inspeccionados cuidadosamente a intervalos regulares para asegurarse de sus condiciones de aeronavegabilidad. Las tuberías metálicas deberán ser inspeccionadas para comprobar que no existan filtraciones, abrazaderas de sujeción sueltas, rayaduras, cocas (abolladuras) o daños de otra naturaleza. Deberá comprobarse que las tuberías de manguera flexible no presenten filtraciones, cortaduras, puntos desgastados porla fricción (abrasiones), puntos reblandecidos u otra clase de deterioros o daños. Las uniones y conexiones deberán ser inspeccionados para verificar que no presenten filtraciones, que no estén sueltas, que no tengan partiduras, rebabas o daños de otra naturaleza. Los elementos defectuosos deben ser reemplazados pero en algunas oportunidades pueden ser reparados.

(1) REEMPLAZO DE TUBERIAS METALICAS. Cuando la inspección demuestre que una tubería está en malas condiciones o dañada, deberá reemplazarse la tubería completa. Sin embargo, si se localiza la sección dañada, puede repararse insertando otra sección. Al reemplazar las tuberías deberá usarse siempre tubos de la misma dimensión y material que los de la tubería original. Par curvar la nueva tubería úsese como plantilla la tubería antigua a no ser que ella haya sido demasiado dañada, en cuyo caso puede fabricarse una plantilla con alambre de fierro blando. Deberá evitarse la instalación de una nueva tubería sin curvatura (codos) porque la curvatura es necesaria para permitir que la tubería se expanda y contraiga con los cambios de temperatura y también para absorber las vibraciones. Las tuberías de aluminio blando (2S0, 3S0, o 52S0) de menos de 1/4 de pulgada de diámetro exterior (O.D.) pueden ser dobladas a mano. Para cualquier otra clase de tuberías deberá usarse una herramienta aceptable para curvar tubos, herramienta que puede ser de mano o impulsada por fuerza motriz. La operación de curvar deberá ser efectuada cuidadosamente para evitar que la cañería se achate (aplane) forme cocas, o coarrugaciones. El radio mínimo de curvatura deberá estar de acuerdo con los valores indicados en la tabla 10-1. En las curvas de las tuberías es aceptable una pequeña cantidad de achatamiento, cuya porción achatada no deberá tener un diámetro menor que el 75% del diámetro exterior original. Cuando se instala la tubería de reemplazo, ella deberá quedar alineada correctamente con las partes que unen, no debiendo ser forzada a alinearse por medio de las tuercas de conexión.

(2) CONEXIONES DE TUBERIAS. La mayoría de las conexiones para tuberías se ejecutan emboquillando (expandiendo) el extremo de las tuberías sobre uniones standard para conexiones: tuercas AN-818 y boquillas de unión AN-819. Al expandir la cañería para emboquillarla, los extremos de ella deberán ser cortados a escuadra, limados para suavizarlos a la vez que remover todas las rebabas y cantos agudos, limpiándose cuidadosamente a continuación la tubería. Enseguida se expande la tubería usando las herramientas apropiadas para las dimensiones de la tubería y el tipo de unión de acoplamiento.

En las tuberías de aluminio blando de diámetro exterior de 3/8 de pulgada o menos debe formarse una boquilla doble, y una boquilla sencilla en todas las demás tuberías. Al ejecutar las conexiones deberá usarse como lubricante solamente flúido hidráulico. A continuación deberá apretarse la conexión con la debida carga de torque tal como se indica en la Tabla 10-1. Esto es muy importante porque el exceso de aprete dañará la tubería o unión, lo que puede causar su falla, y porque la falta de aprete debido producirá filtraciones.

(3) REPARACION DE TUBERIAS METALICAS. Las identaciones y rayaduras menores de las tuberías pueden ser reparadas. En las tuberías de aleación de aluminio, solamente, las rayaduras o abolladuras que no tengan una profundidad mayor del 10% del espesor de las paredes, pueden ser reparadas bruñéndolas con herramientas de mano, siempre que las averías no estén ubicadas en la iniciación de una curva. Las marcas intensas dejadas por las matrices (die marks), las costuras o empalmes en las tuberías no pueden ser reparadas; tales tuberías deberán ser eemplazadas. Asimismo cualquier grieta o deformación en la boquilla expandida de la tubería es inaceptable, debiendo rechazarse.

Una indentación menor que el 20% del diámetro de la tubería es aceptable, a no ser que esté ubicada en el punto de la iniciación de una curva. Las indentaciones puden ser removidas haciendo pasar por el interior de la tubería una pieza metálica esférica de diámetro apropiado tirada por un cable.

En el caso de una tubería severamente dañada, puede procederse a su reparación, si no se desea reemplazar la tubería completa, cortando la sección dañada e insertando un trozo de tubería de corta extensión con sus dos extremos expandidos y expandiendo a la vez los extremos de la sección no dañada de la tubería. A continuación ellos deben unirse por acoplamientos, boquillas standards y tuercas especiales para tuberías. Si la sección dañada es suficientemente corta, puede omitirse el inserto de tubería efectuando la reparación por medio de una copla de unión y dos juegos de fittings de conexión.

(4) REEMPLAZO DE TUBERIAS FLEXIBLES. Cuando sea necesario reemplazar una manguera flexible deberá usarse una manguera del mismo tipo, dimensión y longitud que la que se va a reemplazar. Si la manguera tiene su extremo con un fitting estampado, deberá obtenerse un conjunto completo de la correcta dimensión para usarla como reemplazo. Si acaso es del tipo de boquilla o copla de unión de desconexión rápida, el conjunto deberá ser construído de acuerdo con las indicaciones del fabricante usando las herramientas prescritas y en tal forma que el conjunto para el reemplazo sea de la misma dimensión y longitud que la tubería reemplazada. La manguera deberá ser instalada sin que se tuerza, es decir, manteniendo la línea blanca de la manguera en línea recta. Para lubricación de la parte roscada deberá usarse solamente flúido hidráulico.

Nunca deberá instalarse una manguera en forma que quede tirante entre dos uniones porque ello producirá un exceso de esfuerzos y la falla de los extremos bajo presión. La longitud e la manguera deberá ser suficiente para que quede una flecha (curvatura) de 5 a 8%.

(c) COMPONENTES DEL SISTEMA HIDRAULICO. Los componentes del sistema hidráulico, tales como bombas, servo-cilindros (actuating cylinders), válvulas

selectoras, válvulas de escape de la sobrepresión, etc. deben ser desarmadas para su mantención y recorrido solamente en los talleres debidamente equipados y por personal calificado. Los procedimientos recomendados por el fabricante y las partes de reemplazo recomendadas deberán ser usadas durante el recorrido de tales componentes. Si no existen las facilidades apropiadas para efectuar el servicio del equipo hidráulico que necesite reparaciones o reacondicionamiento, ellas deberán ser reemplazadas por piezas previamente reacondicionadas, procediéndose a enviar el componente removido a una agencia calificada para su reacondicionamiento. Al efectuar ajustes en aquellos componentes tales como válvulas de escape de sobrepresión, válvulas reguladoras de presión, etc. deberá seguirse cuidadosamente las instrucciones del fabricante de la aeronave y de los componentes. Los elementos de los filtros hidráulicos deberán ser inspeccionados a intervalos frecuentes y reemplazados cuando sea necesario.

18.20-11 SISTEMAS ELECTRICOS. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20.)

(a) SISTEMAS ELECTRICOS. Todo el equipo eléctrico, conjuntos eléctricos e instalaciones de conductores deberán ser frecuentemente inspeccionados para verificar su condición general, si existen daños y si su funcionamiento es el apropiado para asegurar una operación satisfactoria continua en el sistema eléctrico. Los ajustes, reparaciones, reacondicionamiento, y prueba de todos los equipos eléctricos y sistemas eléctricos deberán ser efectuados de acuerdo con las recomendaciones y procedimientos establecidos en las instrucciones de mantención o manuales publicados por los fabricantes de equipo eléctrico y de las aeronaves.

(b) MANTENCION PREVENTIVA Y COMPROBACION DEL FUNCIONAMIENTO. Las inspecciones visuales frecuentes y las comprobaciones de funcionamiento de los circuitos eléctricos y equipo, seguidos de su reparación o reemplazo cuando se encuentren defectos constituyen una considerable ayuda para eliminar las fallas eléctricas y el peligro potencial que ellas significan en las aeronaves. Más abajo se indica una lista de puntos hacia los cuales deberá prestarse atención durante las inspecciones y comprobación de buen funcionamiento:

Conductores y equipo eléctrico sobrecalentado, averiado y alambres o aislación de alambres desgastado.

Alineación del equipo propulsado eléctricamente.

Conexiones de continuidad eléctrica deficientes.

Limpieza del equipo y de sus conexiones.

Adecuada sujeción de los conductores y unión satisfactoria a la estructura.

Debido aprete de las conexiones, terminales y tapas de contacto.

Continuidad de los fusibles, interruptores de circuito y conductores.

Condición de las lamparillas, (ampoletas) eléctricas.

Aislamiento y debida tolerancia de separación de los terminales desnudos.

Uso de alambre para frenar y chavetas adecuadas, debidamente instaladas.

Comprobación del funcionamiento del equipo operado eléctricamente tales como motores, inversores, generadores, baterías, luces, etc.

Comprobación del voltaje de funcionamiento del sistema eléctrico por un voltímetro de precisión portátil.

(1) LIMPIEZA Y PRESERVACION. Se recomienda limpiar con frecuencia el equipo eléctrico para remover el polvo, la suciedad y el carboncillo. Para la limpieza de los terminales y superficies de contacto puede usarse tela esmeril fina si ellos tienen demostraciones de estar corroídos y estar sucios. Para pulir los conmutadores o peines puede usarse un trozo de aspillera o un papel de lija muy fino. La tela esmeril no deberá usarse sobre los conmutadores porque las partículas desprendidas de la tela esmeril pueden causar un corto-circuito o igniciones.

(i) BATERIAS Y CONTENEDORES DE BATERIAS. Con frecuencia deberán inspeccionarse todos los orificios de drenaje y ventilación de la batería o de los contenedores de batería, debiendo lavarse los contenedores y la estructura adyacente con una solución de soda y agua para neutralizar el ácido de la batería, si se encuentran demostraciones de corrosión.

(2) COMPROBACION DE ITEMS MISCELANEOS. Deberán efectuarse comprobaciones frecuentes para evitar irregularidades varias, tales como conexiones de terminales sueltos, terminales deficientemente soldados o terminales deficientemente estampados, quebraduras o desprendimiento de los alambres para frenar, desconectadores rápidos sueltos, abrazaderas de conjuntos de cables quebrados, abrazaderas de conductores o abrazaderas de alambre quebradas y comprobar la tolerancia de los terminales no aislados que puedan causar corto-circuitos; comprobaciones que deberán ser seguidas por el reemplazo o reparación debidas, como parte de la mantención de rutina.

(c) AJUSTES MAYORES. Los ajustes mayores de aquellos componentes tales como reguladores, dispositivos de controles, inversores y relays deberá ser efectuada retirando las componentes de la aeronave e instalándolos sobre un banco de prueba que disponga de todos los instrumentos y equipo necesario. Los procedimientos de ajuste indicados por el fabricante de los componentes deberán ser seguidos estrictamente.

(d) REEMPLAZO DE EQUIPO. El equipo eléctrico dañado, desgastado o en malas condiciones de funcionamiento deberá ser reemplazado con equipo idéntico o con un equivalente al original en su característica de funcionamiento, resistencia mecánica y condiciones apropiadas para soportar las condiciones severas que se presentan en su operación en la aeronave.

(e) REEMPLAZAMIENTO DE CONDUCTORES Y TERMINALES. Cuando sea necesario reemplazar conductores eléctricos deberá prestarse especial cuidado a cortar los conductores a la longitud debida y que cuando se proceda a su instalación en la aeronave, ellos sean guiados, soportados y protegidos adecuadamente en forma que el desgaste de fricción de su aislamiento sea mínimo,

(1) INSTALACION DE LOS TERMINALES EN LOS CABLES ELECTRICOS.

(i) PROCEDIMIENTO GENERAL. Los terminales pueden unirse a los cables eléctricos por estampado, por medio de abrazaderas o soldadura. Deberá desadherirse del cable la longitud necesaria de la capa de aislamiento en forma cuidadosa, de tal modo que no se indenten o corten las hebras del cable en una cantidad mayor a 10% del número total de hebras del cable. La adhesión satisfactoria de los terminales es de primordial importancia y debe ser ejecutada usando las herramientas apropiadas e insertando cuidadosamente el cable desnudo en el interior del terminal. Las instrucciones de los fabricantes de los terminales deberán ser seguidas en lo que respecta a la dimensión de los cables y a las herramientas que deben usarse para cada terminal.

(ii) TIPOS DE TERMINALES. En general se utiliza el tipo de terminal que no necesita soldadura, tipo estampado, fijado por medio de abrazaderas, uniones de desconexión rápida, bloques para terminales o terminales para conexión. El uso de enchufes standard del tipo soldado de espigas múltiples, deberá ser restringido solamente a aquellos sitios en que es necesario conectar y desconectar frecuentemente el cable. Cuando sea necesario utilizar terminales soldados, ellos deben ser limpiados con tela de esmeril muy final, lija o alcohol. Es esencial estañar apropiadamente las hebras del cable y el alojamiento del terminal para el cable antes de efectuar la soldadura, y durante estas operaciones deberá usarse solamente fundente de resina pura.

(iii) AISLAMIENTO DE LOS TERMINALES. Sobre cada uno de los terminales en los empalmes, bloques terminales, equipo y sobre todas las conexiones de enchufe y receptáculo de las conexiones deberá colocarse un tubo aislado de vinalita, a no ser que los terminales sean del tipo preaislado. El tubo deberá ser asegurado para impedir que sea desalojado de su posición sobre la conexión eléctrica.

(iv) REEMPLAZO DE CABLES ELECTRICOS. Cuando se encuentren cables eléctricos cuyo aislamiento haya sido desgastado, éstos deberán ser reemplazados con cable nuevo de la misma o igual calidad y si es posible se deberá eliminar la causa que ha producido el desgaste por fricción, agregando abrazaderas o elementos de soporte apropiados. Si en un cable de considerable longitud, el trozo que tiene el aislamiento dañado es corto, puede reemplazarse la porción dañada, conectando el nuevo cable al antiguo por medio de un empalme permanente o de desconexión rápida. Los empalmes deberán ser protegidos por tubos aisladores.

(2) SELECCION DE CABLES ELECTRICOS.

(i) TIPOS DE CABLES. Los cables eléctricos deberán unir los requisitos establecidos en la Especificación AN-J-C-48 (cobre) y AN-C-161 (aluminio), para que su uso sea satisfactorio en las aeronaves certificadas.

(ii) CONSIDERACIONES PARA SU SELECCION. Las dos consideraciones que priman para la selección de la dimensión de un cable eléctrico, al considerar alteraciones en la instalación eléctrica son su capacidad para conducir la corriente y la caída de voltaje.

(a) El cable seleccionado no deberá conducir, en forma continua o intermitentemente, corriente en exceso a los valores de amperaje indicados en las curvas 1, 2 y 3 de la Figura 11-1.

(b) La caída del voltaje en los cables principales de poder desde la fuente de poder o desde la batería hasta las barras colectoras, no deberá exceder a 2% del voltaje para cual el sistema está regulado, cuando el generador esté proporcionando la corriente máxima y la batería está siendo descargada con el valor correspondiente a la descarga para 5 minutos.

(c) La caída de voltaje en los circuitos con carga entre las barras colectoras y el equipo que utiliza la carga, no deberá exceder los valores indicados en la siguiente tabla:

Sistema nominal de voltaje	Caída máxima de voltaje permitida	
	Operación contínua	Operación intermitente
14	0.5	1
28	1	2
115	4	8
200	7	14

(iii) DIAGRAMA DE CABLES ELECTRICOS. Este diagrama representado en la Figura 11-1 concierne a los cables que conducen corriente continua y está basado en cables conductores, de cobre, fabricados de acuerdo con la Especificación AN-J-C-48 cuyo amperaje de corriente está dado en la Especificación AN-W-14, Las curvas 1, 2 y 3 del diagrama intersectan las líneas verticales que representan la dimensión del cable en el máximum valor del amperaje permitido para las condiciones especificadas indicadas en la tabla.

(a) EJEMPLOS DE COMO USAR EL DIAGRAMA PARA CABLES ELECTRICOS- Figura 11-1.

(1) SI EL AMPERAJE Y LA LONGITUD DEL CABLE SON CONOCIDOS. La determinación de la dimensión requerida del cable para que su caída de voltaje no exceda de un volt, se ejecuta como sigue: Selecciónese la longitud del cable en la escala de la izquierda y sígase horizontalmente a través de la tabla hacia la derecha hasta que intersecte la línea de amperaje diagonal requerida. En seguida léase la dimensión del cable en la línea vertical más cercana a la derecha, que representa la dimensión del cable.

Ejemplo: Si la longitud del cable es 50 pies y la corriente continua es de 25 amperes, determínese la dimensión del cable. Partiendo de la escala de la izquierda desde la línea 50 sígase ella horizontalmente a través del diagrama hacia la derecha hasta que intercepte la línea diagonal de 25 amperes. La línea de 25 amperes está ligeramente más allá de la mitad entre las líneas de 20 y 30 amperes porque la escala es logarítmica. La línea vertical de dimensión del cable a la derecha de esta intersección tiene un Núm. 8, lo que indicará que la dimensión del cable necesaria es Núm. 8.

(2) SI SE CONOCE LA DIMENSION DEL CABLE (SECCION) Y LA CARGA EN AMPERES. Para determinar la longitud máxima del cable en forma que la caída de voltaje no sea mayor de un volt procédase como sigue: Selecciónese la dimensión del cable (sección) de la escala inferior del diagrama y sígase la línea vertical que representa su dimensión hasta que intercepte la línea de amperaje diago-

nal requerida. Léase a continuación la longitud máxima, en pies, que puede tener el cable proyectando el punto de intersección horizontalmente hacia la escala de la izquierda.

Ejemplo: Determinar el máximo de longitud en cable, en pies, para un cable de dimensión número 2 que conduzca una corriente continua de 150 amperes. Selecciónese en la escala inferior del diagrama la línea vertical para cable Núm. 2 hasta que intercepte la línea diagonal de amperaje 150. Proyéctese este punto horizontalmente hacia la izquierda, lo que determinará que la longitud máxima que puede tener el cable Núm. 2 con una carga de 150 amperes es de 38 pies, sin que la caída de voltaje exceda de un volt. Deberá notarse sin embargo que el punto de intersección está ubicado bajo la curva y que si el cable se va a instalar en el interior de un conductor de ajuste apretado o con un manojo de otros cables, será preferible usar cable Núm. 1 o Núm. 1/0, dependiendo del problema especial de la instalación. Naturalmente que la longitud máxima para estos cables de mayor dimensión puede ser mayor que la previamente determinada para el cable Núm. 2, sin que la caída de voltaje exceda de un volt.

(3) SI LA CAIDA DE VOLTAJE ES DIFERENTE A UN VOLT:

Ejemplos: Determínese la dimensión (sección) de un cable para diferentes caídas de voltaje, de una longitud de 100 pies bajo una carga de corriente continua de 20 amperes; determínese también la longitud máxima del cable en pies para diferentes caídas de voltaje usando cable Núm. 10, para una corriente continua de 20 amperes (ver las tablas al final de la página), conociendo los siguientes datos:

Caída de voltaje	Forma de entrar el diagrama	Amperes	Dimensión del cable según el diagrama	Comprobación
1	$\frac{100}{1} = 100$	20	No. 6	VD = (,000436)[b](100)(20)= ,872
0,5	$\frac{100}{0,5} = 200$	20	No. 4	VD = (,000274)[b](100)(20)= ,548
4	$\frac{100}{4} = 25$	20	No.12	VD = (,00188)[b](100)(20) = 3,76
7	$\frac{100}{7} = 14$	20	No.14[a]	VD = (,00299)[b](100)(20) = 5,98

a. Deberá prestarse atención a que el cable Núm. 14 no deberá ser usado si una considerable porción de su longitud de 100 piés va a estar contenida en el interior de un conductor, manojo de varios cables o ubicadas en ambiente de alta temperatura, porque la intersección de las líneas de dimensión del cable y de amperaje están bajo la sección limitada por la curva 1.

b. Valores de resistencia tomados de la Figura 11-1.

Caída de voltaje	Dimensión del cable	Amperes	Longitud máxima en piés indicada en la carta para la caída de voltaje específica	Comprobación
1	No. 10	20	45	VD= (,0011)[a](20)(45)= ,990
0,5	--	--	(45)(,5)= 22,5	VD= (,0011)[a](20)(45)= ,495
4	--	--	(45)(4) =180	VD= (,0011)[a](20)(45)=3,96
7	--	--	(45)(7) =315	VD= (,0011)[a](20)(315)=6,93

a. Valores de resistencia extraídos de la Figura 11-1

(iv) RESISTENCIA. La resistencia de la corriente de retorno a través de la estructura de la aeronave por lo general se considera despreciable. Sin embargo, esto está basado en el supuesto que la estructura tiene la adecuada conexión de continuidad eléctrica o que se haya proveído de un sistema de conducción especial para la corriente del retorno, que sea capaz de soportar la corriente eléctrica requerida con una caída de voltaje insignificante. La resistencia medida sobre un punto a tierra de un generador o de la batería al terminal de tierra de cualquier dispositivo eléctrico no deberá exceder de 0,005 ohms.

(v) CABLE DE ALUMINIO. Observando la Tabla 11-1 puede deducirse que la resistencia eléctrica del cable de aluminio y la del cable de cobre dos números mayores, son prácticamente idénticas. Por ello el diagrama para cables eléctricos de la Figura 11-1 puede ser usado cuando se desee usar cable de aluminio, teniendo presente que debe reducirse la dimensión del cable de cobre en dos números. No se recomienda el uso del cable de aluminio de dimensiones menores al Núm. 8.

(f) CONDUCTORES DE CONTINUIDAD ELECTRICA. Las interconexiones para continuidad eléctrica entre las partes metálicas de la aeronave tienen por objeto producir una trayectoria de baja resistencia que pueda ser seguida por la corriente eléctrica. Lo anterior tiene por objeto:

Reducir la interferencia en el equipo de radio.
Reducir el peligro de incendios.
Proveer una trayectoria de retorno para la corriente eléctrica en un sistema monofilar, (de un conductor).
Prevenir que las articulaciones de las superficies de control se suelden entre ellas por el efecto de un rayo eléctrico.

Las interconexiones para continuidad eléctrica se obtienen mediante abrazaderas o cables flexibles (pigtails) o utilizando ambos para interconectar las partes metálicas del avión. Las tuberías de combustible y aceite pueden interconectarse a la estructura más fácilmente en cada punto común de unión con la estructura utilizando abrazaderas que tengan un alambre conductor entretejido, o usando una pequeña planchuela plana de aluminio delgado o de cobre en plancha entre la tubería y la abrazadera. Los alambres de control y de arriostramiento requieren por lo general el uso de alambres flexibles. Los trozos de alambres flexibles deberán ser tan cortos como sea posible y deberán ser unidos a los herrajes de los cables de control por medio de abrazaderas que no tiendan a achatar el alambre. Las superficies sobre las cuales se adhieren las interconexiones de continuidad eléctrica, deberán estar libres de suciedad, pintura u otros materiales no conductores de la electricidad. Los alambres flexibles no deberán ser soldados a los cables de control o cable de arriostramiento.

18.20-12 INSTRUMENTOS. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20)

(a) GENERALIDADES.

(1) INSTALACION Y MANTENCION DE INSTRUMENTOS. Los instrumentos deberán ser tratados con el debido cuidado para impedir su deterioro accidental.

Cuando los instrumentos no proporcionen las lecturas debidas, deberán ser enviados a una estación de reparación certificada para instrumentos o ser enviados al fabricante para su reparación.

(2) AISLAMIENTO CONTRA LA VIBRACION. Los instrumentos no deberán estar expuestos a vibraciones excesivas. Cuando se usen paneles de instrumentos con amortiguadores contra la vibración, estos últimos deberán ser periódicamente inspeccionados para comprobar su condición y la alineación de los paneles. Cuando sea necesario reemplazar los montajes de amortiguación, deberán utilizarse unidades de las mismas características. La unión de los extremos de las tubería a los instrumentos deberá efectuarse solamente por medio de tubería flexible. Deberá prestarse cuidado a que el panel de instrumento no haga contacto con ninguna parte de la estructura de la aeronave cuando aquél está vibrando en forma normal.

(b) SISTEMA ESTATICO PITOT.

(1) COMPONENTES DEL SISTEMA. El sistema estático pitot consiste del tubo pitot y de los receptores de presión estática, tuberías metálicas, mangueras, drenajes y filtros para agua, a la vez que los diferentes indicadores que funcionan a base de presión, tales como el altímetro, velocímetro e indicadores de razón de ascenso, que están conectados al sistema.

(i) TUBO ESTATICO PITOT. Si el tubo estático pitot ha sido dañado en forma que su reparación no sea posible, éste deberá ser reemplazado. El tubo deberá tener su eje paralelo al eje longitudinal de la aeronave cuando ella se encuentra en posición de vuelo de crucero. Todas las reparaciones y alteraciones en el sistema estático pitot, deberán ser efectuadas de acuerdo con las recomendaciones del fabricante.

(ii) FALLA DEL SISTEMA DE CALEFACCION. Si el elemento de calefacción del

sistema estático pitot no funciona satisfactoriamente, éste deberá ser reemplazado. En aquellos tipos de tubo en que el elemento no es reemplazable, deberá reemplazarse el tubo completo. El voltaje en los terminales del calentador no deberá ser menor que el 85% del voltaje usado en el sistema.

(iii) OBSTRUCCIONES DE LAS TUBERIAS DE DRENAJE DEL SISTEMA ESTATICO PITOT. Si se ha filtrado agua en el sistema, los drenajes en el tubo estático pitot deberán ser probados utilizando un alambre fino a fin de remover la suciedad u otras obstrucciones. Las aberturas en la parte inferior del sistema estático sirven para drenar la cámara estática por lo que estos orificios deberán ser comprobados a intervalos regulares para prevenir fallas en el sistema.

(iv) REUBICACION DEL TUBO ESTATICO PITOT. Si es necesario instalar el tubo estático pitot en una nueva ubicación, ello deberá ser efectuado prestando debida consideración a lo siguiente:

(a) Que quede libre de las interferencias aerodinámicas producidas por la aeronave.

(b) Que la ubicación sea tal que esté protegido de averías accidentales.

(c) Que quede alineado con el eje longitudinal de la aeronave cuando ésta se encuentra en posición de vuelo de crucero.

(d) Cualquiera alteración deberá ser efectuada de acuerdo con las recomendaciones del fabricante.

(2) TUBERIAS ESTATICAS DEL SISTEMA PITOT.

(i) DRENAJE DEFECTUOSO DE LAS TUBERIAS. Si el drenaje es defectuosos, compruébese el diámetro de la tubería. Si el diámetro exterior es menor de 3/8 de pulgada deberá ser reemplazado con tuberías de diámetro exterior de 3/8 de pulgada para eliminar esta dificultad, ya que el agua no se drena fácilmente en las tuberías de dimensión menor.

(ii) REEMPLAZAMIENTO DE LAS TUBERIAS. Si es necesario reemplazar las tuberías deberán seguirse el siguiente procedimiento durante su instalación:

(a) Asegurar las tuberías a la estructura de la aeronave a intervalos regulares por medio de abrazaderas.

(b) Las tuberías no deberán sujetarse por abrazaderas en los fittings de los extremos.

(c) Instálense las tuberías con la debida inclinación hacia los puntos de drenaje, para facilitar este último.

(d) Usese lubricante para roscas en los fittings, teniendo cuidado que el exceso de lubricante no fluya hacia el interior de las tuberías.

(e) Compruebe que las tuberías no tengan filtraciones

(iii) COMPROBACION DE LA HERMETICIDAD EN LAS TUBERIAS ESTATICAS. Para ello las aberturas de la línea estática deberán ser conectadas a una tubería común

a la cual se haya acoplado un manómetro o un medidor de presión exacto y una fuente generadora de succión. Aplíquese y manténgase una succión equivalente a 1.000 pies de altitud (1,05 pulgadas de mercurio ó 14,24 pulgadas de agua). En un minuto, la succión no deberá reducirse más que el equivalente a 150 pies de altitud (aproximadamente 2,18 pulgadas de agua). PRECAUCION: No se aplique nunca presión positiva a las tuberías estáticas.

(iv) COMPROBACION DE LA HERMETICIDAD EN LAS TUBERIAS DEL SISTEMA PITOT. Para esta operación deben sellarse los orificios de drenaje y conectar las aberturas de presión del sistema pitot a una T a la cual se ha coplado una fuente de suministro de presión y un manómetro o un velocímetro exacto. Aplíquese presión hasta que el velocímetro indique 150 millas por hora (0,82 pulgadas de mercurio ó 11,18 pulgadas de presión positiva de agua). Desconéctese la fuente de presión y obsérvese que después de un minuto el sistema no indique menos de 140 millas por hora. PRECAUCION: No se debe aplicar succión a las tuberías pitot.

(v) MANTENCION DE LAS TUBERIAS. La inspección de las tuberías deberá ejecutarse periódicamente. La acumulación de agua puede removerse abriendo los grifos de purga. Si la instalación no tiene un sistema de auto-drenaje apropiado, desconéctese las tuberías de los instrumentos y "sople" cuidadosamente las tuberías con aire limpio y seco.

(c) INDICADOR DE DIRECCION MAGNETICA (COMPAS).

(1) CORRECION DE ERRORES EN EL INDICADOR DE DIRECCION MAGNETICA.

(i) COMPENSACION DEL COMPAS (EN TIERRA). Cuando las indicaciones de la dirección magnética no están de acuerdo con las indicaciones direccionales, éste debe ser calibrado por el procedimiento de girarlo "en tierra" tal como sigue:

(a) Colóquese la aeronave a un sitio libre de la influencia de estructuras de acero, cañerías y cables subterráneos, concreto reforzado u otras aeronaves.

(b) Colóquese la aeronave en posición de vuelo nivelado.

(c) Remuévase los imanes compensadores de sus alojamientos o colóquense nuevamente los imanes compensadores en sus posiciones neutrales, (lo que sea más aconsejable) antes de iniciar los giros de la aeronave.

(d) Compruébese el nivel del flúido en el compás y su estado de pureza. Si se requiere agregar flúido, ello deberá ser efectuado antes de la compensación.

(e) Compruebe la fricción del pivote del compás haciendo deflectarse la rosa por medio de un pequeño imán. La rosa deberá rotar libremente sobre un plano horizontal.

(f) Si la aeronave está equipada con radio deberán efectuarse correcciones para "Radio en funcionamiento" y "Radio desconectado".

(g) La aeronave debe aproarse hacia el norte magnético y compensar el compáscon los imanes compensadores. Repítase la operación para dirección magnéti-

ca este, y enseguida oriéntese la aeronave hacia el sur y oeste magnéticos corrigiendo la mitad de los errores indicados por medio de los compensadores. El motor o los motores de la aeronave deberán estar en funcionamiento.

(h) Rótese la aeronave en direcciones de 30° hasta completar 360°. La tarjeta de compensación deberá indicar la corrección necesaria para cada 30° para las condiciones de "Radio en funcionamiento" y "Radio desconectada".

(ii) CASO EN QUE EL INDICADOR NO PUEDE SER COMPENSADO APROPIADAMENTE. El indicador para el piloto deberá tener una desviación menor de 10° en cualquier orientación. Cuando se exceda este máximo deberá seleccionarse una nueva ubicación para el indicador, a no ser que la causa de este error pueda ser remediada permanentemente.

(iii) INDICACIONES ERRONEAS DEL INDICADOR MAGNETICO. En el caso que existan intensas desviaciones magnéticas ellas pueden ser causadas por las piezas de acero y fierro instaladas en la aeronave y ubicadas demasiado cerca del indicador de desviación magnética. Deberá prestarse especial atención a ubicar en el sitio apropiado los artículos de esta naturaleza, en forma que queden alejados de las vecindades del indicador.

18.20-13 MOTORES Y SISTEMAS DE COMBUSTIBLE. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20.)

(a) GENERALIDADES CONCERNIENTES A LOS MOTORES DE LA AERONAVE. Durante la reparación o recorrido de los motores de aviación, todas las agencias de reparación deberán guiarse de acuerdo con las recomendaciones y procedimientos establecidos en los libros de instrucción, manuales o boletines de servicio que conciernan a la instalación, inspección y mantención de los motores de aviación, que se publican para cada tipo en particular, por el fabricante de los motores. El período de overhaul (reacondicionamiento) para los motores de aviación usado por las empresas de transporte sin itinerario fijo (non schedule) deberá ser determinado de acuerdo con las recomendaciones generales de los fabricantes y considerando la condición de cada motor en particular.

(1) PIEZAS DE MOTORES SOMETIDAS A MOVIMIENTO ROTATIVO, RECIPROCO Y EXPUESTAS A INTENSOS ESFUERZOS. Las piezas que están expuestas a altos esfuerzos, a movimiento rotativo, o recíproco en los motores de aviación deberán ser sujetas a una severa inspección en el período de reacondicionamiento (overhaul). Siempre que sea posible, esta inspección deberá ser complementada por una inspección magnética, sea húmeda o seca, de las piezas de acero. En tal caso una copia del informe que contenga los resultados de la inspección magnética deberá ser incluída con el original del Formulario de Reparaciones y Alteraciones cuando se trate de una reparación mayor.

(2) MOTORES RECONSTRUIDOS. Se definen como motores reconstruídos aquellos motores usados que han sido completamente desmantelados, inspeccionados, a los cuales se les ha ejecutado las reparaciones necesarias, que hayan sido armados nuevamente, probados y aprobados por las autoridades correspondientes en forma similar a, y que tengan las mismas tolerancias existentes en un motor nuevo. Las piezas componentes de estos motores pueden ser indiferentemente piezas usadas o piezas nuevas. Las piezas usadas pueden haber pertenecido al mismo motor

o a otros motores similares, pero todas ellas deberán tener las mismas tolerancias especificadas en los planos (dibujos) usados en la fabricación de las piezas nuevas. Además, todas las piezas de sobremedida o de dimensión menor, sean nuevas o usadas deberán de estar dentro de los límites aceptables para motores nuevos.

(3) CIGUEÑALES. Los cigueñales deberán ser inspeccionados cuidadosamente para verificar su alineamiento y en caso que estén torcidos o curvados (deformados) más allá de los límites permisibles por el fabricante, no deberán ser reparados sino reemplazados. Los muñones pueden ser reparados esmerilándolos de acuerdo con las instrucciones del fabricante. Si los filetes (curva de adherimiento entre las aristas) se alteran por cualquier circunstancia el radio del filete no deberá ser reducido y su superficie deberá ser pulida hasta que quede excenta de todas las marcas de herramientas.

(4) REEMPLAZO DE PIEZAS EN MOTORES PROVISTOS DE CERTIFICADO DE PROTOTIPO. En el reemplazo de piezas de los motores provistos de Certificado de Prototipo, deberá usarse solamente aquellas clases de piezas que hayan sido aprobadas por la Administración de Aeronáutica Civil para este objeto.

(5) PERIODO DE PRUEBA. Después que se haya efectuado el reacondicionamiento (overhaul) de un motor de aviación, este deberá ser probado de acuerdo con las instrucciones pertinentes del fabricante del motor. Si no se dispone de un banco de prueba especial, hélice especial para prueba u otro equipo, el motor puede ser probado después de instalarlo en la aeronave, debiendo aproarse la aeronave hacia el viento durante el período de funcionamiento de prueba en forma que se obtenga la refrigeración máxima. Debemos insistir en que la debida refrigeración durante el período de prueba es de importancia suma. Las recomendaciones del favricante que conciernan a las temperaturas del motor y todas las materias relativas a ella deberán ser observadas cuidadosamente.

(6) USO POR SEGUNDA VEZ DE LOS DISPOSITIVOS AFIANZADORES (DE FRENAJE). Las chavetas y el alambre de frenar jamás deberán ser usados por segunda vez. Los retenedores de pasadores de pistón del tipo de acero plano y las arandelas delgadas de presión deberán asimismo ser reemplazadas, pero los retensores del tipo de tapón o de acero de resorte especial no deben ser reemplazados durante el reacondicionamiento del motor, siempre que las recomendaciones del fabricante permitan que se usen de nuevo.

(7) TUERCAS DE CIERRE PROPIO PARA MOTORES DE AVIACION Y ACCESORIOS. Las tuercas de cierre propio pueden ser usadas en los motores de aviación siempre que se cumplan las siguientes condiciones:

(i) En el caso que su uso esté especificado por el fabricante del motor en su lista de piezas en los dibujos del conjunto, u Ordenes de Compra de materiales que ha sido aprobados por la Administración de Aeronátucia Civil.

(ii) Siempre que las tuercas estén ubicadas en un sitio en que en caso que se suelten y desprendan no caigan en el interior del motor.

(iii) Siempre que por lo menos una rosca completa sobresalga fuera de la tuerca.

(iv) Si en el perno o prisionero existen orificios para alojar chavetas

o alambre de frenar, las aristas de estos orificios deberán ser redondeadas lo suficiente para impedir que dañen la tuerca de cierre propio.

(v) La efectividad del dispositivo de cierre propio deberá ser comprobada para verificar que ella es satisfactoria antes que volver a ser usada nuevamente.

(vi) Los accesorios para los motores deberán ser fijados al motor por medio de los tipos de tuerca usados en el motor original. Sin embargo, en muchos motores el propio fabricante de ellos ha utilizado tuercas de cierre propio para todos los accesorios excepto los más pesados, tales como motores de partida (de arranque) y generadores.

(vii) En la mayoría de los motores los deflectores de aire para los cilindros (baffles); cubierta de los alza-válvulas; cubiertas de los mecanismos de impulsión y flanches ciegos; alojamiento del sobrealimentador y sección de accesorios; son fijados por medio de tuercas de cierre propio con insertos de fibra, cuya utilización es permisible hasta una temperatura máxima de 250° F, porque sobre esta temperatura por lo general la fibra se calcinará perdiendo en consecuencia sus características de cierre. En algunos pocos casos, las tuercas de cierre propio con inserto de fibra han sido aprobadas para ser usadas en los prisioneros de sujeción de los cilindros. Esta práctica no se recomienda por lo general porque en primer lugar deberán instalarse prisioneros especiales que deben ser insertados muy apretadamente sobre el carter y en segundo lugar porque debe proporcionarse un sistema de refrigeración extremadamente eficiente para mantener tan bajas temperaturas en tal ubicación, en los motores para los cuales se haya específicamente aprobado su uso.

(viii) Es necesario cuando se considere usar un nuevo tipo de tuerca de cierre propio o emplear con un nuevo objeto la tuerca de cierre propio actualmente en uso, que ello sea cuidadosamente analizado, porque la mayoría de los motores requieren tuercas especialmente diseñadas. Las tuercas especialmente diseñadas, que mencionamos anteriormente se requieren por lo general por una ó más de las siguientes razones:

(a) Para resistir mejor al calor.
(b) Para dejar la tolerancia adecuada para su instalación y remoción.
(c) Para el agrado adecuado de aprete o porque en algunas ocasiones se requiere tener un grado de aprete o de afianzamiento más alto, especialmente en el caso que se trate de un material especialmente tratado al calor, de una pieza de considerable sección transversal, donde un dispositivo de afianzamiento especial redundará en:

(d) Proveer una considerable superficie de apoyo bajo la tuerca para reducir la carga por unidad de superficie sobre los metales más blandos.

(e) Para impedir que los prisioneros se suelten cuando las tuercas se remueven. Las informaciones concernientes a los tipos de tuercas de cierre propio aprobadas y su uso en determinados motores, se encontrará por lo general en los Manuales o Boletines del fabricante de los motores. Si la información deseada no se encuentra disponible, se sugiere tomar contacto con el fabricante de los motores.

(8) DESIGNACION DE LOS MOTORES RECONVERTIDOS. Cuando se efectúa la reconversión de un tipo o modelo de motor (ver MAC 18.7-2 y MAC 18-7-6) la placa del motor deberá ser alterada o reemplazada para contener la nueva designación oficial de este modelo o cualquiera otra información necesaria correspondiente a las especificaciones de la AAC para el modelo o tipo pertinente.

(i) Para los motores existentes actualmente la información concerniente a la modernización del motor, conversión de modelos del motor y para la correcta información contenida en las placas, podrán ser obtenidas del fabricante del motor.

(ii) Para los motores militares excedentes de la guerra (Surplus), o para los motores de fabricación antigua para los cuales no se pueda obtener nuevas placas, deberá marcarse los símbolos de designación del nuevo modelo, adyacentes al sitio en que están los símbolos antiguos o sobre una lámina delgada de acero plano que debe fijarse al costado de la placa existente por medio de un mínimo de dos tornillos de montaje. Para aquellos motores que nunca fueron identificados con placas de designación separadas y que en su lugar tienen sus símbolos estampados sobre el carter, los nuevos símbolos de designación deberán ser agregados en esa misma ubicación o puede construirse y fijarse una placa de acero delgado estampada que contenga la información. La designación de aquellos modelos que hayan sido sobrecedidos, deberá ser borrada o encerrada entre paréntesis. Cuando se usen números de golpe metálicos, deberá prestarse especial cuidado a evitar dañar el motor.

(iii) En algunos casos será necesario agregar letras subfijos al número de serie del motor en la placa de designación, para especificar que se han ejecutado algunas alteraciones o conversiones. Estas adiciones deberán efectuarse siempre que la alteración o conversión no tenga la suficiente importancia para justificar cambios en la designación del modelo. Más abajo se indican algunos ejemplos de la adición de letras:

(a) La letra subfijo "C" en los motores Pratt and Whitney del tipo militar R-2000-7, -9 y -11 indican que estos pertenecen al tipo de carter principal provisto de descansos principales sencillos, de acuerdo con lo establecido en la Especificación 5E-5.

(b) Las letras subfijos "A", "E", "L", "M" o "P" en la serie 50 de motores Warner Super Scarab indica que ellos cumplen con la Especificación E-154.

(c) La letra subfijo "D" en los motores Continental de la serie E-185 indica que ellos han sido equipados con un carter provisto de dispositivo para absorber las vibraciones, tal como se establece en la Especificación E-246.

(iv) A continuación se indican algunos cambios en la designación de modelos:

(a) Los motores Pratt and Whitney R-985-AN-1 que se hayan convertido a R-985-AN-14B pueden ser designados como R-985-AN-(1)-14B si es que se desea conservar su designación primitiva. Por lo general no existe una razón específica para conservar la identificación primitiva de los motores reconvertidos.

(b) Un motor Continental A-65-8 que se haya convertido a modelo A-75 con cigueñal provisto de flange para núcleo de hélice integral deberá ser designado como motor A-75-8F. El boletín de servicio número M47-16 de la fábrica Con-

tinental contiene las recomendaciones del fabricante con respecto a las conversiones de motores Continentales.

(c) Un motor Wright R-1820-71 cuando se instala en una aeronave certificada deberá ser redenominado de acuerdo a la designación del modelo civil 702C9GC1 y Certificado de Prototipo Número 219. En forma similar un motor Lycoming O-235-2 deberá ser redenominado O-235-B y Certificado Prototipo Núm. 229.

(d) Cuando se haya reconvertido un motor R-1830-65 a R-1830-90D, este motor puede ser designado como R-1830-90D, eliminándose la cifra "65".

(v) La conversión de ciertos modelos requiere de solamente la adición de los símbolos M1 ó M2, etc. a la designación existente, por ejemplo, R-2000-7M1 indicará que el motor cumple con la Especificación 5E-5.

(b) SOLDADURA EN LA REPARACION DE LOS MOTORES.

(1) GENERALIDADES. En general no es recomendable soldar las piezas de los motores que están expuestas a intensos esfuerzos. Sin embargo, se puede soldar estas piezas siempre que se cumplan las condiciones indicadas más abajo y siempre que la reparación por medio de soldadura no afecte adversamente las condiciones de aeronavegabilidad del motor:

(i) En aquellos casos en que la soldadura esté situada en el exterior y pueda ser inspeccionada con facilidad.

(ii) Cuando la pieza haya sido agrietada o quebrada como consecuencia de una carga inusual que no se presentará en la operación normal.

(iii) En el caso de que no sea posible obtener una pieza nueva para el reemplazo por tratarse de un motor sobrecedido (fuera de producción).

(iv) Cuando la experiencia del soldador y el equipo empleado permitan asegurar que la soldadura será de primera calidad en la clase de material que se va a reparar y que permita restituir el tratamiento térmico en las piezas tratadas térmicamente. Consúltese también el MAC 18.20-3 (b) para obtener información acerca de los detalles del procedimiento.

(2) SOLDADURA DE PIEZAS MENORES. Muchas piezas menores (secundarias) que no están sujetas a esfuerzos intensos pueden ser reparadas por medio de soldadura, tales como orejas de montaje, orejas de capotas de refrigeración de los cilindros, cubiertas en general, etc. La pieza soldada deberá ser tratada después de este trabajo para relevarlas de los esfuerzos internos.

(c) METALIZACION. Ninguna pieza interna de un motor deberá metalizarse excepto cuando ello haya sido específicamente aprobado por la Administración de Aeronáutica Civil, después que ella haya determinado en forma conclusiva que ello no afectará las condiciones de aeronavegabilidad del motor. Las superficies de las aletas de refrigeración del cuerpo de los cilindros, puede ser metalizadas con aluminio dado que la mayoría de los motores son fabricados de esta manera.

(d) GALVANOPLASTIA (ENCHAPADO).

(1) GENERALIDADES. El enchapado por galvanoplastia puede ser restituído en una pieza del motor, siempre que ello se efectúe de acuerdo con las instrucciones del fabricante.

(2) GALVANOPLASTIA DE PIEZAS SOMETIDAS A ESFUERZOS INTENSOS. Por lo general no deberá enchaparse con cromo ninguna pieza de un motor, que esté sometida a esfuerzos intensos. Aún cuando ciertas aplicaciones de esta naturaleza han probado ser satisfactorias, el proceso deberá ser aprobado en todos sus detalles por la Administración de Aeronáutica Civil. Las paredes de los cilindros (superficie interior de los cilindros) revestidas con cromo poroso han probado ser satisfactorias para prácticamente todos los tipos y motores. Sin embargo, se ha encontrado que por lo general no es satisfactoria la galvanoplastia con cromo denso o consistente sobre una superficie áspera. La galvanoplastia con cromo denso sobre los alfileres del cigueñal y muñones del cigueñal en los motores pequeños ha demostrado ser satisfactoria excepto en el caso que se trate de un cigueñal que está cerca de su límite de resistencia.

Para mayores informaciones referentes al proceso de galvanoplastia, consúltese el MAC 18.20-6 (b) (2).

(3) GALVANOPLASTIA DE PIEZAS MENORES. El proceso de galvanoplastia, incluyendo el revestimiento con cromo, puede ser utilizado para restaurar piezas desgastadas que estén sometidas a esfuerzos bajos en un motor, tales como los ejes de impulsión de los accesorios y ejes estriados, el extremo del eje porta-hélice y las superficies de alojamiento para los descansos antifricción del tipo de bolitas o del tipo de polines.

(e) PREVENCION CONTRA LA CORROSION. El uso de soluciones fuertes que contengan compuestos cáusticos poderosos y de todas aquellas soluciones, pulidores, limpiadores y abrasivos, etc. que tengan un efecto adverso en las condiciones de aeronavegabilidad del motor a causa de su acción corrosiva, no es considerado satisfactorio.

Para mayores detalles consúltese el MAC 18.20-6.

(f) ACCESORIOS DEL MOTOR. Los accesorios del motor deberán ser reacondicionados y reparados de acuerdo con las recomendaciones del fabricante del motor y del fabricante del accesorio.

(g) TANQUE DE COMBUSTIBLE Y SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

(1) TANQUES SOLDADOS O REMACHADOS. Si los tanques son construídos de aluminio comercial puro 3S, 52S o aleaciones similares, ellos deberán ser reparados soldándolos. Los tanques construídos de aleaciones de aluminio tratables al calor, son armados generalmente por medio de remaches. En caso que sea necesario remachar un parche, éste deberá ser de la misma clase de material que el tanque y emplearse un compuesto sellador insoluble en gasolina para hacer herméticas las costuras. El barniz de baquelita "Glyptalac" distribuído por General Electric Company, el "Thiokol" fabricado por la Thiokol Corporation, o el "Neoprene" fabricado por E.I. duPont de Nemours y Cía., el compuesto de cromato de zinc (tipo Núm. 2) fabricado por W.P. Fuller Company de Los Angeles,

California, constituyen ejemplos de compuestos selladores que son aceptables, siempre que se usen combustibles no aromáticos. Si se usan combustibles aromáticos, deberá emplearse compuestos selladores especiales que sean resistentes a los combustibles aromáticos.

(1) REMOCION DEL FUNDENTE DESPUES DE SOLDAR. Es de especial importancia después de ejecutar una reparación por medio de soldadura, remover completamente todo el fundente para evitar las posibles corrosiones. Por ello, inmediatamente después de terminar la soldadura, el tanque deberá ser lavado tanto interior como exteriormente con abundantes cantidades de agua caliente, permitiendo enseguida que se seque. A continuación sumérjase o rellénese el tanque con una solución de 5% de ácido nítrico ó 5% de ácido sulfúrico. En caso que el tanque sea rellenado con esta solución, el exterior también debe ser lavado con la misma solución. Permítase que el ácido permanezca en contacto con la soldadura por cerca de una hora y enseguida enjuágesele totalmente con agua dulce limpia. La eficiencia de la operación de limpieza puede ser comprobada agregando una solución acidulada de 5% de nitrato de plata en una pequeña cantidad del agua que haya sido usada para enjuagar el tanque por última vez. Si se forma una precipitación marcadamente blanquesina, ello indicará que el proceso de limpieza no ha sido suficiente y que el enjuage del tanque deberá ser repetido.

(2) TAPAS, DISPOSITIVOS DE VENTILACION, Y TUBERIAS DE REBALSE DE LOS TANQUES DE COMBUSTIBLE. Las tapas de los tanques de combustible deberán ser inspeccionadas para verificar la efectividad de las empaquetaduras, y los dispositivos de ventilación deberán ser inspeccionados para asegurarse que están libres de obstrucciones. Las tuberías de rebalse deberán inspeccionarse para asegurar que su material y que las conexiones están en buenas condiciones. También deberá prestarse cuidado a que la descarga de los dispositivos de ventilación estén en la debida posición.

(3) TUBERIAS DE COMBUSTIBLE. Las tuberías de combustible de aluminio o aleación de aluminio no deberán ser recocidas después que se la ha dado su forma o durante el reacondicionamiento, a diferencia de las tuberías de cobre. Las tuberías de combustible deberán ser inspeccionadas para verificar el buen estado de las uniones de los extremos, que estén libres de curvaturas o indentaciones que sobrepasen el radio de curvatura recomendado, asimismo deberá comprobarse que el interior de las tuberías estén libres de materias extrañas y que su material no esté desgastado por fricción, ácidos, temperaturas elevadas o deformaciones en el caso de tratarse de tuberías impregnadas con caucho. Las curvas e indentaciones demasiado agudas, evidencia de haber estado expuesta a temperaturas excesivas, abrasiones o la existencia de tuberías de material diferente, será causa para determinar su reemplazo.

(4) COLADORES PARA COMBUSTIBLE Y FILTRO PARA SEDIMENTOS. La tuerca de sujeción ubicada en la parte inferior del depósito de sedimentos del filtro de combustible deberá ser afianzada satisfactoriamente en su posición. Esta tuerca deberá ser apretada solamente por medio de la presión de los dedos. Si después de ello todavía existen filtraciones, la tuerca no debe apretarse con alicates sino que debe reemplazarse la empaquetadura de corcho existente entre el depósito de sedimentos y la rejilla del filtro. La rejilla de todos los filtros deberá ser inspeccionada periódicamente para verificar que estén excentas de materias extrañas o que no se hayan roto. Las rejillas deberán ser

reemplazadas solamente por el mismo tipo recomendado por el fabricante, porque la dimensión de su malla afecta al flujo de combustible a través de ellas. Los depósitos de sedimentos deberán ser inspeccionados frecuentemente para eliminar el agua o material sólido que se haya depositado en ellos.

18.20-14 HELICES. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20.)

(a) MANTENCION DE LAS HELICES.

(1) GENERALIDADES. La hélice es fácilmente accesible para inspecciones visuales y deberá ser siempre inspeccionada antes del vuelo, para determinar que no exista ninguna avería.

(i) PINTADO DE SUS EXTREMOS. Muchas personas han sido heridas fatalmente por haber caminado a través de hélices en rotación. Para reducir la posibilidad de estos accidentes es conveniente pintar cierto número de fajas en sus extremos que sirven como un medio de precaución. Los extremos de las hélices, en una extensión aproximada de 4 pulgadas, deberán ser pintados en ambos lados con una pintura opaca o laca de tonalidad amarillo-naranja. Los orificios de drenaje en la guarnición metálica del extremo de las aspas de madera deberán ser reabiertos después que se hayan pintado los extremos.

(2) HELICES DE MADERA. Las hélices de madera están incluídas en la misma categoría que cualquier otra parte estructural de madera de la aeronave. Es necesario verificar continuamente que las junturas encoladas están en buen estado y que la terminación (capas de protección) de la hélice completa estén en condiciones de impedir que la hélice absorba humedad. Las hélices de madera de dos aspas deberán ser siempre dejadas en posición horizontal, sea que ellas estén instaladas en la aeronave o almacenadas, para impedir que la absorción de humedad altere su equilibrio. Cuando se esté transportando un avión, deberá tenerse especial cuidado de evitar golpear la hélice. También deberá evitarse la práctica de empujar o tirar una aeronave por medio de la hélice porque es extremadamente fácil que se ejerzan fuerzas sobre la hélice, mayores que aquellas para la cual las aspas fueron diseñadas.

(i) HELICE DE MADERA DE PASO FIJO. La mayoría de las dificultades de consideración a que están sujetas las hélices de este tipo se deben al aflojamiento (desaprete) de los pernos del núcleo y de los pernos instalados a través de los orificios de alivianamiento en el flanche integral del núcleo de los cigueñales que existen en ciertos motores. Si cualesquiera de estas dos condiciones no se corrigen ellas causarán por último la pérdida de la hélice.

(a) PERNOS SUELTOS. Los pernos sueltos del núcleo harán que los orificios para los pernos se ovalicen a la vez que ellos mismos se deteriorarán. Si este defecto no se corrige, se producirá la ruptura de los pernos o una fricción suficiente para causar tal calor que afectará la cola y calcinará la madera. Después que la hélice trabaje en estas condiciones por cierto período de tiempo, la superficie interior de los orificios para los pernos se quebrajará, las que son causadas o por lo menos afectadas por la contracción de la madera debido al excesivo calor generado. Si se permite que esta condición progrese, por lo general la hélice se desintegrará o se quemará.

(b) PERNOS INCORRECTAMENTE INSTALADOS. En los motores equipados con un cigueñal que esté provisto de un glange porta-hélice integral, el extremo exterior de las aristas de los orificios para disminuir el peso está en el mismo radio que el extremo exterior correspondiente de los orificios para los pernos del núcleo de la hélice. Cuando se insertan los pernos a través de la hélice deberá prestarse especial cuidado a que los pernos sean insertados a través de los debidos orificios del flange. Se conoce de varios casos en que los pernos fueron insertados a través de los orificios para disminución de peso, que tienen un diámetro mayor y en consecuencia las tuercas de los pernos quedaron descansando solamente en la arista exterior de los orificios de disminución de peso. En tales casos la operación continúa de la hélice puede hacer que las cabezas de los pernos y las tuercas se desprendan del flange a través de los orificios de mayor diámetro, produciento por resultado el desprendimiento de la hélice.

(c) PROCEDIMIENTOS CORRECTIVOS. Las dos condiciones mencionadas más arriba son muy simples de detectar y corregir. En case que el flange del eje porta-hélices esté construído de una sola pieza (integral) con el cigueñal, en primer término deberá asegurarse que los pernos están insertados en la ubicación apropiada. A continuación inspecciónese el aprete de los pernos de la misma manera que se efectúa para cualquier otro núcleo de hélices. Usese una llave de boca para determinar el aprete de los pernos. En caso que las tuercas giren, remúevase las chavetas y aprétense las tuercas hasta el valor deseado. Los pernos del núcleo de la hélice deberán ser preferiblemente apretados por una llave de torque hasta alcanzar el torque recomendado que usualmente varía entre 15 a 23 libras-pies. Si no existe disponible una llave de torque, puede usarse una llave de cajón común. La llave de cajón deberá tener un brazo de palanca de un pie, y la tuerca deberá apretarse con la fuerza recomendada ejercida a 12 pulgadas desde el centro del perno que se está apretando. La operación se facilita apretando paulatinamente cada perno al mismo tiempo, asegurándose que cada sucesivo aprete se ha hecho entre pernos diametralmente puestos. Deberá prestarse especial cuidado a no apretar en exceso los pernos del núcleo porque ello dañará la madera existente bajo los flanges del núcleo. La costumbre de apretar en exceso los pernos para conseguir que las aspas queden en el mismo plano vertical, debe definitivamente ser eliminada. El afianzamiento de las tuercas deberá ser efectuado mediante chavetas de la dimensión apropiada o alambre para frenar, debidamente resistente, retercido entre cada tuerca. Nunca deberá usarse un solo trozo de alambre de frenar, porque en caso que el alambre falle todas las tuercas quedarán desprovistas del medio de seguro.

(d) INSPECCION EN LAS INSTALACIONES NUEVAS. En las instalaciones de hélices nuevas, los pernos del núcleo deberán ser inspeccionados para comprobar su aprete después del primer vuelo y después de las 25 primeras horas de vuelo. A continuación los pernos deberán inspeccionarse para verificar su aprete por lo menos 50 horas. No puede fijarse un intervalo de tiempo definido, porque el aprete de los pernos es afectado por los cambios experimentados en la madera causados por la humedad existente en el aire donde el avión vuela o donde se almcena. Cuando existe tiempo húmedo, existen posibilidades de que cierta cantidad de humedad se filtre en la madera de la hélice a través de los orificios taladrados en el núcleo. La madera se hinchará pero como su expansión estará limitada por los pernos que se extienden entre los dos flanges, algunas de las fibras de la madera se aplastarán. A continuación cuando la madera

de la hélice se seque durante el período de tiempo seco o a causa del calor desarrollado por el motor, se produce cierta contracción en la madera, lo que hace que ella no se rellene completamente el espacio comprendido entre los dos flanges, lo que naturalmente hará que los pernos del núcleo queden sueltos.

(e) INSPECCION EN LAS INSTALACIONES ANTIGUAS. La hélice deberá ser retirada del motor durante los períodos de reacondicionamiento de este último. Siempre que se retire la hélice, deberá inspeccionarse visualmente su superficie posterior para verificar si existen indicaciones de trizaduras en la madera o en el núcleo metálico. Cuando se encuentren cualquier clase de indicaciones, el núcleo de metal deberá ser retirado de la hélice, para inspeccionarlo mediante el proceso de partículas magnéticas a fin de determinar si existen trizaduras especialmente en el flange y en la chaveta fijadora de su posición. Deberá inspeccionarse los pernos para determinar si existe desgaste y trizaduras en su cabeza o roscas, y en caso que se encuentren trizaduras o desgastes, deberán ser reemplazados por pernos AN nuevos. La hélice deberá ser inspeccionada para comprobar que los orificios de los pernos no se hayan ovalizados, que el orificio que aloja el núcleo no se haya agrandado, como también para comprobar que no existan trizaduras o quebrajaduras en el interior del orificio para alojamiento del núcleo o en cualquier otro sitio de la hélice. Cualquier hélice en que se presenten estos defectos deberá ser retirada del servicio hasta que se repare. Un método para reparar estos defectos se describe en el MAC 18.20-14 (e).

(f) EQUILIBRIO, ALINEAMIENTO DE LAS ASPAS Y ACABADO DE LA SUPERFICIE. Retóquese con barniz todos los sitios en que el acabado de la superficie se haya desgastado, rayado o indentado. Compruébese el balanceamiento de la hélice y el alineamiento de las aspas (que todas ellas giren en el mismo plano vertical), y cúbrase el orificio de alojamiento para el núcleo y los orificios para los pernos con algún protector contra la humedad tal como barniz de asfalto. En caso que el flange del núcleo sea construído de una sola pieza con el cigueñal del motor, la comprobación final del alineamiento de las aspas deberá ser ejecutado después que las hélices se hayan instalado en el motor. En todos los casos en que se use un núcleo metálico separado, el balanceamiento final y alineamiento de las aspas deberá ser ejecutado con el núcleo instalado en la hélice.

(ii) HELICES DE ASPAS DESMONTABLES DE MADERA O DE COMPOSICION. En general existen dos métodos para la sujeción de estos tipos de aspas: (a) por medio de tornillos de sujeción o (b) mediante una camisa metálica en el interior del cual se inserta a presión la raíz del aspa. Es de suma importancia protejer la raíz del aspa de la acción de la humedad para impedir que la madera se expanda y después se suelte. Es conveniente cubrir la hélice con una cubierta impermeable bien ajustada, cuando ella no está en uso.

En el caso (a), deberá verificarse el aprete de los tornillos de sujeción, de acuerdo con las instrucciones del fabricante. Si se encuentra que cualquiera de los tornillos mencionados están quebrados, deberá discutirse el caso con el fabricante de la hélice y notificarse de ello al representante de la A.A.C.

En el caso (b) es frecuente que se presente un pequeño movimiento lateral en las aspas provistas de camisas de alojamiento metálicas a presión. Este pequeño juego (holgura) puede haber sido dejado deliberadamente por el fabricante para asegurar que las fibras de la madera en el extremo exterior de la camisa metálica no sean aplastadas (comprimidas) durante la insersión de la

camisa. La existencia de este juego no es causa suficiente para rechazar el aspa, a no ser que existan evidencias de que el aspa se haya desplazado hacia afuera. En consecuencia las aspas de este tipo deberán ser inspeccionadas en aquella sección de la madera del aspa que hace contacto con la camisa metálica para asegurar que el aspa no se haya desplazado hacia afuera a casua de la acción de la fuerza centrífuga. La existencia de este desplazamiento indicará que la madera de la raíz del aspa ha sido afectada por la humedad después de su fabricación. En caso que se verifique que un aspa se haya desplazado hacia afuera de la camisa, ella deberá ser remitida al fabricante.

(3) HELICES METALICAS. Las hélices metálicas deberán ser mantenidas de acuerdo con las instrucciones del fabricante de la hélice.

(b) NUCLEOS PARA HELICES.

(1) GENERALIDADES. Los núcleos de las hélices que se van a someter a inspección y a reparación deben ser desarmados y todas sus piezas limpiadas de acuerdo con las instrucciones del fabricante. La inspección de las piezas deberá determinar si las dimensiones críticas están dentro de las tolerancias especificadas por el fabricante. Deberá prestarse especial cuidado a comprobar que exista una relación de 90° entre el diámetro del eje y la línea centro de las abrazaderas para alojamiento de las aspas, porque éstas son las dimensiones que serán más probablemente afectadas durante los accidentes. Cualquier núcleo que esté distorcido deberá ser rechazado. Todas las piezas desgastadas o dañadas deberán ser reemplazadas. Los puntos de concentración de esfuerzos tales como cortaduras, identaciones o marcas de herramientas deberán ser cuidadosamente eliminados utilizando una piedra de asentar y si ello no es posible la pieza deberá ser rechazada. No es permisible efectuar ninguna soldadura, y su reparación por medio de maquinarias - herramientas es permisible solamente cuando exista un Boletín de Servicio del fabricante que así lo establezca.

(2) INSPECCION POR PARTICULAS MAGNETICAS. Los núcleos de acero después de ser limpiados deberán ser minuciosamente inspeccionados para determinar la existencia de trizaduras, por el método de inspección magnética por el método de partículas secas o método líquido durante cada período de reacondicionamiento mayor, sea que se trate de una reparación menor o mayor. No es necesario remover la capa protectora exterior o el acabado externo expecial, para ejecutar esta inspección a no ser que ello sea tácitamente especificado por las recomendaciones del fabricante. Deberá registrarse en la bitácora de la aeronave un breve informe describiendo la inspección y sus resultados. Un registro similar deberá ser archivado en los records de reparaciones de la base que ejecutó el trabajo. En el caso de tratarse de un porta-aviones, los registros de la nave se consideran equivalentes a la anotación en la bitácora. Cualquier trizadura que se encuentre es causa suficiente para el rechazo del núcleo.

(3) PROTECCION EXTERIOR DE LAS PIEZAS DEL NUCLEO. Las piezas del núcleo protegidas por una capa galvanoplástica, cuya capa se haya removido para permitir una inspección satisfactoria, deberá ser repuesta al término de la inspección. La capa galvanoplástica deberá ser depositada sobre la superficie de acuerdo con las rpácticas recomendadas por el fabricante. Se considera igualmente aceptable proporcionar a las superficies externas una mano de imprimidor de cromato de zinc seguido de dos manos de laca de aluminio en lugar del cadmiado.

(4) INSPECCION DE LAS ESTRIAS Y BOCINAS CONICAS DE ASENTAMIENTO.

(i) DESGASTE. Las bocinas cónicas para asentamiento de la hélice y las estrías deberán ser cuidadosamente inspeccionadas para ubicar demostraciones de desgaste. La dimensión de las estrías deberá ser comprobada mediante un gauge simple del tipo "no go" (calibrador interior que no debe entrar en las ranuras de las estrías) de una dimensión 0,002 de pulgada mayor que las dimensiones básicas indicadas en los planos para la dimensión de las ranuras formadas por las estrías. Si el gauge (calibrador) entra en una cantidad superior a 20% de la longitud de las estrías, el núcleo deberá ser rechazado, debiendo notificarse al Inspector de Aeronáutica Local de la medida adoptada.

(ii) DESCOLORACION, PICADURAS Y CORROSION. Los conos y el asiento de los conos pueden presentar descoloraciones, picaduras y corrosiones. Por lo general las pequeñas superficies corroídas o descoloradas pueden ser removidas desgastándolas con una piedra de asentar. Las picaduras no obligan a rechazar la pieza siempre que el 75% de la superficie de descanso no haya sido afectada y que las picaduras estén suficientemente dispersadas sobre la zona de descanso del cono.

(c) EQUIPO PARA EL CONTROL DE PASO DE LA HELICE. Los reguladores de velocidad constante, los accesorios para colocar la hélice en posición de bandera y el equipo de sincronización usado para controlar el funcionamiento de las hélices Certificadas deberá ser inspeccionado, armado y probado de acuerdo con las recomendaciones del fabricante. Se recomienda quetodas las piezas que sean necesarias reemplazar sean obtenidas del fabricante de la hélice y que sólo se efectúen aquellas reparaciones especificadas en los Boletines de Servicio del fabricante.

(d) ARME DE LAS HELICES. El arme del núcleo de las hélices y de las aspas, y de ambos elementos entre sí deberá ser ejecutado de acuerdo con las recomendaciones del fabricante. Los pasadores clevis, los pernos y las tuercas que estén desgastados o deformados deberán ser reemplazados utilizando piezas standard para aeronaves. Las chavetas y el alambre de renar, no deberán ser nunca usados por segunda vez.

(e) REPARACION DE ASPAS DE HELICES METALICAS.

(1) GENERALIDADES. Nunca deberán permitirse que permanezcan en servicio las hélices metálicas que tengan aristas agudas, indentaciones, cortes, rayaduras, abolladuras o picaduras en cualquier parte de la superficie del aspa a no ser que las instrucciones del fabricante lo permitan específicamente. Las hélices que tengan aspas construídas de acero o aleación de aluminio deberán ser desarmadas periódicamente e inspeccionadas cuidadosamente de acuerdo con las instrucciones del fabricante. Se considera que una hélice metálica está averiada cuando ella ha sido deformada, tenga trizaduras o haya sido dañada seriamente. Las indentaciones menores sobre su superficie, rayaduras, indentaciones o picaduras que puedan ser removidas por el personal de mecánicos o cuya existencia y ubicación sea aceptable por el fabricante, no se consideran como causas para calificar la hélice como deteriorada.

(i) NUMERO DE REPARACIONES PERMISIBLES EN LAS ASPAS. El hecho que un aspa tenga más de un defecto no es causa suficiente para determinar su rechazo.

Sobre un aspa puede efectuarse un número razonable de reparaciones sin que ello necesariamente la deje en condiciones peligrosas a no ser que la ubicación relativa entre ellas sea tal que determine una línea continua de reparaciones que materialmente debilitará el aspa.

(ii) ASPAS NO REPARABLES. Los fabricantes de hélices publican periódicamente una lista detallando ciertos números de modelos de aspas cuya reparación no está permitida. Estas aspas no deberán ser reparadas sino que deberán ser rechazadas.

(2) HELICES DE ASPAS DE ACERO, SOLIDAS Y HUECAS. Las aspas de acero que experimenten una trizadura de cualquier naturaleza durante su servicio, deberán ser devueltas al fabricante para su inspección.

(i) ASPAS DE ACERO AVERIADAS. Las aspas de acero averiadas, ver MAC 18.20-14 (e) (1)-deberán ser reparadas solamente por sus fabricantes o por una agencia de reparación es Certificada poseedora de las calificaciones apropiadas.

(ii) DANOS MENORES EN LAS ASPAS DE ACERO. Los daños menores de las aspas de acero-Ver MAC 18.20-14 (e) (1)-pueden ser reparadas por personal del aeródromo autorizado, siempre que se sigan las instrucciones del fabricante.

(3) ASPAS DE HELICES DE ALEACION DE ALUMINIO. Las aspas de hélices de aleación de aluminio, deberán ser reparadas solamente por sus fabricantes o por agencias de reparaciones poseedoras de un certificado de competencia apropiado. Ver MAC 18.20-14 (e). Las reparaciones menores podrán ser ejecutadas de acuerdo con lo estipulado MAC 18.20-14 (e) (3) (vi) y en las subsecciones pertinentes.

(i) INSPECCION DE LAS ASPAS DE ALEACION DE ALUMINIO. Cuando se sospeche la existencia de una partitura, igualmente que después de todas las averías que requieran reparaciones menores, deberán ser probadas aplicándoles una solución de 20% de soda cáustica, limpiadas a continuación con una solución en caliente de 20% de ácido nítrico y enseguida inspeccionadas con un lente de aumento de potencia 3. Las trizaduras sospechosas o los defectos deberán ser probados repetidamente por este proceso hasta que se establezca en definitiva su naturaleza. La existencia de una trizadura será revelada por una línea negra distintiva. Para evitar la remoción de un exceso de metal, el procedimiento de prueba por estos métodos químicos deberá ser ejecutado nuevamente a ciertos intervalos durante el proceso de remoción de la trizadura sospechosa. Después de haber terminado la inspección todos los vestigios dejados por el proceso de prueba química deberán ser removidos utilizando papel de esmeril fino.

Las aspas deberán ser inspeccionadas durante su reacondicionamiento para determinar si existen trizaduras o defectos en su material por el procedimiento químico descrito más arriba o anodizándolas. El procedimiento químico (etching), llamado prueba de agua fuerte, se ejecuta sumergiendo la mayor porción posible de la hélice en un contenedor apropiado, que contenga las mismas soluciones empleadas en las pruebas químicas (etching) locales, lavando el aspa con agua tibia después del baño cáustico y antes del baño ácido. También deberá enjuagarse ella con agua tibia después del baño ácido. Todos los efectos causados por la prueba química deberán ser removidos puliéndolos. Las soluciones ácidas y cáusticas deberán ser mantenidas a una temperatura variable entre 150°F a 180°F. En algunas aspas existen piezas fabricadas de acero y de otras clases de materiales las cuales no deberán ser expuestas al contacto de la soda cáustica y del ácido nítrico. Para la inspección de la raíz de las palas en estos tipos de palas, como un suplemento a la prueba química cáustica, se recomienda el método penetrante fluorescente.

El proceso de anodización por ácido crómico es superior al proceso químico cáustico para detectar trizaduras e imperfecciones en el material, por lo que deberá usarse preferiblemente, siempre que ello sea posible, para localizar defectos en el material durante las inspecciones de las aspas y para la comprobación final de las reparaciones ejecutadas durante el reacondicionamiento. Las aspas deberán ser sumerjidas en el baño anódico exponiendo la mayor cantidad de superficie posible, pero debe prevenirse que aquellas partes no construídas de aleación de aluminio se sumerjan en el baño de ácido crómico, o que sean separadas del aspa por cuñas o dispositivos de materiales no conductores de la electricidad. Después del tratamiento de anodización, las aspas deberán enjuagarse en agua corriente fría y limpia durante 3 o 7 minutos, debiéndoseles secar tan pronto como sea posible, preferiblemente con una corriente de aire a presión. Una vez que las aspas estén secas, deberá dejarse transcurrir por lo menos 15 minutos antes de su inspección. Las imperfecciones del material (defectos causados por falta de calor apropiado durante su fabricación o las incrustaciones), se harán presente en forma de líneas delgadas de color negro. Las trizaduras se manifestarán por manchas cafés causadas por el flujo del ácido crómico de esa zona hacia la superficie. Las aspas pueden ser "selladas"

para aumentar su resistencia a la corrosión sumerjiéndolas en agua caliente (180°F a 212°F) durante media hora. En ningún caso deberán tratarse las aspas con agua caliente, antes de efectuar la examinación por trizaduras considerando que el calor expande cualquier trizadura permitiendo que el ácido crómico no se deposite en ella. Una trizadura transversal (en el sentido de la cuerda del aspa) o los defectos del material de cualquier dimensión, son causas suficientes para el rechazo del aspa. Un número excesivo de defectos en el material en el sentido longitudinal será causa para su rechazo. Cualquier condición desusada o aspecto desusado que sea revelado por el procedimiento químico de prueba (etching) o por la anodización, deberá ser puesto en conocimiento del fabricante.

(ii) RECORTAMIENTO DE LAS ASPAS PARA ELIMINAR DEFECTOS. Cuando la remoción o reparación de defectos en los extremos del aspa determinen la necesidad de acortar su longitud, cada una de las aspas usadas en la misma hélice deberá ser recortada en la misma cantidad. Estos grupos de aspas deberán ser usadas en una misma hélice (ver la figura 14-5 que indica el método aceptable). Las aspas recortadas deberán ser marcadas de acuerdo con el sistema usado por el fabricante para designar el modelo, a fin de indicar el diámetro real de la hélice. Si al efectuar una reparación es necesario reducir el diámetro de la hélice a uno menor que el diámetro límite indicado en las especificaciones pertinente a la aeronave, la reparación deberá ser sometida a la aprobación de la Administración de la Aeronáutica Civil. En tales casos puede ser que sea necesario investigar las características de performance que tendrá el avión una vez que se instale la hélice de diámetro reducido.

(iii) HELICES TORCIDAS. Las hélices que se hayan doblado (torcido) pueden ser reparadas solamente por la agencias de reparaciones que posean el debido certificado de competencia o por el fabricante. El monto de la curvatura deberá ser cuidadosamente determinado por medio de un transportador similar al indicado en la figura 14-1. Solamente aquellas curvaturas que no excedan de 20° en una sección del aspa de 0,15 pulgadas de espesor o hasta 0° en las secciones de 1,1 pulgadas de espesor, pueden ser enderezadas en frio. Las aspas cuya curvatura sea mayor que estas cantidades, necesitarán tratamiento térmico. Después de enderezar la parte dañada de la pala, ella deberá ser concienzudamente inspeccionada de acuerdo con el MAC 18.20-14 (e) (3) (i).

(iv) LIMITES MINIMOS DEL ANCHO Y ESPESOR DE LAS ASPAS REPARADAS. El máximo de reducciones posibles en el ancho (cuerda) y espesor de las dimensiones originales mínimas del aspa que puede permitirse durante la reparación de ellas se indica en la figura 14-4 para todas las estaciones de la pala que se extienden desde su raíz hasta el 90% del radio de la pala. Las dimensiones originales mínimas indicadas en la figura 14-4 corresponden a las especificaciones del fabricante de las aspas. Más allá del punto de 90% del radio, el espesor y ancho de la pala puede ser modificado en la forma que sea necesaria. Las siguientes tolerancias son las indicadas en las especificaciones para fabricación del aspa y se refieren al ancho y espesor de las aspas nuevas. Estas tolerancias deberán ser usadas conjuntamente con los dibujos pertinentes al aspa para determinar las dimensiones originales de ella, a las cuales pueden hacerse las reducciones indicadas en la figura 14-4.

	Tolerancia permitida en la fabricación (pulgadas)
Diámetro básico menor de 10 pies 6 pulgadas:	
Ancho del aspa	(Desde la raíz hasta la estación de 24 pulgadas (Desde la estación 30 pulgadas hasta el extremo
Espesor del aspa	
Diámetro básico de 10 pies 6 pulgadas a menos de 14 pies 0 pulgadas:	
Ancho del aspa	(Desde la raíz hasta la estación de 24 pulgadas. (Desde la estación 30 pulgadas hasta el extremo.
Espesor del aspa	(Desde la raíz hasta la estación de 24 pulgadas. (Desde la estación 30 pulgadas hasta el extremo.
Diámetro básico de 14 pies 0 pulgadas o mayor.	
Ancho del aspa	(Desde la raíz hasta la estación de 30 pulgadas. (Desde la estación 36 pulgadas hasta el extremo.
Espesor del aspa	(Desde la raíz hasta la estación 30 pulgadas. (Desde la estación 36 pulgadas hasta el extremo.

(v) REPARACION DE LOS MUÑONES DE LAS ASPAS. Los muñones de la raíz del aspa y del núcleo de las hélices de paso ajustable deberán ser probadas localmente por medios químicos (etching) de acuerdo con el MAC 18.20-14 (e) (3) (i). Los muñones (raíces) de estas aspas deberán estar dentro de las tolerancias especificadas en los dibujos. Las raíces de cualquier otro tipo de aspas deberán ser reparadas de acuerdo con las instrucciones del fabricante.

(vi) REPARACION DE DETERIOROS MENORES SOBRE LA SUPERFICIE. Las indentaciones, cortaduras, rayaduras, abolladuras y picaduras sobre el borde de ataque, etc. deberán ser removidas o tratadas del modo que se explica más abajo siempre que su remoción o tratamiento no afecte materialmente la resistencia, peso, o performance del aspa. Cuando la reparación de estos daños signifique reducir el ancho o espesor del aspa bajo los límites permitidos por el MAC 18.20-14 (e) (3) (iv), la pala deberá ser rechazada. No es permisible recalcar las aristas de ninguna dañadura si ello tiene por resultado la sobreposición de metal sobre la dañadura. La reparación de aspas que el fabricante designa como "trabajados en frío" (o laminadas en frío) deberá ser efectuada de acuerdo con las instrucciones del fabricante, las que pueden requerir recalcarlas con un martillo.

(a) REPARACION DE DETERIOROS MENORES SOBRE LA CARA DE ATAQUE O DE FUGA DEL ASPA. Los deterioros menores producidos sobre las caras de ataque o fuga en las aspas, deberán repararse removiendo el metal que circunda cualquier indentación, corte, rayadura, abolladura, trizadura longitudinales superficiales y picaduras, en forma que las depresiones adquieran un contorno suave y de curvas leves tal como se indica en la figura 14-2 (vista C). Deberá prestarse cuidado a remover el punto más profundo de la dañadura y también a eliminar todo metal que sobresalga alrededor de los cantos de las dañaduras tal como se indica en la figura 14-2 (vista A). Todas las reparaciones de deterioros menores deberán ser comprobadas por medios químicos, tal como se explicó en la sección 14 (e) (3) (i) para asegurar que el deterioro haya sido totalmente

eliminado y que no se ha producido ninguna trizadura. Todas las reparaciones efectuadas de acuerdo con los procedimientos descritos en este párrafo que produzcan una concavidad mayor de 1/8 de pulgada en su punto más profundo, 3/8 de pulgada en su ancho máximo o una pulgada de longitud máxima, deberán ser sometidas para su aprobación a una estación de reparaciones Certificada en la primera oportunidad posible, antes que se acumule un considerable número de horas de vuelo.

(b) TRATAMIENTO DE DETERIOROS MENORES Y DESGASTE EN LAS ARISTAS DE LAS ASPAS. La materia contenida en este párrafo trata específicamente acerca de los bordes de ataque de las aspas porque esta parte es la que está más expuesta a dañarse. Sin embargo, los bordes de fuga de las aspas pueden ser reparados substancialmente de la misma manera. Las indentaciones, cortes, etc. que se produzcan en los bordes de ataque deberán ser redondeadas hasta adquirir un contorno suave tal como se indica en la figura 14-2 (vista B). Estas reparaciones deberán ser seguidas de una prueba de la sección respectiva por medios químicos de acuerdo a lo especificado en el MAC 18.20-14 (e) (3) (i) a fin de detectar cualquier trizadura que se haya producido como consecuencia de estos deterioros. Cualquier reparación que tenga como resultado final una depresión mayor de 1/4 pulgada de profundidad (en el sentido de la cuerda del aspa) y más de una pulgada de longitud deberá ser sometida a la aprobación de una estación de reparaciones Certificada, antes que se hayan acumulado un número apreciable de horas de vuelo. Las aspas que tengan los bordes de ataque con picaduras resultantes del desgaste normal durante su funcionamiento pueden ser reparadas removiendo suficiente material para eliminar las picaduras. En este caso deberá iniciarse la remoción del material bastante más atrás del borde de ataque tal como se indica en la figura 14-3, continuándose adelante en forma que el contorno permanezca substancialmente el mismo, evitando cambios abruptos en el contorno o que el borde de ataque quede aplanado.

(vii) BALANCEAMIENTO. Después de terminada las reparaciones, deberá verificarse el balanceamiento horizontal y vertical, corrigiéndose cualquier desequilibrio de la hélice en la forma recomendada por el fabricante.

En ciertas aspas desmontables de aleación de aluminio, se taladra un orificio coaxial en el muñón del extremo de las aspas, para insertar trozos de plomo con el fin de obtener el equilibrio estático horizontal. La dimensión de este orificio no deberá ser aumentada por la agencia que efectúe la reparación.

El equilibrio vertical, sólo puede ser alterado por el fabricante quien está autorizado para taladrar y rellenar con plomo un orificio excéntrico. La arista exterior de este orificio no deberá estar a menos de 1/4 de pulgada de la superficie externa más próxima del aspa.

Puede que el fabricante en vez de taladrar los dos orificios mencionados, haya taladrado un solo orificio excéntrico que tendrá un diámetro y profundidad de acuerdo a las dimensiones dadas en la tabla de más abajo, para el inserto de plomo. La arista exterior de este orificio no deberá estar a menos de 1 pulgada de la superficie externa más próxima del aspa.

El extremo de todos los orificios practicados con fines de balanceamiento deberá ser terminado con una broca de la misma dimensión que tenga su extremo de corte esférico, a fin de eliminar las aristas agudas. Las aristas agudas en todos los orificios deberán ser eliminadas practicando un chaflán de 1/32 de superficie. La tabla siguiente se ha incluído solamente como una información

ya que solamente el fabricante es el único autorizado para efectuar el taladrado:

DIMENSION Y PROFUNDIDAD DE LOS ORIFICIOS PARA BALANCEMIENTO

Dimensión del mandril de la broca	Diámetro máximo del orificio concéntrico	Profundidad máxima del orificio concéntrico	Profundidad máxima del orificio excéntrico (3/8 de pulgada de diámetro máximo)
	Pulgadas	Pulgadas	Pulgadas
00	7/16	2 1/2	2 1/4
0-V2	19/32	3 3/8	3
1/2	5/8	3 5/8	3 1/2
1	3/4	4 1/4	4
1 1/2	13/16	4 7/8	4 1/2
2	7/8	5 1/2	5
3	31/32	6 1/8	6

(viii) TRAYECTORIA DE LAS ASPAS. El alineamiento de las aspas en forma que todas ellas giren en el mismo plano vertical, deberá estar dentro de los límites recomendados por el fabricante para las hélices nuevas.

(f) REPARACION DE HELICES DE MADERA.

(1) GENERALIDADES. Las hélices de madera deberán ser inspeccionadas para defectos tales como, trizaduras, abolladuras, irregularidades en su superficie, deformaciones, orificios desgastados del núcleo, evidencia de falla de la cola y laminaciones entreabiertas, defectos en su capa protectora de superficie. Las guarniciones metálicas de los extremos de la hélice deberán ser inspeccionadas para verificar que sus diferentes componentes no estén sueltos que no exista separación en las junturas soldadas, y que sus tornillos y remaches no estén sueltos, que no existan quebraduras o rajaduras en sus secciones, y que ellas estén libres de corrosiones.

(2) CAUSAS PARA SU RECHAZO. Cuando una hélice de madera necesite reparaciones, ella deberá inspeccionarse cuidadosamente para asegurar si puede ser restituída a su condición original de aeronavegabilidad. En los casos en que existan dudas, deberá consultarse el fabricante y en todo caso la reparación propuesta deberá someterse a la consideración de un representante de la Administración de Aeronáutica Civil. Cualquier hélice que haya sido dañada en forma similar a la lista dada más abajo, deberá ser desechada de inmediato porque su reparación será imposible o anti-económica.

(i) Una trizadura o cortadura profunda en sentido transversal a la fibra de la madera.
(ii) Aspas o núcleos trizados.
(iii) Laminaciones separadas en sus ensambles. Ver MAC 18.20-14 (f) (3) (ii).
(iv) Número excesivo de orificios para tornillos o remaches.
(v) Orificio para el eje porta-hélice con excesiva dimensión.
(vi) Distorción apreciable.
(vii) Cuando se haya desprendido una considerable porción de la madera.

(viii) Cuando existan rajaduras, cortes u otros daños en la bocina metálica de las aspas de madera o de composición de las hélices de paso ajustables.

(3) METODOS PARA EFECTUAR REPARACIONES EN LAS ASPAS DE MADERA.

(i) TRIZADURAS PEQUEÑAS PARALELAS A LA FIBRA DE LA MADERA. Estas trizaduras deberán ser rellenadas con cola debidamente esparcida en toda la extensión de la trizadura, permitiendo que se seque, lijándola enseguida para suavizarla y hacerla coincidir con la superficie de la hélice. Esto mismo rige para las cortaduras de pequeña dimensión.

(ii) LAMINACIONES SEPARADAS. Cuando el ensamble encolado de una laminación exterior se encuentra separada, la hélice puede ser reparada removiendo la lámina de madera y encolando una nueva capa de madera seca de la misma clase que la de la lámina original. Por lo general no es económico intentar reparar las separaciones entre otras ensambles de láminas.

(iii) INDENTACIONES. Las indentaciones que tengan superficies ásperas o contornos ásperos que puedan alojar o mantener un rellenador sin producir una falla, pueden ser rellenadas con una mezcla de cola y aserrín limpio y fino, aplicado sobre toda la superficie, y aprensando en el interior de la indentación, permitiendo que este se seque, lijándolo a continuación para suavizarlo y hacerlo coincidir con la superficie de la hélice. Es de suma importancia que toda la materia suelta o materia extraña se remueva del sitio que se va a rellenar a fin de obtener una buena adhesión entre la cola y la madera.

(iv) REPARACION RELLENANDO LOS DETERIOROS CON MATERIAL. Es aceptable rellenar los deterioros con material tal como se indica en la figura 14-6 de este Manual. El relleno deberá ser ejecutado con una pieza de la misma clase de madera que la usada en el aspa de la hélice; es decir una hélice de abedul amarillo deberá ser rellenada con abedul amarillo que tenga la misma gravedad específica dentro de lo posible y no con abedul blanco. El ensamble de esta reparación deberá estar de acuerdo con lo indicado en la figura 14-6, debiendo guardar una coincidad como 10:1 desde el punto más profundo hasta el extremo del chaflán de la pieza de relleno. Las medidas se toman a lo largo de una línea recta paralela a las fibras o inclinación general de la superficie en las caras de ataque y de fuga de la hélice. Lo anterior también se aplica a reparaciones en los bordes del aspa. Las fibras de la pieza del relleno deberán extenderse en la misma dirección que la fibra de las capas laminadas de la hélice.

Los rellenos deberán ser efectuados con un corte de boca de pez, diagonales o de cubrejunta. Las condiciones de durabilidad de la juntura son proporcionales al orden indicado anteriormente, debiendo preferirse la juntura de boca de pez. Las piezas de relleno del tipo de cola de paloma no deberá ser usada. El número de piezas de relleno por aspa, no deberá exceder de uno si aquel es de superficie considerable, de dos si su superficie es de extensión mediana o de cuatro si su superficie es pequeña siempre que ellos estén considerablemente separados. Un inserto de relleno para el borde de ataque o de fuga no deberá sobrepasar en más de 25% de su longitud, tal como se indica en la figura 14-6. En las aspas con secciones normales desde la sección media hasta sus extremos, puede repararse una cortadura que se extienda en sentido atravesado a la fibras, siempre que no tenga más de 20% de la cuerda de longitud y 1/8 del espesor de la sección en profundidad. En las aspas de secciones de poco espesor, esta profundidad no deberá exceder 1/20 del espesor de la sección.

Las desastilladuras angostas hasta de 1/8 de pulgada de ancho que se extiendan desde el borde de fuga hacia las porciones más anchas del aspa pueden ser reparadas lijándolas para formar un nuevo borde de fuga, removiendo la menor cantidad de material posible y alisándola para formar un nuevo borde de fuga de contornos suaves. En ambas aspas se deberá efectuar la misma operación, removiendo la misma cantidad de material.

Es permisible utilizar un relleno de material en las cercanías del núcleo o del extremo del aspa siempre que su parte más profunda no exceda de 5% de la cuerda.

Para reemplazar la madera desgastada en el extremo de las guarniciones metálicas, deberá removerse suficiente material para que la juntura de la reparación quede en una proporción 10:1 hacia cada extremo, a partir del punto de mayor profundidad. Debido a que el borde de fuga es convexo en el término medio de las hélices, esta convexidad resultará por lo general en 8:1. Las reparaciones bajo las guarniciones metálicas del extremo de las aspas no deberá exceder de 7-1/2% de la cuerda para junturas sobrelapadas o de sección diagonal y 10% para juntura de boca de pez. La profundidad máxima para cualquier reparación no deberá sobrepasar de 3/4 de pulgada.

(v) REENTELADO DE LOS EXTREMOS DE LA HELICE. Cuando sea necesario reemplazar la tela en los extremos de las aspas, ello deberá ser efectuado de la siguiente manera:

(a) Lávase la tela, que debe ser tela para aviación de algodón mercerizado, con el fin de evitar que posteriormente encoja.

(b) Córtese una pieza de tela de dimensión aproximada a la requerida para cubrir ambas caras de la hélice. La tela deberá cubrir la misma área cubierta por la tela original.

(c) Aplíquese cola sobre la madera en el sitio donde debe instalarse la tela, usando una solución de cola más bien espesa. Usese cola a base de resorcina si la temperatura del taller puede mantenerse sobre 21°C (70°F); cola de caseína si la temperatura es menor de 21°C (70°F) y cola a base de urea solamente en el caso que no se pueda disponer de cola a base de resorcina cuando la temperatura del taller sea superior a 21°C (70°F).

(d) Instálese la tela sobre la superficie encolada partiendo desde el borde de ataque de la cara de empuje, extendiéndola hasta el borde de fuga. Dóblese la tela sobre el borde de fuga cubriendo la cara posterior de la hélice en dirección hacie el borde de ataque. Unase la tela sobre el borde de ataque, unión que deberá ser cubierta por las guarniciones metálicas. Cuando se esté instalando la tela, suavícesela sobre la madera para impedir que se formen burbujas de aire o que el encolado no quede parejo. La tela debe ajustar perfectamente con la madera del aspa.

(e) Córtese el exceso de tela utilizando tijeras pequeñas. Bajo ninguna circunstancia la tela deberá ser cortada o marcada por medio de un cuchillo.

(f) Permítase que la cola bajo la tela se seque por un período de seis horas, aplicándosele enseguida dos manos de nitrato sobre la tela permitiendo que cada una de ellas se seque por media hora antes de aplicar la otra capa. Déjese transcurrir otra media hora para que el nitrato se seque antes de lijar

la tela suavemente, aplicando enseguida, por medio de una brocha, una mano de dope pigmentado. Líjese en forma suave la parte de la madera que no esté cubierta por la tela y aplíquese dos manos de barniz para larguero, resistente a la humedad, de alta calidad, permitiendo que transcurran 12 o 16 horas antes de aplicar la segunda capa.

(vi) GUARNICIONES METALICAS. En caso que las guarniciones metálicas no puedan ser debidamente reparadas ellas deberán ser reemplazadas. Las trizaduras que se producen en las gargantas estrechas de metal entre cada par de orejas no deben considerarse como defectos. Cualquier otra trizadura ubicada en otro sitio debe considerarse como un defecto, debiendo repararse o eliminarse por la instalación de un nuevo blindaje. Aplíquese dos manos de barniz sobre la madera que va a ser cubierta por el blindaje metálico, en el caso que ella no haya sido cubierta con tela como se indicó más arriba y procédase a instalar la guarnición metálica de la siguiente manera:

(a) Prepárense nuevas secciones para el extremo del blindaje y nuevas fajas metálicas para cubrir los bordes de ataque, cortándolas a la dimensión debida y conformándolas a la forma aproximada del borde de ataque de la hélice. Estas piezas son por lo general suministradas sin orificios en tal forma que los orificios puedan ser taladrados sobre ellas para coincidir con los orificios antiguos de los tornillos y remaches. Si no existe disponible material cortado previamente, el blindaje antiguo puede ser aplanado usando un martillo para ser usado como una plantilla en el trazado del nuevo blindaje. Para este propósito utilícese una pieza de lámina metálica del mismo material y espesor que la de la antigua guarnición. Remuévanse las rebabas de las aristas de esta pieza.

(b) Utilizando un lápiz de grafito blando, trácense sobre la hélice líneas-centro para ser utilizadas como guía en forma que se extiendan aproximadamente a 4 pulgadas de los centros de los orificios primitivos para los tornillos y remaches. Este proceso tiene por objeto asegurar que los orificios originales de los tornillos y remaches existentes en la hélice puedan ser utilizados nuevamente. No deberá taladrarse nuevos orificios excepto cuando se ejecute el reemplazo de la madera de los extremos del aspa donde no existirán orificios primitivos o cuando los orificios primitivos remanentes puedan ser taponados con cola. Si se ha instalado nueva tela sobre la hélice, la tela deberá ser abierta sobre cada orificio utilizando una herramienta aguzada, marcando también sobre la tela líneas-centro de guía. Los orificios para los tornillos y remaches de la hélice deberán ser cubiertos con barniz o con plomo blanco.

(c) Extiéndanse las láminas metálicas planas, recién cortadas, sobre el borde de ataque y procédase a doblarlas sobre él, cuidando que el metal se extienda en igual cantidad sobre la cara de ataque y cara posterior. Esto puede ser efectuado guiándose por las marcas dejadas por las antiguas fajas de blindaje. Se producirán numerosas rugosidades sobre el metal pero ellas pueden ser eliminadas a medida que el trabajo progrese. Procurénse diferentes piezas de huinchas fuertes de caucho de 4 pulgadas de longitud, 1/2 pulgada de ancho y 1/16 de pulgada de espesor. Cuando se esté dando la forma al metal mántengase éste en su debida posición sobre la hélice, enrollando la huincha de caucho alrededor del aspa. Iniciese esta operación en el extremo de la hélice continuándose hacia el centro de ella prestando atención a no cubrir las marcas hechas con lápiz sobre la hélice, que son las que indican la ubicación de los orificios para los remaches. Golpéese el borde de ataque con una maceta de caucho mientras se mantiene el material en su lugar utilizando una fuerza moderada para

asegurarse que el metal está haciendo contacto contra la madera del borde de ataque. Empárejese el metal martillándolo por medio de una maceta de caucho, soportando el extremo opuesto del aspa con un trozo de madera dura laminada que contenga un peso de acero en su centro, provista de una pieza de cuero fijada sobre la cara que apoya la hélice. Este bloque deberá ser de 2 x 4 pulgadas. Inícese la operación en el extremo del aspa y continúese hasta el núcleo, moviendo el bloque de soporte en forma que esté siempre opuesto a la sección que se esté martillando.

Continúese esta operación hasta que todo el metal se adapte perfectamente al perfil de la hélice. Compruébese que el metal no se haya desplazado de su posición original. Si esto ha ocurrido, remuévase la huincha de goma, colóquese nuevamente el metal en su posición primitiva y reinstálese nuevamente la huincha de caucho para hacer coincidir el metal con el borde de ataque.

(d) Utilizando un martillo y un punto centro, procédase a ubicar la posición de los orificios de los antiguos tornillos y remaches, valiéndose como guía de las marcas de lápiz efectuadas sobre el aspa. Puntéese el metal aproximadamente a 1/4 de pulgada desde la orilla. Después que todos los orificios hayan sido localizados, remuévase el metal de la hélice. Taládranse los orificios para los remaches y tornillos para la pieza metálica con una broca de 1/8 de pulgada. Límense todas las rebabas existentes en la cara interior del metal. Insértese la broca através de los orificios originales para remaches existentes sobre la hélice, excepto aquellos que no van a ser usados, con el fin de limpiarlos. Córtense o siérrense las ranuras sobre el metal de acuerdo a las posiciones originales (para la ubicación de las ranuras se debe guiar por la antigua guarnición metálica).

Colóquense las piezas metálicas para el borde de fuga sobre las aspas las ubicaciones para las cuales ellas fueron conformadas y manténgase en su lugar con una huincha de caucho. Utilizando un punto centro de la misma dimensión o de diámetro ligeramente mayor que las cabezas de los tornillos y remaches procédase a estampar el material contra la avellanadura de los orificios originales sobre la madera, en forma que las cabezas de los tornillos y remaches puedan ser embutidos a la profundidad correcta, (no más de 1/32 de pulgada bajo la superficie del metal). Utilícense tornillos y remaches del material apropiado. Los tornillos deberán ser una dimensión inmediatamente superior que los existentes originalmente en la hélice, y los remaches deberán ser del tipo sólido de cabeza plana avellanada. Insértense los tornillos y los remaches en sus orificios respectivos. Instálense los remaches con sus cabezas sobre la cara de ataque de la hélice. Después que los remaches hayan sido introducidos en su lugar, córtese el exceso de longitud de ellos dejando 1/8 de pulgada para la remachadura. Para esta operación son muy útiles los cortadores de remaches con un espaciador soldado a fin de medir con precisión la distancia de corte. Remáchense los remaches a mano o con un remachador neumático mientras un ayudante apoya los remaches por medio de una barra de acero de 18 pulgadas de largo con su extremo preparado para ajustar sobre la cabeza del remache. Los tornillos podrán ser insertados por una herramienta de mano o por un atornillador eléctrico.

Córtese el metal de la guarnición del extremo de la hélice que va a ser adherido en la cara posterior de la hélice, a la dimensión y forma apropiada para ajustar sobre el extremo del aspa. Achaflánese los cantos utilizando una lima. Recórtese el lado plano de la guarnición del extremo en forma que se

extienda alrededor de 3/16 de pulgada sobre todo el extremo de la hélice. Prepárese un block de madera dura que tenga la forma de la cara de ataque del extremo de la hélice. Colóquese la guarnición metálica en su lugar y sujétese el bloque de madera por medio de prensas de forma C, contra la cara posterior del extremo de la hélice. Dóblese hacia arriba este reborde de metal de 3/16 de pulgada, sobre la cara posterior del extremo de la hélice. Aprétese y termínese la juntura de sobrejunta sobre la pala. Instálese la hélice con su cara de empuje hacia arriba sobre un banco que soporte el aspa en diferentes puntos de su radio. Procédase a emparejar el metal utilizando un martillo y una herramienta de cara plana empezando la operación sobre la arista del borde de empuje y progresándola hacia los bordes del metal hasta que desaparezcan todas las coarrugaciones y puntos sobrelevantados. Presiónese el metal del borde de ataque firmemente contra la madera utilizando una herramienta para recalcar del mismo modo que se explicó anteriormente. Dése vuelta a la hélice y repítase esta operación sobre su cara posterior. Asegúrese que el extremo de la hélice que es de poco espesor esté siempre soportado mientras éste se martillea. Aplíquese soldadura sobre la cabeza de los tornillos y remaches y sobre la juntura del metal del extremo de la hélice, utilizando soldadura de estaño-plomo al 50% en forma de alambre. Cuando se solde el latón, úsese ácido muriático como fundente, y cuando se trate de guarniciones metálicas de acero inmanchable, úsese fundente para acero inmanchable. Límese el exceso de soldadura, al mismo tiempo que se compruebe el balanceamiento de la hélice. Púlase el metal con tela de esmeril fina o un volante abrasivo impulsado por un eje flexible.

(e) Taládranse tres orificios con una broca Núme. 60 (0,030) de 3/16 de pulgada de profundidad en el extremo del aspa con objeto de proveer ventilación. Los orificios de ventilación deberán ser paralelos al eje longitudinal del aspa.

(4) REPARACIONES SOBRE EL NUCLEO, CUELLO Y MUÑONES. Las subsecciones siguientes se refieren a hélices para un motor de igual potencia y que use el mismo núcleo (ver la figura 14-7).

(i) DIAMETRO PEQUEÑO DEL NUCLEO, CUELLOS Y MUÑONES DE CONSIDERABLE SECCION. Cuando existan dudas acerca si una reparación sobre el núcleo afectará su resistencia, deberán usarse solamente insertos de relleno de muy pequeña dimensión. Como en este caso el cuello (garganta) y el muñón son proporcionalmente de considerable sección transversal, es posible efectuar reparaciones relativamente extensas, que se deberán limitar hasta una profundidad de alrededor de 5% del espesor de la sección.

(ii) NUCLEO DE DIAMETRO PEQUEÑO O MEDIANO CON CUELLOS Y MUÑONES EXCESIVAMENTE PEQUEÑOS. Cuando existan dudas de que la reparación pueda afectar la resistencia del núcleo solamente podrá usarse insertos de relleno de dimensión muy pequeña. En la reducida área del muñon de las hélices para motores menores de 50HP, podrán rellenarse con cola y aserrín aquellas cortaduras de profundidad hasta 5%. En las hélices de motores de potencia superior a 70HP., no podrán efectuarse insertos de relleno de mayor profundidad que 2-1/2%.

(iii) NUCLEO DE DIAMETRO CONSIDERABLE CON VASTAGOS Y MUÑONES DE CONSIDERABLE SECCION TRANSVERSAL. En las aristas de los núcleos cuyas laminaciones hayan sido dañadas, es permisible utilizar insertos de relleno de relativamente considerable dimensión. Los insertos de relleno para el muñón no deberán exceder de 7-1/2% del espesor de la sección para el caso de muñones de considerable sección o de 5% para los muñones proporcionalmente menores.

(iv) CARAS DE NUCLEO CON SECCIONES DE MATERIAL APLASTADO. Las capas laminadas exteriores que hayan sido aplastadas debido al excesivo aprete de los pernos del núcleo, pueden ser reparadas aplanando su sección y lijando una de sus caras hasta que quede suave, removiendo la última capa laminada en la otra cara del núcleo y reemplazándola con una nueva capa de laminación, lo que permite restituir el espesor del núcleo en su dimensión original. Es permisible reemplazar ambas capas de laminación exteriores si ello es necesario y aconsejable.

(5) REPARACION DE ORIFICIOS OVALIZADOS DE LOS PERNOS EN EL CUERPO DEL NUCLEO DE LA HELICE. Es permisible la reparación de los orificios para los pernos que se hayan ovalizado insertando bujes de acero (bocinas) alrededor de cada perno tal como se representa en la figura 14-8. En el caso que se seleccione el método (A) o (B), las reparaciones deberán ser efectuadas de acuerdo con las recomendaciones del fabricante del núcleo metálico de la hélice, que por lo general es también el fabricante del motor. En el método (C), el buje deberá ser elaborado a máquina con un diámetro interno que ajuste apretadamente sobre el perno y un diámetro exterior aproximadamente 1/4 del pulgada mayor que el diámetro del perno. El buje deberá ser aproximadamente de 1/2 pulgada de longitud. El cuerpo del núcleo deberá ser taladrado por un orificio concéntrico al primitivo para el perno, en una longitud solamente suficiente para alojar el buje en tal forma que no sobresalga sobre la superficie de la madera del núcleo. El buje no deberá ser insertado a golpes en el núcleo sino que deberá ajustar en el interior de él con una tolerancia no mayor de 0,005 pulgadas después que se le haya aplicado el sellador contra humedad. El orificio para el buje deberá ser protegido contra la humedad aplicándole dos capas de pintura de aluminio, barniz, cola u otras materias resistentes a la humedad.

(6) REPARACIONES DE ORIFICIOS OVALIZADOS PARA LOS PERNOS EN LOS FLANGES DEL NUCLEO DE LA HELICE. Cuando los orificios para los pernos del flanje del núcleo o flange del ciguenal se ovalicen, es aceptable efectuar su reparación por los métodos (A) o (B) indicados en la figura 14-8 o usando pernos standards para aviación de un diámetro 1/16 mayor de los pernos originales.

(i) PROCEDIMIENTO PARA INSERTAR BUJES SOBRE EL FLANGE. Deberá procurarse bujes para flanges apropiados, con orificios roscados o lisos, del fabricante del núcleo de la hélice o del fabricante del motor. Estos bujes se representan en el método (A) o (B) de la figura 14-8. El flange deberá ser taladrado insertando los bujes tal como lo recomienda el fabricante del motor. Taládrese la cara posterior de la hélice para alojar los bujes y protéjanse los orificios con dos capas de pintura de aluminio u otro protector altamente resistente a la humedad. Utilícense pernos iguales a aquellos provistos originalmente. Cualesquiera de las combinaciones siguientes son satisfactorias: pernos con orificios para alojar chavetas o alambre de frenar y tuercas almenadas, pernos con cabeza taladrada para su frenaje y bujes roscados o perno con su cabeza sin taladrar y tuerca de cierre propio.

(ii) PROCEDIMIENTO EMPLEANDO PERNOS SOBREMEDIDA. Procúrense pernos standards de aviación apropiados de un diámetro 1/16 de pulgada mayor que el de los pernos originales. Agrándense los orificios de los flanges del cigueñal para la hélice y los orificios del núcleo para la hélice, lo suficiente para alojar los nuevos pernos dentro de una tolerancia no mayor de 0,005 pulgadas. Esta operación (agrandar los orificios) deberá ser efectuada solamente una vez. Si es necesario efectuar otras reparaciones en los orificios de los pernos ellas pueden ser hechas de acuerdo con los métodos (A) o (B) de la figura 14-8. El método (A) o (B) se prefiere al método de reparación que emplea

pernos sobre medida, porque el flange del núcleo de la hélice, una vez que se haya taladrado nuevamente, siempre requerirá que todas las hélices nuevas que se instalen después sean también taladradas a sobremedida para poder ser usadas con el flange taladrado o sobremedida.

(7) ACABADO DE LA SUPERFICIE. En caso que sea necesario, deberá darse un nuevo acabado a la superficie de acuerdo con las recomendaciones del fabricante de la hélice o con un material que tenga condiciones adhesivas satisfactorias y altas propiedades para resistir la humedad.

(8) DESEQUILIBRIO HORIZONTAL Y VERTICAL. El balanceamiento final deberá ser efectuado en un banco para equilibrio de hélices provisto de descansos de cuchilla en un local que esté libre de corrientes de aire. En ninguna posición de la hélice, mientras esté montada sobre el banco de equilibrio, deberá existir tendencia a rotar por parte de ella.

(i) HORIZONTAL. El desequilibrio horizontal puede ser corregido por la aplicación de mayor cantidad del material de acabado o agregando soldadura al aspa más liviana. El aspa más liviana puede ser cubierta con un imprimador de alta calidad tomando en consideración que todavía deberán aplicarse las capas de acabado final. Después de permitir que cada capa se seque por 48 horas, deberá comprobarse nuevamente el equilibrio de la hélice. Entonces, según sea necesario, deberá removerse la cantidad apropiada de acabado, lijando cuidadosamente o bien aplicando una capa adicional. El equilibrio deberá ser vuelto a comprobar procediéndose a lijar su superficie o agregar más material de terminación según sea necesario para obtener el equilibrio final.

(ii) VERTICAL. El desequilibrio vertical puede ser corregido agregando macilla al lado más liviano del núcleo de madera en un punto de la circunferencia ubicado aproximadamente 90° desde la línea del centro longitudinal de las aspas. La macilla deberá pesarse y enseguida cortarse una plancha de latón que pese un poco más que la macilla. El espesor de la lámina deberá ser de 1/16 a 1/8 de pulgada dependiendo de la superficie final, que debe ser lo suficientemente extensa para poder alojar el número necesario de tornillos de cabeza plana para su unión. La plancha deberá ajustarse sobre la cara del núcleo o adaptarse a la forma del lado más liviano de la madera del núcleo, debiendo en seguida taladrarse y avellanarse para alojar el número necesario de tornillos. A continuación deberá unirse la plancha apretando todos los tornillos. Después que la plancha haya sido adherida a la hélice, los tornillos deberán ser afianzados a ella, soldando sus cabezas. El equilibrio deberá entonces ser comprobado nuevamente. En caso que sea necesario reducir el peso de la plancha, todos sus cantos pueden ser achaflanados. No deberá permitirse el taladrado de orificios en la hélice y la inserción de plomo u otro material en el interior de ellos para obtener el equilibrio.

(g) DESIGNACION DE LOS MODELOS. En caso que durante la reparación de la hélice haya sido necesario remover las marcas originales colocadas por el fabricante para la designación del modelo, será necesario colocar estas marcas de nuevo.

(h) IDENTIFICACION DE LA AGENCIA QUE EJECUTO LA REPARACION. El número del certificado de la Agencia de Reparación (Air Agency Certificate) o el nombre de la agencia que ejecutó la reparación deberá ser marcado o estampado sobre la hélice reparada especialmente cuando se haya colocado un nuevo blindaje. Se recomienda que para este propósito se utilice una calcomanía que indique el

nombre de la agencia tanto como el número de su certificado.

18.20-15 CONTROL DE PESO Y BALANCEAMIENTO. (Política de la AAC concerniente a la sección 18.20)

(a) GENERALIDADES. El propósito de la siguiente información es explicar los diferentes factores que por lo general afectan la determinación de las nuevas condiciones de equilibrio y peso. También indica los procedimientos para determinar el peso y el equilibrio de la aeronave a fin de poder controlar estos factores y su uso apropiado en la operación de la aeronave dentro de las limitaciones especificadas.

Es obvio que es mandatorio que la aeronave sea siempre operada de acuerdo con las limitaciones establecidas para su performance, desplazamiento al centro de gravedad, etc. tal como se especifica en las especificaciones respectivas. Siempre será posible determinar estos valores para verificar los cambios que se producen en las condiciones de la aeronave debido a la remoción o adición de equipo o como resultado de las reparaciones o alteraciones que afecten sus condiciones de equilibrio. La información sobre la cual se debe basar el registro de cambios de peso y condiciones de equilibrio de la aeronave puede obtenerse del Manual de Vuelo de la aeronave, (Airplane Flight Manual) de los Formularios de Limitación de Operaciones ACA-309 o 309 (a) o procediendo a pesar la aeronave antes de efectuar cualquiera alteración o reparación de consideración. Las notas 4,5, y 6 y el MAC 18.7-1 (a) y 18.7-5 (b), deberán ser consultadas para determinar aquellos casos específicos en que no es necesario efectuar comprobaciones de peso y equilibrio.

(1) TERMINOLOGIA. La siguiente terminología se usa durante la determinación y aplicación práctica de control de peso y equilibrio.

(i) PESO BRUTO. El peso bruto (peso máximo) es el peso máximo autorizado para la aeronave y de los elementos que contengan en su interior descritos en las especificaciones.

(ii) PESO EN VACIO. El peso en vacío de la aeronave incluye todo el equipo necesario para su operación que tiene una ubicación definida y que se encuentra siempre en la aeronave. Este peso incluye el peso de la estructura, grupo propulsor, equipo indispensable, opcional y especial, lastre fijo, sistema de refrigeración completamente cargado con refrigerantes, fluído hidráulico, y el combustible y lubricante tal como se explica en el MAC 18.20-15 (b) (6) y (7). La información adicional concerniente a los fluídos que pueden ser contenidos en los diferentes sistemas de la aeronave y que deben ser incluído en el peso en vacío deberán ser indicados en las especificaciones pertinentes de la aeronave, siempre que ello sea necesario.

(iii) CARGA UTIL. La carga útil está representada por la resta del peso en vacío del valor del peso en bruto de la aeronave. Esta carga consiste del peso de los pilotos, tripulaciones, capacidad máxima de aceite y combustible, pasajeros y equipaje a no ser que se especifique lo contrario.

(iv) COMPROBACION DEL PESO. La comprobación del peso consiste en sumar todo el peso de los items de carga útil y comprobarlos contra la carga útil máxima autorizada (peso bruto menos peso en vacío) de la aeronave.

(v) DATUM. El datum o plano de referencia es un plano vertical imaginario, o línea vertical originaria desde la cual se miden todas las distancias

horizontales para el propósito del balanceamiento de la aeronave en posición de vuelo nivelado. El datum se da en la mayoría de las especificaciones para aeronave. En algunas de las aeronaves de fabricación más antigua en que no se especificó el datum, puede seleccionarse cualquiera que esté convenientemente ubicado. Sin embargo, una vez que se elija un datum todos los brazos de palanca (brazos de los momentos) deberán ser medidos con referencia a él. Las figuras 15-1 contiene ejemplos de ubicaciones típicas de diferentes datum.

(vi) BRAZO DE PALANCA (BRAZO DEL MOMENTO). El brazo de palanca o brazo del momento, es la distancia horizontal medida en pulgadas desde el datum al centro de gravedad del item que se trate, el signo algébraico es más (+) si el brazo se extiende hacia atrás del datum y menos (-) si se mide hacia adelante del datum. La figura 15-2 proporciona ejemplos de brazos de palanca positivos y negativos.

(vii) MOMENTOS. Momentos es el producto del peso multiplicado por su brazo de palanca. El momento de un item con respecto al datum se obtiene multiplicando el peso del item por su distancia horizontal al datum. La figura 15-3 contiene la forma típica de efectuar el cálculo de los momentos.

(viii) CENTRO DE GRAVEDAD. El centro de gravedad es un punto en el cual los momentos que hacen hacer la aeronave pesada de nariz o pesada de cola, son exactamente igual en magnitud. Si la aeronave se suspendiera desde este punto no tendría tendencia a rotar en ninguna dirección, es decir no trataría de bajar o subir su proa. El peso de la aeronave (o de cualquier objeto) puede suponerse que está concentrado sobre su centro de gravedad.

(ix) CENTRO DE GRAVEDAD EN CONDICION DE PESO EN VACIO. El c.g. del peso en vacío de la aeronave es el c.g. de una aeronave en su condición de vacío y constituye una parte esencial para el informe de peso y equilibrio. En la figura 15-4 se dan algunas fórmulas para determinar el centro de gravedad para aeronaves con tren de aterrizaje del tipo triciclo y tren convencional. Las figuras 15-5 y 15-6 indican ejemplos típicos de como determinar el peso en vacío y el centro de gravedad para las aeronaves equipadas con tren triciclo y tren convencional.

(x) VARIACION DEL CENTRO DE GRAVEDAD PARA PESO EN VACIO. Los límites dentro de los cuales puede desplazarse el centro de gravedad en la aeronave y condición de peso en vacío se determina para que el centro de gravedad en esta condición no se desplace más allá que los límites establecidos que los correspondientes a la distribución de estiba bajo condiciones standards. En los casos en que sea posible cargar un avión en una forma no contenida en la especificación de la aeronave (por ejemplo tanques suplementarios, adición de asientos, etc.) deberá efectuarse un cálculo completo tal como se describe en el MAC 18.20-15 (c) (5) (i). El desplazamiento del centro de gravedad para la aeronave en peso en vacío, se incluye en las especificaciones de la aeronave, siempre que ello sea necesario.

(xi) DESPLAZAMIENTO DEL CENTRO DE GRAVEDAD EN CONDICIONES DE OPERACIONES. El desplazamiento del centro de gravedad en condiciones de operación, es la distancia entre los límites fijados para la ubicación extrema del centro de gravedad hacia adelante o hacia atrás, y están indicados en las especificaciones pertinentes a la aeronave. Estos límites se han determinado como las posiciones extremas que pueden alcanzar el centro de gravedad hacia adelante o hacia atrás para que todavía la aeronave cumpla con los requisitos del Reglamento

de Aeronáutica Civil. Estos límites se indican en las especificaciones en función del tanto por ciento de la MAC (cuerda aerodinámica media) o en distancia en pulgadas a partir desde el datum. El centro de gravedad del avión cargado debe estar siempre de estos límites tal como se indica en la figura 15-7.

(xii) CUERDA AERODINAMICA MEDIA (MAC). El MAC es la cuerda aerodinámica media del ala, y ella se emplea para ubicar los límites de desplazamiento del c.g. para fines de peso y equilibrio. La ubicación y dimensiones de la MAC se encuentran en las Especificaciones de la Aeronave, Manual de Vuelo o Registro de peso y Equilibrio de la Aeronave en el formulario ACA-309 o ACA-309a.

(xiii) PUNTO DE APLICACION DEL PESO. Si la ubicación del c.g. se determina pesando la aeronave, es necesario tomar mediciones horizontales entre los puntos que descansan sobre las balanzas en los cuales está concentrado el peso de la aeronave. Si se sigue las prácticas comunes para el pasaje de la aeronave, la línea vertical que pase a través del centro del eje del tren de aterrizaje, determinará el punto en el cual el peso estaba concentrado sobre la balanza. Este punto se llama "punto de aplicación del peso." También pueden utilizarse otros sitios de la estructura capaz de soportar la aeronave tales como alojamiento para gatas en los largueros principales de las alas. Estos puntos deberán ser claramente indicados en el Informe de Peso y Equilibrio, si ellos han sido usados en lugar de los puntos acostumbrados. La figura 15-8 indica la ubicación típica de los puntos de peso.

(xiv) COMBUSTIBLE MINIMO. Para los propósitos de equilibrio la cantidad de combustible debe ser de 1/12 de galón por caballo de potencia máxima, excepto potencia para el despegue (METO), debiendo ser esta la cantidad mínima de combustible que debe considerarse para los cálculos de pesos y equilibrios cuando una carga menor de combustible pueda afectar adversamente las condiciones de equilibrio más críticas. Para determinar el combustible en libras, divídase la potencia METO por 2.

(xv) CARGA COMPLETA DE ACEITE. La carga completa de aceite es la cantidad de aceite indicada en las especificaciones de la aeronave, como "capacidad de aceite." La capacidad máxima de aceite deberá ser la que se tome en consideración cuando se efectúen cálculos de peso y equilibrio en condiciones operacionales.

(xvi) TARA. La tara es el peso de las cuñas, bloques, plataformas, etc. usadas cuando se pesa la aeronave, que están incluídas en la lectura de las balanzas. La tara debe ser deducida de las lecturas de la escala para obtener el peso real de la aeronave.

(b) PROCEDIMIENTO PARA EL PASAJE. El siguiente procedimiento deberá ser observado cuando se pese la aeronave.

(1) La aeronave deberá ser pesada en el interior de un edificio cerrado para prevenir que la acción del viento induzca errores en la lectura de las balanzas.

(2) La suciedad, grasa o humedad excesiva, etc. deberá ser removida de la aeronave antes de proceder a pesarla.

(3) Si se va a determinar el centro de gravedad la aeronave deberá ser colocada en posición de vuelo nivelado.

(4) Todos los items componentes del equipo que están incluídos en el peso en vacío certificado para la operación del pesaje deberán ser instalados en la aeronave. Estos items deberán ser incluídos en el informe de peso y equilibrio. Ver MAC 18.20-15 (c) (5) y 18.20-15 (c) (5) (i).

(5) Las balanzas deberán ser previamente calibradas y colocadas en cero debiendo usarse de acuerdo con las instrucciones del fabricante de balanzas. Las balanzas y los soportes necesarios para la aeronave, se colocan por lo general bajo las ruedas si se trata de un avión terrestre o bajo la quilla de los flotadores de los hidroaviones o bajo los esquíes de un avión equipado con estos dispositivos. También pueden utilizarse otros sitios de la estructura capaces de soportar la aeronave tales como alojamiento para gatas en el larguero principal del ala. Estos puntos deberán ser indicados claramente en el informe de peso y equilibrio.

(6) A no ser que se especifique lo contrario en las especificaciones de las aeronaves, el sistema de combustible deberá ser drenado hasta que el indicador de cantidad indique "0" o "vacío" mientras la aeronave está en posición de vuelo nivelado. La cantidad de combustible remanente en los tanques, tuberías y motor, deberá ser incluída en el peso en vacío. En casos especiales la aeronave puede ser pesada con sus tanques completamente cargados de combustible, siempre que los tanques de combustible estén equipados de un dispositivo capaz de determinar exactamente el peso de combustible existente.

(7) A no ser que se establezca lo contrario en las especificaciones de la aeronave, el sistema de lubricante deberá ser drenado abriendo todos los grifos de drenaje. Si la aeronave se pesa con su carga completa de aceite, el peso real será igual al peso acusado por la balanza menos el peso del aceite en sus tanques respectivos (capacidad del aceite en galones multiplicado por 7,5 libras). Todos los informes deberán indicar si acaso el peso incluye la cantidad total de aceite o si el aceite ha sido drenado (ver figura 15-9).

(8) Los frenos no deberán estar en accionamiento cuando se tome la lectura de la balanza.

(9) La tara deberá ser anotada cuando la aeronave se retira de las balanzas.

(c) CALCULO DE PESO Y EQUILIBRIO. A menudo después de terminar una reparación o alteración extensiva de la aeronave es necesario determinar por medio de cálculos si el peso autorizado o los límites de desplazamiento del c.g. no han excedido los indicados en las especificaciones de la aeronave. La siguiente información explica el significado de los signos algebraico usados en los cálculos de balanceamiento, enumera las condiciones de carga que deben comprobarse y se refiere a los cambios en el equipo. Las especificaciones de las aeronaves contienen las siguientes informaciones con respecto a los factores mencionados más abajo:

Desplazamiento del C.G.
Desplazamiento del C.G. en condición en vacío (siempre que ello sea posible).
MAC (cuerda aerodinámica media)
Dispositivos para nivelación
Datum

Peso bruto
Número de asientos y sus brazos de palanca
Equipaje máximo y su brazo de palanca
Capacidad de combustible y brazo de palanca
Capacidad de lubricante y brazo de palanca
Items componentes del equipo y brazo de palanca

(1) UNIDADES DE PESO UTILIZADAS PARA LA DETERMINACION DE PESO Y EQUILIBRIO.

Gasolina.....	6 libras por galón americano.
Aceite lubricante..	7,5 libras por galón americano.
Tripulación y pasajeros	170 libras por persona

(2) SIGNOS ALGEBRAICOS. Deberá presentarse atención a usar los debidos signos algebráico (✓ O -) durante todo el cálculo de equilibrio y a imaginarse siempre la aeronave (en beneficio de la uniformidad en estas computaciones) con la proa hacia la izquierda. En esta posición de la aeronave cualquier brazo de palanca ubicado hacia la izquierda (hacia adelante del datum) tendrá signo menos y cualquier brazo de palanca hacia la derecha (hacia atrás del datum) tendrá signo más. El peso de cualquier item que se agregue a la aeronave hacia cualquier lado del datum es un peso de signo positivo. Cualquier item que se remueva significará un peso negativo. Cuando se multipliquen los pesos por sus brazos de palanca, el resultado será positivo si los signos son iguales y negativos si los signos son desiguales.

Pueden presentarse las siguientes combinaciones:

Items agregados hacia adelante del datum:

(✓) peso x (-) brazo = (-) momento

Items agregados hacia atrás del datum:

(✓) peso x (✓) brazo = (✓) momento

Items retirados hacia adelante del datum:

(-) peso /x (-) brazo = (✓) momento

Items retirados hacia atrás del datum:

(-) peso x (✓) brazo = (-) momento.

El peso total de la aeronave es igual al peso de la aeronave en vacío más el peso de los items agregados, menos el peso de los items removidos.

El momento total es igual al momento correspondiente a la aeronave en vacío combinado con los momentos individuales de los items agregados o removidos. Al combinar los momentos, los momentos de signo positivo se deben sumar y los momentos de signo negativo se deben substraer.

(3) CONDICIONES EXTREMAS DE PESO Y EQUILIBRIO. Las condiciones extremas de peso y equilibrio representan las posiciones de desplazamiento máximo del

c.g. hacia adelante o atrás de la aeronave. En los datos de peso y equilibrio deberá incluirse la información concerniente a las condiciones extremas de desplazamiento del c.g. de la aeronave (por lo general en condiciones de carga completa). Las condiciones extremas pueden ser determinadas pesando la aeronave o efectuando su cálculo.

(i) COMPROBACION DEL PESO Y EQUILIBRIO EN LA ZONA DELANTERA DEL DATUM. Cuando se ejecuta una comprobación del peso y equilibrio de la aeronave en la zona delantera del datum, deberá establecerse que ni el peso máximo ni el desplazamiento hacia adelante del c.g. sobrepasan los límites existentes en las especificaciones de la aeronave. Al efectuar esta comprobación deberá obtenerse las siguientes informaciones:

(a) Momento, peso y brazo de palanca de la aeronave en vacío.
(b) Peso máximo, brazo de palanca y momentos máximos de los items de carga útil que se han ubicado más adelante del límite de desplazamiento delantero del c.g.

(c) Pesos mínimos, brazo de palanca y momentos mínimos de los items de carga útil que se han ubicado más adelante del límite de desplazamiento trasero del c.g.

Un ejemplo típico de los cálculos necesarios para ejecutar esta comprobación por medio de los datos dados más arriba se indican en la figura 15-10.

(ii) COMPROBACION DEL PESO Y EQUILIBRIO EN LA ZONA TRASERA DEL DATUM. Cuando se ejecute la comprobación de peso y equilibrio en la sección trasera del datum, deberá establecerse que ni el peso máximo ni el límite de desplazamiento hacia atrás del c.g. indicados en la especificación de la aeronave se han excedido. Al efectuar esta comprobación, deberá obtenerse la siguiente información:

(a) El momento, peso y brazo de palanca de la aeronave en vacío.
(b) Peso máximo, brazo de palanca y momentos de los items de carga útil que se han ubicado más atrás del límite de desplazamiento hacia atrás del c.g.

(c) Pesos mínimos, brazo de palanca y momentos mínimos de los items de carga útil que se han ubicado más adelante del límite de desplazamiento hacia atrás del c.g.

Un ejemplo típico de los cálculos que son necesarios hacer utilizando los datos de más arriba que se indican en la figura 15-11.

(4) CONDICIONES DE CARGA Y PLACAS INDICADORAS. Si los items dados más abajo no han sido considerados en las condiciones extremas de peso y equilibrio o no están indicadas en placas instaladas sobre la aeronave, deberán efectuarse cálculos adicionales. Estos cálculos deberán indicar la distribución apropiada del combustible, pasajeros y equipaje que puede ser transportado en la aeronave en cualquier momento sin exceder el epso máximo a los límites de desplazamiento del c.g.

Las condiciones que hay que comprobar son:

(i) Determinación del número de pasajeros y equipaje con carga completa de combustible.

(ii) Determinación del combustible y equipaje máximo permisible cuando se transporta el máximo de pasajeros.

(iii) Determinación del combustible y número y ubicación de los pasajeros permisibles con máximo de equipaje.

Las figuras 15-12, 15-13, y 15-14 respectivamente indican un ejemplo de la forma de efectuar los cálculos para los items anteriores. Los casos referidos son especialmente aplicables a las aeronaves livianas para uso personal. En el caso de aeronaves de transporte de gran capacidad, existe una variedad extensa de condiciones de estiba por lo que es usualmente necesario efectuar alteraciones en la distribución de la estiba que deberán ser aprobadas separadamente por la AAC.

(5) LISTA DEL EQUIPO. La lista del equipo incluída en el peso en vacío certificado está contenida en el Manual de Operación aprobado para al aeronave o en el Formulario ACA-309a de Limitaciones de Operaciones y en sus suplementos. Todo el equipo requerido, opcional o especial instalado en la aeronave en el momento del pesaje y todos los cambios posteriores en el equipo deberá ser registrados en los datos de peso y equilibrio. Se consideran como items requeridos el equipo todos aquellos enumerados en las especificaciones pertinentes de las aeronaves.

Se consideran items opcionales del equipo aquellos catalogados como tales y cuya instalación es optativa para el propietario del avión.

Se cataloga como equipo especial cualquier otro item que no corresponda exactamente a las informaciones descriptivas en las especificaciones de la aeronave. Esto incluye algunos items tales como luces de bengala, instrumentos, ceniceros, radios, luces de navegación, alfombras, etc.

El equipo requerido opcional puede ser incluído en la lista de equipo haciendo referencia al número de item pertinente dado en la especificación respectiva solamente en el caso que corresponda exactamente a este número en lo que respecta a su descripción, peso y brazo de palanca tal como está contenido en las especificaciones. Todos los items de equipo especial deberán ser descritos haciendo referencia a la descripción del item fabricante, modelo, peso y su brazo de palanca. Cuando el brazo de palanca correspondiente a este item no sea conocido, este puede determinarse efectuando su medición.

(i) CAMBIOS EN EL EQUIPO. El propietario deberá preocuparse de que se mantenga un registro continuo para cada aeronave en el que se enumeren todos los cambios que afectan el peso, ubicación del c.g. y los cambios que se hayan efectuado en el equipo para que el peso de la aeronave y la ubicación del c.g. puedan ser establecidos mediante cálculos en cualquier momento. Deberá registrarse en la lista de equipo todos los items agregados, removidos o a los cuales se les haya dado una nueva ubicación, especificando la fecha. Deberá también incluirse el nombre de la agencia de reparaciones que efectuó estas reparaciones. Como ejemplo de los items mencionados más arriba mencionaremos la instalación de tanques de combustible suplementarios, asientos o compartimentos de equipaje. La figura 15-15 demuestra el efecto que tiene en el equilibrio la adición de items de equipo dentro de los límites aceptables de desplazamiento del c.g. o que se hayan instalados más adelante o más atrás de los límites de desplazamiento del c.g. establecidos. El cálculo de los momentos para los cambios de equipo se indica en la figura 15-16 y también se incluye en la hoja para

pesos y equilibrios de la figura 15-18.

(6) MODELO PARA INFORMES DE PESO Y EQUILIBRIO. En las figuras 15-17 y 15-18, respectivamente se sugieren métodos para tabular los diferentes datos y cálculos necesarios para determinar el c.g. en condición de peso en vacío y con carga completa. Los datos contenidos en las figuras 15-17 han sido calculados previamente en la figura 15-5 y representan un medio sugerido para registrar estas informaciones. Los datos presentados en la figura 15-18 han sido calculados en la forma indicada en las figuras 15-10 y 15-11 para condiciones de carga extrema, en la figura 15-16 para cambios en el equipo y representan un método para registrar estas informaciones.

(d) PROCEDIMIENTO DE ESTIBA. El procedimiento de estiba deberá mantenerse a bordo de la aeronave y por lo general forma parte del Formulario ACA-309 o del Manual de Vuelo del avión. Incluye las instrucciones necesarias para la distribución adecuada de carga tales como cantidad de combustible y aceite en los tanques respectivos, distribución de asiento para los pasajeros, restricciones para el movimiento de los pasajeros, distribución de la carga, etc. Existen otros métodos para determinar las condiciones de estiba segura, tales como un índice gráfico, regla de cálculo, etc. los que son aceptables y pueden ser usados en lugar de la información contenida en el MAC 18.20-15 (c) (4).

Cuando la aeronave va a ser cargada en forma diferente a las condiciones indicadas en los procedimientos para estiba, deberá calcularse la debida forma de estibarla, mediante cálculos adicionales.

FORMULARIOS

Los formularios a los cuales se ha hecho referencia en el texto de este Manual de Aeronáutica Civil 18 se reproducen en el Apéndice A.

Formulario ACA-337

Secretaría de Comercio
Administración de Aeronáutica Civil
Formulario para registro de Reparaciones y Alteraciones de aeronaves, motores e instrumentos

(Las instrucciones pertinentes se encuentran en el dorso de este formulario)

1. Aeronave	Modelo	Marca	# de serie	Nacionalidad y marcas de registro
2. Propietario	Nombre completo		Dirección completa	

3. Escríbase en la línea de más abajo solamente los datos pertinentes a la unidad reparada o alterada

Unidad	Marca	Modelo	# de serie	Naturaleza del trabajo	
				Reparación mayor	Alteración mayor
a. Aeronave	(Descrita en el item 1)				
b. Aspa o núcleo de la hélice					
c. Motor					
d. Instrumento	Fabricante y tipo				

4. Aeronave
Datos de peso y equilibrio

*Después de efectuar las reparaciones o alteraciones

Este item deberá ser llenado por la Agencia que ejecuta la reparación o alteración. Sin embargo, en caso de tratarse de una pieza de repuesto, los datos no deben ser registrados hasta que el repuesto se instale en la aeronave, oportunidad en que deberá ser efectuado por la Agencia que efectúa la reparación.

Peso en vacío (libras)*	Centro de gravedad en vacío (en pulg. desde el datum)	Carga útil (libras)*

5. Naturaleza de la Agencia que efectuó las reparaciones o alteraciones
Fabricante Estación de reparaciones aprobada No.__ Mecánico certificado__

6. Agencia	Nombre	Dirección completa	Fecha de terminación del trabajo

7. Descripción del trabajo (Todo el trabajo deberá efectuarse de acuerdo con la Parte 18 del Reglamento de Aeronáutica Civil y del Manual de Aeronáutica Civil No. 18)

(Si se necesita mayor espacio, puede usarse el dorso del formulario o anexar hojas con las marcas de registro)

Sometido para aprobación
por el Departamento de Ingeniería

Certifico de buena fe que lo expuesto más arriba es correcto y verídico.

Firma del mecánico autorizado por la ACC _____ Firma del inspector de la ACC _____ Fecha _____

Para ser llenado por los representantes de la AAC

Aprobado	Firma	No.	Fecha
Rechazado	Firma	Aceptado Rechazado	Fecha

(Reverso del Formulario ACA-337)

INSTRUCCIONES

1. El presente formulario debe ser llenado en duplicado en cada oportunidad que se efectue una reparación o alteración mayor en una aeronave, hélice, motor o instrumento.
2. Cuando las reparaciones, alteraciones, o ambas, afecten los límites de operación fijados en el Manual de Vuelo de la Aeronave o el Formulario ACA-309, la aeronave no deberá ser repuesta en servicio hasta que los límites de operación no hayan sido revisados por un representante autorizado de la AAC.
3. Los Mecánicos Certificados deberán en todos los casos obtener la aprobación de la reparación o alteración de un representante autorizado de la AAC antes de poner nuevamente en servicio el material.
4. El fabricante de aeronaves, motores, hélices o instrumentos y las Estaciones de Reparaciones Certificadas que posean la clase de licencia apropiada, están facultados para reponer en servicio el material sin aprobación previa de un representante autorizado de la AAC, siempre que la alteración o reparación no altere las limitaciones de operaciones.
5. Las Agencias de reparaciones deberán guiarse por las instrucciones de más abajo al llenar el formulario.

   a. Reparación, Alteración, o ambas, de una aeronave, llénense los items 1, 2, 3a, 4, 5, 6 y 7.

   Mecánicos.- Estos deberán someter el material para la inspección y aprobación de un representante de la AAC, antes de reponerlo al servicio. El representante de la AAC, después de la aprobación devolverá al mecanico el original para que este lo entregue al propietario del avión.

   Fabricante o Estación de Reparaciones Aprobada. Estos deberán entregar el original al fabricante de la aeronave, enviar una copia a la oficina regional de la AAC o al Inspector de la AAC antes de reponer el material en servicio.

   b. Instalación de un Componente en una aeronave. Deberán llenarse los items 1, 2, 3 (b, c o d, según sea el caso), 4, 5, 6 y 7. Las copias del formulario deberán distribuirse en la forma especificada en a.

   c. Componente de repuesto. Deberán llenarse los items 3 (b, c ó d , según sea el caso) 5, 6 y 7.

   Mecánicos. Deberán presentar el componente de respuesto para la inspección y aprobación del representante de la AAC. Una vez aprobada, reténgase las dos copias del formulario hasta que el repuesto se instala en la aeronave, oportunidad en que la Agencia que efectúa la instalación deberá llevar los items 1, 2 y 4, quien deberá distribuirlas en la forma que sigue: el original deberá ser presentado al propietario de la aeronave y enviarse una copia a la oficina regional de la AAC o al inspector de la AAC más cercano. (No se necesita nueva aprobación de la AAC, bastando que la Agencia efectúe la anotación respectiva en la bitácora.

   Fabricante o Estación de Reparaciones Aprobada. Estos deberán proceder de igual manera que los mecánicos, con la excepción que no es necesario requerir la inspección y aprobación del representante de la AAC.

Formulario ACA - 1226	Secretaría de Comercio Administración de Aeronáutica Civil INFORME DE DEFECTOS Y FALLAS (No aplicable a las empresas de transporte de itinerario fijo)	Instrucciones: Pliéguese, séllese y despachese por correo de inmediato

La Administración de Aeronáutica Civil solicita la cooperación de todos los propietarios de aeronaves, pilotos, operadores, mecánicos, inspectores e investigadores; en comunicar a la AAC por medio de este formulario de informe, todas las dificultades que se experimenten en la estructura de las aeronaves, motores, hélices y otras clases de equipo tales como radio, instrumentos, paracaídas, piezas impropiamente fabricadas, etc.

Este informe tiene por propósito proveer a la Administración de Aeronáutica Civil las informaciones necesarias para tomar las medidas correspondientes para evitar la repetición de dificultades similares.

Este formulario NO DEBE LLENARSE si el mismo caso se ha informado por medio del Formulario CAB-453, Informe de Accidente en una Aeronave.

1. Dificultad experimentada	Fecha	Lugar (ciudad y provincia)

2. Complétense ambos items en la tabla de más abajo.

Item	No. de matrícula	Marca y Modelo	No. de serie	Horas desde el último overhaul	Tiempo total horas
a. Aeronave					
b. Motor					

3. Pieza específica que causó la dificultad (Dibújese un croquis en el reverso indicando la forma como ocurrió la falla)

Nombre de la pieza	Número de la pieza	Tiempo de servicio de la pieza (horas)	
		Total	Desde overhaul

4. Descríbase en detalle la pieza que falló y en qué circunstancias ocurrió la falla. (Acompáñense fotografías que indiquen claramente la falla o envíese la parte que falló, siempre que ello sea posible, a fin de asegurar la determinación de una acción correctiva. Si la pieza es demasiado grande, envíese por paquete separado identificándolas tal como en el ítem 1 y 2 de más arriba).

5. Indique las causas probables y las recomendaciones tendientes a remediarlas. (En todos los casos establezcase en qué se basó el análisis para determinar la causa)

6. Nombre (en letras de imprenta)	Dirección	Fecha del informe

Indique cuál es su categoría: Propietario Piloto Operador Mecánico Inspector AAC Investigador AAC

7. Propietario del avión: Privado Operador con base fija Empresa de transporte irregular

Pliéguese y séllese dejando la dirección de la AAC en el exterior. Despáchelo de inmediato.

REVERSO DEL FORMULARIO ACA-1226

Secretaría de Comercio
Administración de Aeronáutica Civil
Washington, D.C.
Correspondencia Oficial

CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
AIRCRAFT SERVICE ANALYSIS STAFF, A-297
WASHINGTON 25, D.C.

Dóblese aquí

Después de plegar el formulario, humedézcase la parte engomada y séllese aquí.

Dóblese aquí

Dibuje un croquis indicando la falla

TABLAS

El Apéndice B contiene las tablas a que se han hecho referencia en el texto del Manual 18. Estas tablas constituyen un complemento de las diversas secciones del MAC18.20, habiéndose asignado a ellas números codificados de acuerdo a cada sección del MAC18.20. Por ejemplo, la primera tabla relativa al MAC18.20-1 se ha enumerado 1-1. El número 1 indica el número de la sección del MAC18.20 y el número que sigue al guión 1, 2, 3, etc., indica el orden correlativo de las tablas dentro de una sección. Por ejemplo, la tabla 1-1 es la primera tabla de la sección 1 del MAC18.20.

Tabla 1-1.- Clasificación y propiedades de la madera para aviación

Especie de madera	Resistencia comparada con el abete	Diviación máxima permisible de las fibras	Notas
1	2	3	4
Abete o Spruce (Picea); Spruce rojo (P Rubra); Sprice Sitka (P Stitchensis); Spruce blanco (P. Glauca)	100%	1:15	Excelente para cualquier uso considerado como base para esta Tabla
Pino abete Douglas (rojo o del Pacífico)(Seudstsuga Taxifolia)	Excede la del spruce.	1:15	Puede ser usado para substituir el spruce conservando las mismas dimensiones o ligeramente menores siempre que se haya comprobado ello por cálculos. Es difícil de elaborar por medio de herramientas de mano. Tiene tendencia a partirse y astillarse durante su elaboración, requiriendo considerablemente mayor cuidado en su elaboración. Deberá evitarse el uso de piezas sólidas de considerable dimensión por la dificultad para su inspección. Puede encolarse con facilidad.
Pino abete Noble(Abies Nobiles)	Excede ligeramente la del spruce excepto en corte en que es 8% menor	1:15	Características satisfactorias para su elaboración. Resiste las deformaciones y no se agrieta. Puede usarse para substituir el spruce conservando las mismas dimensiones que éste, siempre que el esfuerzo de corte no predomime. Su dureza es algo mayor que la del spruce. Encola con facilidad.
Pino abete del oeste (Tsuga Heterophylla)	Excede ligeramente la del spruce	1:15	Su contextura es menos uniforme que la del spruce. Puede ser usada como substituto del spruce. Encola con facilidad.
Pino blanco del norte (Pinus Strobus)	Sus propiedades varían entre 85 y 96% de las del spruce	1:15	Excelentes condiciones para elaborarlo. Uniformidad de sus propiedades, pero de baja dureza y poca resistencia al impacto. No puede usarse como substituto del spruce sin aumentar sus dimensiones para compensar su menor resistencia. Encola satisfactoriamente.

Tabla 1-1.- Clasificación y propiedades de la madera para aviación

Especie de madera	Resistencia comparada con el abete	Diviación máxima permisible de las fibras	Notas
1	2	3	4
Cedro blanco (Charaecyparis Lawsoniana)	Excede las del spruce	1:15	Puede usarse como un substituto del spruce en las mismas dimensiones o ligeramente menores siempre que ello se haya comprobado por cálculos. Fácilmente elaborable con herramientas de mano. Aún cuando es difícil de encolar, pueden obtenerse ensambles satisfactorios si se toman las debidas precauciones.
Alamo amarillo (Liriodendrow Tulipifera)	Ligeramente menor que los del spruce excepto en comprensión y corte	1:15	Excelentes condiciones para elaborarla. No debe ser usada como un substituto del spruce sin considerar cuidadosamente su ligeramente menores propiedades de resistencia al impacto es algo reducida. Encola satisfactoriamente.

Ver notas en la página siguiente.

NOTAS (Tabla 1-1)

1. Defectos aceptables.

(a) Desviación de las Fibras (Grano). Las fibras en espiral, fibras en diagonal o combinaciones de las dos son aceptables siempre que ellas no diverjan del eje longitudinal del material más que lo especificado en la columna 3. Para determinar la cantidad de divergencia es necesario inspeccionar las cuatro caras de la pieza de madera. Si se esparce tinta sobre la superficie, el libre flujo de ella ayudará a determinar la dirección de las fibras.

(b) Fibras onduladas, rizadas o encontradas. Estas son aceptables siempre que las irregularidades locales no excedan las limitaciones establecidas para las fibras en espiral o diagonal.

(c) Nudos duros. Los nudos duros hasta de 3/8 de pulgada de diámetro son aceptables siempre que: (1) no estén ubicados en las alas de las vigas, sobre los cantos de las vigas rectangulares o vigas achaflanadas sin orificios o sobre las aristas de los flanges de las vigas de cajón (excepto en aquellas secciones sometidas a pequeños esfuerzos); (2) que no causen mayor divergencia de las fibras en los cantos de las planchas o en los flanges de una viga, mayores que los especificados en la columna 3; (3) que estén en el tercio central de la viga y no más próximo a 20 pulgadas de otro nudo o defecto (esto se aplica a nudos de 3/8 de pulgada; los nudos de menor diámetro pueden estar proporcionalmente más próximos). Los nudos mayores de 1/4 de pulgada deberán ser considerados con gran precaución.

(d) Vetas alrededor de los nudos. Las vetas de pequeña extensión alrededor de los nudos, son aceptables siempre que ellas afecten solamente en pequeña cantidad la dirección de las fibras.

(e) Depósitos de resina. Ellos son aceptables cuando están localizados en la porción central de una viga siempre que estén separados 14 pulgadas por lo menos si están ubicados en el mismo anillo anual y no exceden de 1/8 de pulgada de ancho y 1/8 de pulgada de profundidad; siempre que no estén ubicados en las alas de una viga en I, sobre los cantos de vigas rectangulares o vigas achaflanadas sin orificios o sobre las aristas de los flanges de las vigas de cajón.

(f) Vetas minerales. Son aceptables siempre que una cuidadosa inspección evidencie que no existe descomposición del material (podredumbre, descomposición, etc.)

2. Defectos inaceptables.

(a) Desviación de las fibras. Inaceptables, a no ser que estén dentro de los límites establecidos en 1(a).

(b) Fibras onduladas, rizadas o encontradas. Inaceptables, a no ser que estén dentro de los límites establecidos en 1(b).

(c) Nudos duros. Inaceptables, a no ser que estén dentro de los límites establecidos en 1(c).

NOTAS (Tabla 1-1) (Continuación)

(d) Vetas alrededor de los nudos. Inaceptables si ellas causan considerable desviación en las fibras.

(e) Nudos longitudinales. Estos nudos se extienden completamente a través del espesor de la viga perpendicularmente a los anillos anuales. Se presentan con mayor frecuencia en la madera cortada en cuarterones. La madera con otros defectos deberá ser rechazada.

(f) Depósitos de resina. Inaceptables, a no ser que estén dentro de los límites indicados en 1(e).

(g) Vetas minerales. Inaceptables si ellas han causado descomposición del material (Ver 1 (f)).

(h) Grietas y partiduras. Las grietas que se pròducen naturalmente en la madera son siempre longitudinales, pero ellas pueden extenderse a través de los anillos anuales o entre dos anillos anuales. Las partiduras son causadas por la acción de esfuerzos exteriores. La madera que presente estos defectos deberá ser rechazada.

(i) Friabilidad (fragibilidad) de la madera. Este defecto afecta considerablemente la resistencia y no es fácil de reconocer. Se caracteriza porque la madera tiene una alta gravedad específica y tiene la apariencia del excesivo crecimiento en las maderas de verano y en la mayoría de las especies, el contraste de color entre los anillos de primavera y los de verano es muy pequeño. En los casos dudosos la madera debe ser rechazada o seleccionarse muestras para ser sometidas a prueba de máquina -- para determinar su resistencia, a fin de establecer su calidad. Toda la madera que contenga secciones en estado de friabilidad, deberá ser rechazada.

(j) Fallas de compresión. Este defecto se encuentra en las maderas que han estado sometidas a un exceso de esfuerzos de compresión debido a causas naturales durante el crecimiento del árbol, caída de los árboles sobre el terreno irregular o áspero o tratamiento rudo de los troncos o madera elaborada. Los defectos de compresión se caracterizan por el achatamiento de las fibras que presentan el aspecto de incisiones sobre la superficie, a ángulo recto con las fibras, variando desde incisiones pronunciadas a líneas muy finas que requieren una inspección minuciosa para ser detectadas. La madera que presente fallas evidentes deberá ser rechazada de inmediato. En los casos dudosos la madera deberá ser rechazada o efectuarse una segunda inspección por examen microscópico o ensayo de resistencia, siendo el último sistema el más digno de confianza.

(k) Descomposición. Todas las manchas y descoloraciones deberán ser cuidadosamente examinadas para determinar si ellas son inofensivas o representan descomposición (podredumbre, ataque de materias orgánicas, etc.) preliminar o avanzada. Todas las piezas deberán estar exentas de podredumbre, fungus, corozones rojos (mancha que indica pudrición incipiente) etc., y de cualquier otra demostración de descomposición.

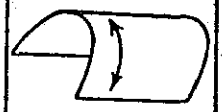
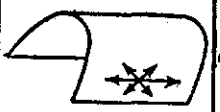
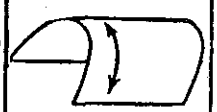
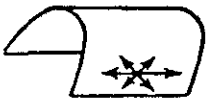
259784 O - 53 - 12

Tabla 1-2. Cola fría de resinas sintéticas [1]

Designación	Tipo	Tiempo aproximado de duración útil después de preparada	Designación	Tipo	Tiempo aproximado de duración útil después de preparada
Amberlite PR-115	Resorcinol	4	Le Page's Panite	Temp.de taller urea	4
Bakelite BC-17613	do	4	Penacolite G-1124	Resorcinol	2-3
Bakelite BCU-1	Temp.de taller urea	4	Penacolite G-1131	do	2½-3
Bakelite BCU-5	do	4	Penacolite G-1215	do	3
Bakelite BCU-12772	do	4	Perkins L-100	Temp.de taller urea	4
Cascamite ANS	do	4	Perkins D-110	do	5
Cascamite 12	do	5-6	Perkins DC-246	do	5
Cascamite 66	do	4	Perkins R-55	Resorcinol	2
Cascamite 77	do	5-6	Perkins RP-60	do	2
Cascamite 151	do	1¾	Phenac Resin Adhesive 703	do	5
Cascophen RS-216	Resorcinol	3¾	Plaskon 201-2	Temp.de taller urea	4
Cascophen RS-224	do	3-4	Plaskon 250-2	do	4
Cascophen RS-232	do	3-4	Plyophen 6000	Resorcinol	4
Casco Resin No. 5	Temp.de taller urea	4	Synvaren PLS	do	2½-3½
Casco Resin No. 5	do	5-6	Synvarite U	Temp.de taller	4-5
Casco Resin 135	do	8-9	Synvarol WR-513	do	2-3
Durez 12688	Resorcinol	3	Uformite 430	do	3-4
Durite 2989	Temp.de taller urea	5	Uformite 500	do	3-4
Durite 3026	Resorcinol	3	Uformite CB-552	do	3-4
Kaseno 2690	do	3	Urac 180	do	4-5
Lauxite PF90C	do	3	Urac Resin Adhesive 185	do	4½
Lauxite 77-X	Temp.de taller urea	4	USP Resorcinol	Resorcinol	3½-4
Lauxite 81-MX	do	2-5	Weldwood	Temp. de taller	3-4
Lauxite 224	do	3			

[1] La inclusión de cualquier tipo de cola en esta Tabla no significa su garantía por ninguna repartición del Gobierno o que ellas cumplen con las especificaciones debidas.

Tabla 1-3 - Radios de curvatura mínimos para madera contraplacada usada en aeronaves[1]

Espesor de la madera contraplacada		Curvatura en mandriles fríos - 10% de humedad		Empapada en agua caliente y curvada en moldes fríos	
		A 90° con respecto a las fibras de la superficie 	A 0° ó 45° con respecto a las fibras de la superficie 	A 90° con respecto a las fibras de la superficie 	A 0° ó 45° con respecto a las fibras de la superficie 
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)
Pulgadas	No. de placas	Pulgadas	Pulgadas	Pulgadas	Pulgadas
0,035	3	2,0	1,1	0,5	0,1
,070	3	5,2	3,2	1,5	,4
,100	3	8,6	5,2	2,6	,8
,125	3	12	7,1	3,8	1,2
,155	3	16	10	5,3	1,8
,185	3	20	13	7,1	2,6
,160	5	17	11	6	2
,190	5	21	14	7	3
,225	5	27	17	10	4
,250	5	31	20	12	5
,315	5	43	28	16	7
,375	5	54	36	21	10

[1] Las columnas (1) y (3) pueden ser usadas también para determinar el espesor máximo de los miembros curvos no laminados.

Tabla 2-1 Tela de aviación usada para el recubrimiento de aeronaves

Material	Especificación	Resistencia mínima de tensión de la tela nueva (sin dopear)	Resistencia mínima de rasgue de la tela nueva (sin dopear)	Resistencia mínima de tensión de la tela deteriorada (sin dopear)	Número de hilos por pulgada	Uso y Notas
Tela de aviación de algodón mercerizado (Grado "A")	Society Auto. Engineers AMS 3806 (La TSO-C15 hace referencia a esta especificación)	80 lbs. por pulgada en urdiembre y relleno	5 lbs. en urdiembre y relleno	56 lbs. por pulgada	80 min. 84 máx. urdiembre y relleno	Para uso en aeronaves. Uso obligatorio en las aeronaves con carga superior alar de 9 lbs. por pié cuadrado y velocidad máxima superior a 160 m.p.h. (velocidad especificada en la placa)
Idem	AN-C-121	Idem	Idem	Idem	Idem	Equivalente a AMS 3806
Tela de aviación dopeada previamente con nitrato de celulosa	AN-C-113	Idem	Idem	Idem	Idem	Equivalente a AN-C-121 o AMS 3806 (sin dopear) Dopeada con dope de nitrato de celulosa
Tela de aviación dopeada previamente con butirato-acetato de celulosa	AN-C-132	Idem	Idem	Idem	Idem	Equivalente a AN-C-121 o AMS 3806 (sin dopear). Dopeada con butirato-acetato de celulosa.
Tela de aviación de algodón mercerizado	Society Auto. Engineers AMS 3804 (TSO-C14 hace referencia a esta especificación	65 lbs. por pulgada en urdiembre y relleno	4 lbs. urdiembre y relleno	46 lbs. por pulgada	80 min. 94 máx. urdiembre y relleno	Para uso en aeronaves con carga alar menor de 9 lbs. por pié y velocidad máxima menor de 160 m.p.h. (velocidad especificada en la placa)

Tabla 2-1 Tela de aviación usada para el recubrimiento de aeronaves (Cont.)

Tela de aviación de algodón mercerizado	Society Auto. Engineers AMS 3802A	50 lbs. por pulgada en urdiembre y relleno	3 lbs. en urdiembre y relleno	35 lbs. por pulgada	110 máx. en urdiembre y relleno	Para uso en deslizadores con carga alar de 8 lbs. por pié cuadrado o menos y velocidad máxima menor de 135 m. p.h. (velocidad especificada en la placa)
Tela de algodón para deslizadores	A.A.F. No.16128	55 lbs. por pulgada en urdiembre y relleno	4 lbs. en urdiembre y relleno	39 lbs. por pulgada	80 min. en urdiembre y relleno	Equivalente a AMS 3802 - A

Tabla 2-2 Materiales textiles varios

Material	Especificación	Dimensión de la cuerda(hilo)	Resistencia mínima a la tensión	Yardas por pulgadas	Uso y Notas
Huincha de algodón para refuerzo	AN-DDD-T-91a Tipo I	.....	150 lbs. por 1/2 pulgada de ancho	.....	Usada como huincha de refuerzo sobre la tela y bajo las cuerdas de enlace de las costillas. La resistencia para otros anchos es proporcional.
Cuerda de enlace de algodón trenzado y pre-encerado	AN-C-139	.....	80 lbs., doble	310 min.	Para enlazar la tela sobre la estructura. Si no ha sido encerada previamente, debe ser ligeramente encerada antes de ser usada.
Cuerda de enlace de algodón especial	U.S. Army No. 6-27	20/3/3/3	85 lbs., doble	.....	.....Idem.....
Cuerda de enlace de algodón trenzado	AN-C-122	.....	80 lbs., sencilla	170 min.	.....Idem.....
Hilo para enlace de hilo y de cáñamo-hilo	AN-T-47 Tipo II	9 capas	59 lbs. sencilla	620 min.	.....Idem.....
		11 capas	70 lbs. sencilla	510 min.	.....Idem.....
Hilo de enlace de algodón de alta tensión	AN-T-46. Estilo A. Tipo II	Etiqueta No. 10	62 lbs. sencilla	480 min.	.....Idem.....
Hilo de algodón para coser a máquina	Federal V-T-276b	20/4 capas	5 lbs. sencilla	5000 normal	Usado para todas las costuras a máquina
Hilo de algodón para coser a mano	V-T-276b. Tipo III B	3/4 capas	14 lbs. sencilla	1650 normal	Usado para todas las costuras a mano. Usese bien encerado.
Huincha de superficie de algodón	La misma de la tela usada	.....	La misma de la tela usada	.....	Equivalente a AN-T-48. Tipo I.

Tabla 2-2 Materiales textiles varios (Cont.)

Huincha de superficie de algodón (Fabricada de AN-C-121	AN-T-48. Clase I	.....	80 lbs. por pulgada	.....	Usada sobre las costuras, bordes de ataque, bordes de fuga, bordes en general y costillas. La huincha puede tener sus bordes lisos, piqueteados o sinusoidales.

Tabla 3-1. Propiedades de las varillas para soldadura oxi-acetileno

Material básico	Especificación de la varilla de soldadura	Composición de la varilla de soldadura en %
Acero pleno al carbón y aceros de baja aleación tales como SAE 4130 (No sometido a tratamiento térmico después de soldados)	A.A.F. No. 10286-D, Tipo II, Grado 1-G o Marina 46R4b, clase 1, Tipo C	Carbón 0,06 máx. Manganeso 0,25 máx. Fósforo 0,04 máx. Sulfuro 0,05 máx. Silicio (1) 0,08 máx.
Acero pleno al carbón y aceros de aleación	A.A.F. No. 10286-C, Tipo II, Grado 2-G o Marina 46R4b, Clase 1, Tipo B	Carbón 0,10 - 0,20 Manganeso 1,00 - 1,20 Fósforo 0,04 máx. Sulfuro 0,05 máx. Silicio 0,20 - 0,30

(1) El contenido de silicio no es exigido en la Especificación AAF No.10286-D

Tabla 3-2. Propiedades de los electrodos para soldadura al arco

Material Básico	Especificación	Uso
Acero pleno al carbón y aceros de aleación (No sometido a tratamiento térmico después de soldados)	AN-E-9, Clase A	Corriente DC o AC. Pequeña penetración (Para secciones delgadas
Acero pleno al carbón y acero de aleación (No sometido a tratamiento térmico después de soldados)	AN-E-9, Clase B	Corriente DC de polaridad inversa. Penetración profunda. (Secciones de gran espesor)
Aceros de aleación (Tratados térmicamente después de soldados)	AN-E-9, Clase C	Corriente DC o AC. Pequeña penetración (Secciones de gran espesor
Aceros de aleación (Tratados térmicamente después de soldados	AN-E-9, Clase D	Corriente DC de polaridad universa.Penetración profunda. (Secciones de gran espesor.

Nota: No se especifica la composición

Tabla 3-3. Radios recomendados para curvaturas de 90° para láminas de aluminio y de aleación de aluminio de espesor, (t)

Aleación y temple	Espesor aproximado en pulgadas					
	0.016 1/64	0.032 1/32	0.064 1/16	0.128 1/8	0.182 3/16	0.258 1/4
24S-O[1]	0	0	0	0	0-1t	0-1t
24S-T3[1,2]	1½t-3t	2t-4t	3t-5t	4t-6t	4t-6t	5t-7t
24S-T6[1]	2t-4t	3t-5t	3t-5t	4t-6t	5t-7t	6t-10t
52S-O	0	0	0	0	0-1t	0-1t
52S-H32	0	0	0	0-1t	0-1t	½t-1½t
52S-H34	0	0	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t
52S-H36	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	2t-4t
52S-H38	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	3t-5t	4t-6t
61S-O	0	0	0	0	0-1t	0-1t
61S-T4	0-1t	0-1t	1½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t
61S-T6	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	2t-4t
75S-O	0	0	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t
75S-T6[1]	2t-4t	3t-5t	3t-5t	4t-6t	5t-7t	6t-10t

[1] Las láminas Alclad pueden ser curvadas en un radio ligeramente menor que el correspondiente a las láminas sin capa protectora del mismo temple.

[2] Inmediatamente después de enfriada, esta aleación puede ser curvada a un radio apreciablemente menor.

Tabla 3-4. Numeros de remaches necesario para empalmes. (Uniones sobrelapadas sencillas) de láminas sin capa protectora 14S-T6, 24S-T3, 24S-T36 y 75S-T6; láminas Clad 14S-T6, 24S-T3, 24S-T36 y 75S-T6; planchas, barras, tuberías y perfiles 24S-T4 y 75S-T6; y perfiles 14S-T6.

Espesor "t" en pulgadas	Número de remaches de cabeza en relieve Al7S-T3 necesarios por pulgadas de ancho "W"					No. de pernos
	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	AN-3
0.016	6.5	4.9	.....	.....	.....	.....
.020	6.9	4.9	3.9	.....	.....	.....
.025	8.6	4.9	3.9	.....	.....	.....
.032	11.1	6.2	3.9	3.3	.....	.....
.036	12.5	7.0	4.5	3.3	2.4	.....
.040	13.8	7.7	5.0	3.5	2.4	3.3
.051	.....	9.8	6.4	4.5	2.5	3.3
.064	.....	12.3	8.1	5.6	3.1	3.3
.081	.....	.....	10.2	7.1	3.9	3.3
.091	.....	.....	11.4	7.9	4.4	3.3
.102	.....	.....	12.8	8.9	4.9	3.4
.128	.....	.....	.....	11.2	6.2	4.2

NOTAS:

(a) Para los largueros falsos de parte superior del ala o del fuselaje, puede usarse el 80% del número de remaches indicados en la Tabla.

(b) Para las cuadernas intermediarias puede usarse el 60%.

(c) Para las uniones de láminas de solapado sencillo puede usarse el 75%.

FORMA EN QUE FUE CALCULADA LA TABLA:

1. La carga por pulgada de ancho de material se calculó suponiendo que una faja de una pulgada de ancho está sometida a tensión.
2. El número de remaches necesario fué calculado para remaches Al7ST soportando una carga al corte igual a 40% de la resistencia a la tensión permisible de la lámina y una resistencia de aplastamiento igual a 160% de la resistencia a la tensión permisible de la lámina, usando orificios de diámetro nominal para los remaches.
3. Las combinaciones de espesores de láminas y dimensiones de los remaches que están sobre la línea gruesa son críticas (es decir, fallarán) al aplastamiento para la lámina; aquellas debajo son críticas con respecto a la cizalla de los remaches.
4. El número de pernos AN-3 necesarios indicados debajo de la línea gruesa han sido calculados basados para una tensión de 70.000 lbs. por pulgada cuadrada para la lámina y una resistencia al corte simple de 2.126 libras para el perno.

Tabla 3-5. Número de remaches necesarios para empalme (uniones sobrelapadas sencillas) de láminas, planchas, barras, varillas, tubos y perfiles. 17ST, Alclad 17ST, 17SRT y 17SRT Alclad.

Espesor "t" en pulgadas	Número de remaches de cabeza en relieve A17S-T3 necesarios por pulgada de ancho "W"					No. de pernos
	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	AN-3
0.016	6.5	4.9	.....	.....	.....	.....
.020	6.5	4.9	3.9	.....	.....	.....
.025	6.9	4.9	3.9	.....	.....	.....
.032	8.9	4.9	3.9	3.3	.....	.....
.036	10.0	5.6	3.9	3.3	2.4	.....
.040	11.1	6.2	4.0	3.3	2.4	.....
.051	.....	7.9	5.1	3.6	2.4	3.3
.064	.....	9.9	6.5	4.5	2.5	3.3
.081	.....	12.5	8.1	5.7	3.1	3.3
.091	.....	.....	9.1	6.3	3.5	3.3
.102	.....	.....	10.3	7.1	3.9	3.3
.128	.....	.....	12.9	8.9	4.9	3.3

NOTAS:

(a) Para los largueros falsos en la parte superior del ala o del fuselaje, puede usarse el 80% del número de remaches indicados en la Tabla.

(b) Para las cuadernas intermediarias puede usarse el 60%.

(c) Para las uniones de láminas de sobrelapado sencillo puede usarse el 75%.

FORMA EN QUE FUE CALCULADA LA TABLA:

1. La carga por pulgada de ancho de material fué calculada suponiendo una faja de 1 pulgada de ancho sometida a la tensión.
2. El número de remaches necesario fué calculado para remaches A17ST soportando una carga al corte igual a 50% de la resistencia a la tensión de la lámina y una resistencia de aplastamiento igual a 160% de la resistencia a la tensión permisible de la lámina, usando orificios de diámetro nominal para los remaches.
3. Las combinaciones de espesores de lámina y dimensiones de los remaches que están sobre la línea gruesa son críticas (es decir, fallarán) al aplastamiento, aquellas debajo de la línea gruesa son críticas con respecto a la cizalla de los remaches.
4. El número de pernos AN-3 necesarios indicado debajo de la línea gruesa han sido calculados basados en una tensión de 55.000 libras por pulgada cuadrada para la lámina y una resistencia al corte simple de 2.126 libras para el perno.

Tabla 3-6. Número de remaches necesarios para un empalme (juntura sobrelapada sencilla) de láminas 52S (de dureza máxima).

Espesor "t" en pulgadas	Número de remaches de cabeza en relieve A17S-T3 necesarios por pulgada de ancho "W"					No. de pernos
	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	AN-3
0.016	6.3	4.7	.....	.....	.....	.....
.020	6.3	4.7	3.8	.....	.....	.....
.025	6.3	4.7	3.8	.....	.....	.....
.032	6.3	4.7	3.8	3.2	.....	.....
.036	7.1	4.7	3.8	3.2	2.4	.....
.040	7.9	4.7	3.8	3.2	2.4	.....
.051	10.1	5.6	3.8	3.2	2.4	.....
.064	12.7	7.0	4.6	3.2	2.4	.....
.081	.....	8.9	5.8	4.0	2.4	3.2
.091	.....	10.0	6.5	4.5	2.5	3.2
.102	.....	11.2	7.3	5.1	2.8	3.2
.128	.....	.....	9.2	6.4	3.5	3.2

NOTAS:

(a) Para los largueros falsos de la parte superior del ala o del fuselaje, puede usarse el 80% del número de remaches indicados en la Tabla.

(b) Para las cuadernas intermediarias puede usarse el 60%.

(c) Para las uniones de láminas de sobrelapado sencillo puede usarse el 75%.

FORMA EN QUE FUE CALCULADA LA TABLA:

1. La carga por pulgada de ancho de material fué calculada suponiendo una faja de 1 pulgada de ancho sometida a la tensión.
2. El número de remaches necesario fué calculado para remaches A17ST soportando una carga al corte igual a 70% de la resistencia a la tensión permisible de la lámina, usando orificios de diámetro nominal para los remaches.
3. Las combinaciones de espesores de láminas y dimensiones de los remaches que están sobre la línea gruesa son críticas, es decir, harán fallar la lámina al aplastamiento; aquellas debajo de la línea gruesa son críticas con respecto a la cizalla de los remaches.

Tabla 4-1. Cables de comando

Dimensión del cable	Resistencia mínima a la ruptura en libras		
	Flexible 7 x 7 y 7 x 19		Alambre No. 19 no flexible
	Acero al carbón AN-C-43	Acero al Carbón AN-C-44	Acero al carbón AN-C-76
1/32			185
1/16	480	480	500
5/64			800
3/32	920	920	1200
7/64			1600
1/8	2000	1900	2100
5/32	2800	2600	3300
3/16	4200	3900	4700
7/32	5600	5200	6300
1/4	7000	6600	8200
9/32	8000	8000	
5/16	9800	8200	12500
11/32	12500		
3/8	14400	12000	

Tabla 4-2. Pauta para afianzamiento de (frenar) los tensores

Dimensión del cable	Tipo de embarrilado	Diámetro del alambre de frenar	Material (en condición de recocido)
1/16	Sencillo	0,040	Cobre, latón, acero estañado o galvanizado o acero blando
3/32	Sencillo	0,040	Cobre, latón, acero estañado o galvanizado o acero blando
1/8	Sencillo	0,040	Acero inmanchable
1/8	Doble	0,040	Cobre, latón, acero estañado o galvanizado, o acero blando
5/32 y mayores	Doble	0,040	Acero galvanizado o estañado, acero blando o acero inmanchable
5/32 y mayores	Doble	0,051	Cobre, latón

Notas:

1. Los conjuntos de tensores estampados y no estampados están detallados en los dibujos standard AN.

Tabla 4-2. Pauta para afianzamiento de (frenar) los tensores (Cont.)

2. Ciertas partes de los terminales standard AN estampados especifican un orificio de 0,047 pulgadas para el alambre de frenar. Este orificio puede ser escareado lo suficiente para alojar alambres dobles de 0,040 y 0,051 pulgadas de diámetro.

3. En el caso que el fabricante de aeronaves recomiende el uso de embarrilado simple en lugar de embarrilado doble, las recomendaciones de más arriba no se aplican al caso.

Tabla 5-1. Torque recomendado para las tuercas
(NOTA: Estos valores se aplican para filetes cadmiados sin lubricación)

Dimensión de la tarraja	Tuercas de tensión tipo AN-365 y AN-310	Tuercas de cizalla AN-365 y AN 320	Pernos AN-365 y tuercas AN-310 de 90.000 lbs. por pulg.cuadrada	(60% de la columna 4) Tuercas AN-364 y AN-320
Serie de hilo fino				
8-36	12-15	7-9	20	12
10-32	20-25	12-15	40	25
¼-28	50-70	30-40	100	60
5/16-24	100-140	60-85	225	140
3/8-24	160-190	95-110	390	240
7/16-20	450-500	270-300	840	500
½-20	480-690	290-410	1100	660
9/16-18	800-1000	480-600	1600	960
5/8-18	1100-1300	600-780	2400	1400
¾-16	2300-2500	1300-1500	5000	3000
7/8-14	2500-3000	1500-1800	7000	4200
1-14	3700-5500	2200-3300[1]	10000	6000
1⅛-12	5000-7000	3000-4200[1]	15000	9000
1¼-12	9000-11000	5400-6600[1]	25000	15000
Serie de hilo grueso				
8-32	12-15	7-9	20	12
10-24	20-25	12-15	35	21
¼-20	40-50	25-30	75	45
5/16-18	80-90	48-55	160	100
3/8-16	160-185	95-100	275	170
7/16-14	235-255	140-155	475	280
½-13	400-480	240-290	880	520
9/16-12	500-700	300-420	1100	650
5/8-11	700-900	420-540	1500	900
¾-10	1150-1600	700-950	2500	1500
7/8-9	2200-3000	1300-1800	4600	2700

[1]Valores correspondientes estimados.

NOTA: Las cargas de torque de más arriba pueden ser aplicadas a todas las tuercas de acero cadmiado de la serie para hilo grueso o hilo fino que tengan aproximadamente igual número de hilos (filetes) y las mismas superficies de apoyo.

Tabla 7-1. Sistema numérico para identificación del acero

Tipo de acero	Numerales y dígitos
Aceros al carbón	1xxx
Aceros plenos al carbón	10xx
Aceros de libre corte	11xx
Aceros manganeso (1,60 a 1,90% de manganeso)	13xx
Aceros níquel	2xxx
3,50% níquel	23xx
5,00% níquel	25xx
Aceros níquel-cromo	3xxx
9,70% de níquel y 0,07 de cromo	30xx
1,25% de níquel y 0,60 de cromo	31xx
1,75% de níquel y 1,00 de cromo	32xx
3,50% de níquel y 1,50 de cromo	33xx
Aceros resistentes al calor y a la corrosión	30xx
Aceros molibdenos	40xx
Aceros cromo-molibdenos	41xx
Aceros cromo-níquel-molibdeno	43xx
Aceros níquel-molibdeno	
1,75% níquel, 0,25% molibdeno	46xx
3,50% níquel, 0,25% molibdeno	48xx
Aceros cromo	5xxx
De cromo bajo	51xx
De cromo medio	52xxx
Resistente al calor y a la corrosión	51xxx
Aceros cromo-vanadio	6xxx
1,00 de cromo	61xx
Aceros de emergencia nacional	8xxx
Aceros sílice-manganeso	9xxx
2,00% de sílice	92xx

Tabla 7-2 Valores de dureza del acero

Dureza Rockwell		Dureza del diámetro piramidal Vickers (1)	Dureza Brinell[2]		Resistencia a la tensión 1000Lbs por pulgada cuadrada	Dureza Rockwell		Dureza del diámetro piramidal Vickers (1)	Dureza Brinell[2]		Resistencia a la tensión 100 Lbs por pulgada cuadrada.
Carga sobre el diámetro C-150 Kg	Carga sobre la bolita de 1/16B 100 Kg		Bolita de tungsteno carburo	Bolita de acero		Carga sobre el diámetro C-150 KG.	Carga sobre la bolita de 1/16B 100 Kg		Bolita de tungsteno carburo	Bolita de acero	
53	.....	573	554	.....	283	13	94.1	211	202	193	95
52	.....	556	538	.....	273	12	93.4	207	199	190	93
51	.....	539	523	500	264	11	92.6	203	195	186	91
50	.....	523	508	488	256	10	91.8	199	191	183	90
49	.....	508	494	476	246	9	91.2	196	187	180	89
48	.....	493	479	464	237	8	90.3	192	184	177	88
47	.....	479	465	453	231	7	89.7	189	180	174	87
46	.....	465	452	442	221	6	89	186	177	171	85
45	.....	452	440	430	215	5	88.3	183	174	168	84
44	.....	440	427	419	208	4	87.5	179	171	165	83
43	.....	428	415	408	201	3	87	177	169	162	82
42	.....	417	405	398	194	2	86	173	165	160	81
41	.....	406	394	387	188	1	85.5	171	163	158	80
40	.....	396	385	377	181	0	84.5	167	159	154	78
39	.....	386	375	367	176	.....	83.2	162	153	150	76
38	.....	376	365	357	170	.....	82	157	148	145	74
37	.....	367	356	347	165	.....	80.5	153	144	140	72
36	.....	357	346	337	160	.....	79	149	140	136	70
35	.....	348	337	327	155	.....	77.5	143	134	131	68
34	.....	339	329	318	150	.....	76	139	130	127	66
33	.....	330	319	309	147	.....	74	135	126	122	64
32	.....	321	310	301	142	.....	72	129	120	117	62
31	.....	312	302	294	139	.....	70	125	116	113	60
30	.....	304	293	286	136	.....	68	120	111	108	58
29	.....	296	286	279	132	.....	66	116	107	104	56
28	.....	288	278	272	129	.....	64	112	104	100	54
27	.....	281	271	265	126	.....	61	108	100	96	52
26	.....	274	264	259	123	.....	58	104	95	92	50
25	.....	267	258	253	120	.....	55	99	91	87	48
24	.....	261	252	247	118	.....	51	95	86	83	46
23	.....	255	246	241	115	.....	47	91	83	79	44
22	100.2	250	241	235	112	.....	44	88	80	76	42
21	99.5	245	236	230	110	.....	39	84	76	72	40
20	98.9	240	231	225	107	.....	35	80	72	68	38
19'	98.1	235	226	220	104	.....	30	76	67	64	36
18	97.5	231	222	215	103	.....	24	72	64	60	34
17	96.9	227	218	210	102	.....	20	69	61	57	32
16	96.2	223	214	206	100	.....	11	65	57	53	30
15	95.5	219	210	201	99	.....	0	62	54	50	28
14	94.9	215	206	197	97						

Tabla 7 - 2. Valores de dureza del acero (Cont.)

1
Los valores de dureza Vickers se obtuvieron con las siguientes cargas:

	Kilogramos
918 a 171 inclusive.....	50
167 a 95 inclusive.....	30
91 a 62 inclusive.....	10

2
Los valores de dureza Brinell se obtuvieron con una carga de 3.000 Kg. excepto para los valores entre 159 a 86 inclusive de la bolita de tungsteno-carburo obtenidos con una carga de 1.500 kg. y desde 83 a 54 con una carga de 500 Kg.

3
Los valores Rockwell C menores de 20 no se recomiendan para efectos de correlación, sin embargo ellos sirven para dar una idea de ella.

Tabla 7-3 Valores de dureza para las aleaciones de aluminio

Designación comercial del material	Temple de dureza	Número de dureza Brinell
2S (aluminio puro).....	O	23
	H	44
3S.....	O	28
	H	55
14S, forjado.....	T	125
17S.....	O	45
	T	100
	RT	110
24S.....	O	42
	T	105
	RT	116
25S, forjado.....	O	80
	W	100
	T	90
A51S, forjado.....	T	90
52S.....	O	45
	H	85
61S.....	O	30
	T	95

CODIGO DE TEMPLE

O - Recocido
H - Grado comercial máximo de endurecimiento durante la elaboración
T - Completamente tratado al calor
RT - Tratado al calor y endurecido en frío
W - Templado pero no completamente envejecido. La letra W se asigna solamente a las aleaciones que requieren un procedimiento de envejecimiento artificial para alcanzar la condición T.

Tabla 10-1. Datos de Tubería

Diámetro exterior del tubo(pulgadas)	Torque de la llave para apretar las tuercas de las tuberías (lbs.Pulg.)		Radio mínimo de curvatura (pulgadas)	
	Aleación de aluminio 2S 1/2H, 5250	Acero	Aleación de aluminio 2S 1/2H, 52S0	Acero
1/8	.....	.....	3/8	.....
5/16	.....	30-70	7/16	21/32
1/4	40-65	50-90	9/16	7/8
5/16	60-80	70-120	3/4	1 1/8
3/8	75-125	90-150	15/16	1 5/16
1/2	150-250	155-250	1 1/4	1 3/4
5/8	200-350	300-400	1 1/2	2 3/16
3/4	300-500	430-575	1 3/4	2 5/8
1	500-700	550-750	3	3 1/2
1 1/4	600-900	.....	3 3/4	4 3/8
1 1/2	600-900	.....	5	5 1/4
1 3/4	.....	.....	7	6 1/8
2	.....	.....	8	7

Tabla 11-1. Comparación de las propiedades de los cables eléctricos de cobre y aluminio

Dimensión del cable		Area nominal del conductor (cir. mil)		Resistencia del conductor en ohms por pie a 20°C		Capacidad de corriente de un conductor sencillo en el aire libre
Cu	Al	Cu	Al	Cu	Al	Cu ó Al
20	18	1119	1779	0.01025	0.010187	11
18	16	1779	2541	.00644	.007131	16
16	14	2409	4066	.00476	.004457	22
14	12	3830	6607	.00299	.002742	32
12	10	6088	10418	.00188	.001739	41
10	8	10443	16564	.00110	.001093	55
8	6	16864	28280	.00070	.000641	73
6	4	26813	42420	.000436	.000427	101
4	2	42613	67872	.000274	.000268	135
....	1	.....	84840	.....	.000214	155
2	1/0	66832	107464	.000179	.000169	181
1	2/0	81807	138168	.000146	.000133	211
1/0	3/0	104118	168872	.000114	.000109	245
2/0	4/0	133665	214928	.000090	.000085	283
3/0	...	167332	.....	.000072	.....	328
4/0	...	211954	.....	.000057	.....	380

APENDICE C (Figuras)

El apéndice C contiene todas las figuras a las cuales se hace referencia en el Manual de Aeronáutica Civil Número 18. El sistema de numeración usado para las figuras es el mismo usado para las Tablas del Apéndice B. Por ejemplo, la Figura 1-1 es la primera figura dentro de la Sección 1 del MAC 18.20.

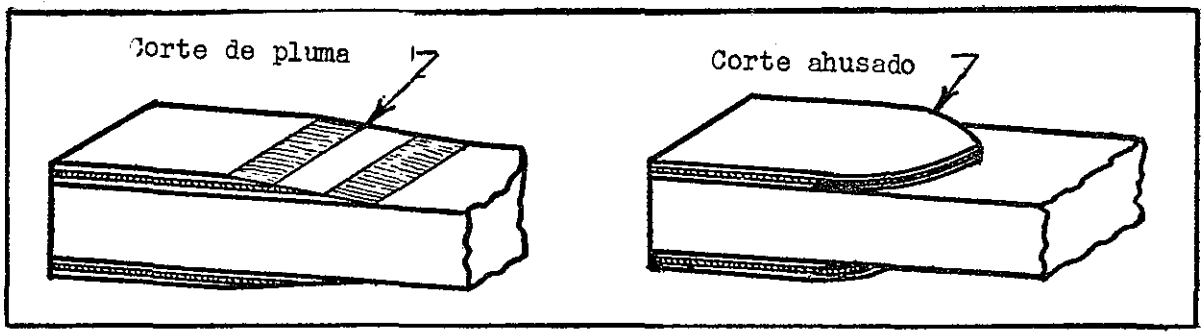


Figura 1-1. Terminación de las planchas contraplacadas. Ref. 18.20 - 1(a)(3)(ii)

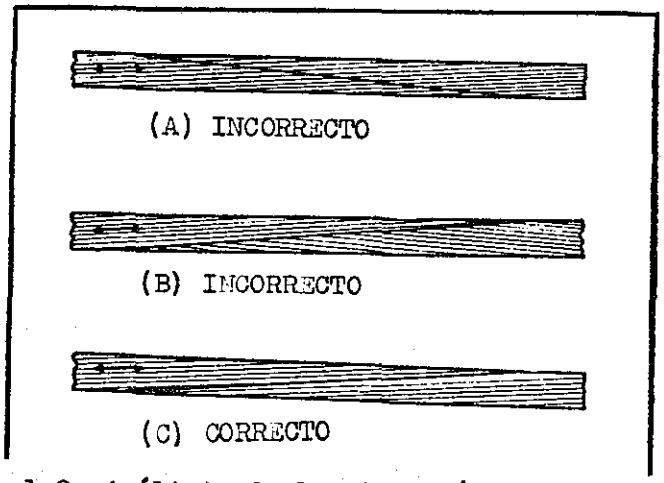
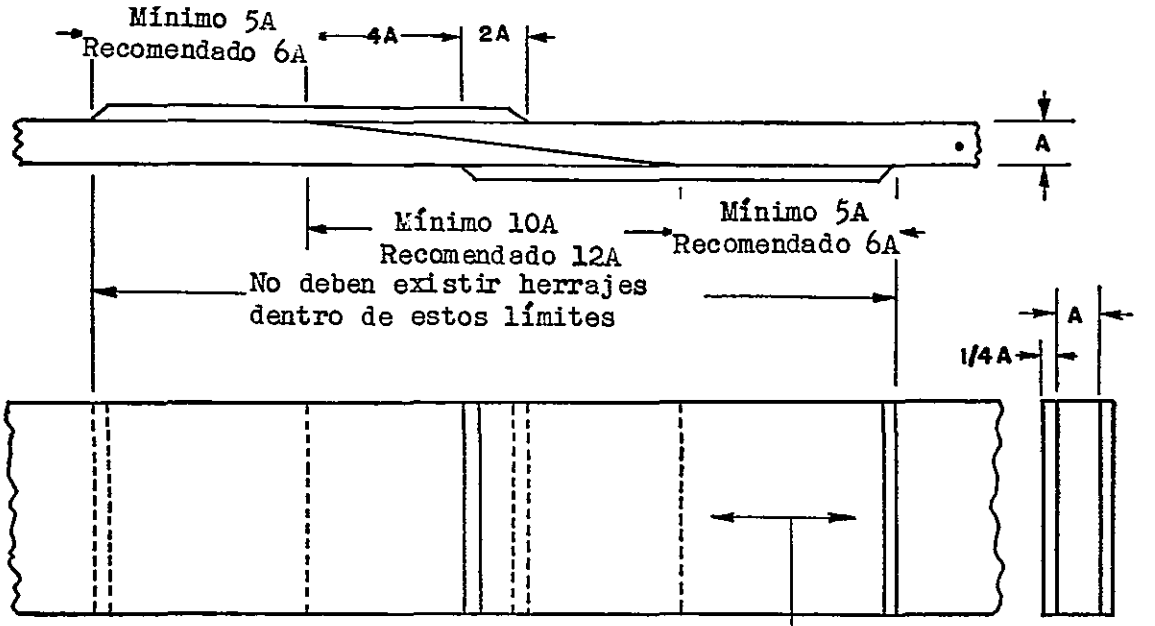


Figura 1-2. Análisis de la dirección de las fibras al efectuar empalmes en diagonal. Ref. MAC 18.20 - (1) (b) (2)

No deberá existir una desviación mayor de 1:15 en las fibras en los octavos del espesor más próximos a la superficie del larguero. En los octavos adyacentes, las desviaciones de mayor inclinación tales como ondulaciones en algunos anillos de crecimiento anual no son perjudiciales por lo general. Las desviaciones y la inclinación en exceso a aquellas especificadas puede ser aceptable en las alas de los largueros solamente si están ubicadas en el 1/4 interior de la extensión del flange



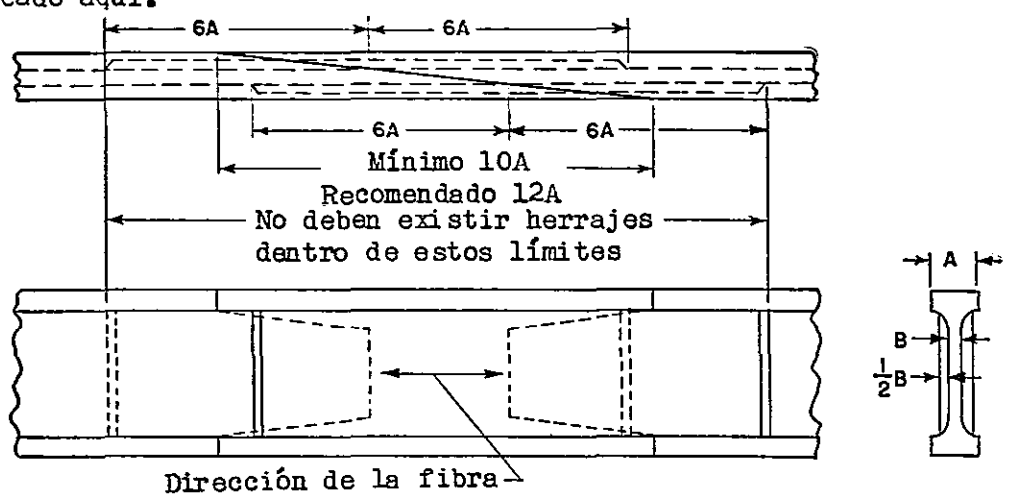
Dirección de las fibras si se trata de abeto (Spruce) o de la superficie exterior si se trata de madera contraplacada.

Las planchas de refuerzo deberán ser de abeto (Spruce) o contraplacado, debiendo adherirse solamente por medio de cola.

Los largueros sólidos pueden ser reemplazados por largueros laminados o viceversa, siempre que el material sea de la misma alta calidad.

Figura 1-3. Método de empalme para largueros sólidos o rectangulares Laminados. Ref. MAC 18.20 - 1(c)(1)

Si el empalme se ejecuta por medio de un corte de pluma de todo el ancho del larguero, las planchas de refuerzo ahusados deberán ser primeramente adheridas. En todo lo demás el empalme es el mismo indicado aquí.



Las planchas de refuerzo pueden ser de contraplacado, del mismo material de igual o superior calidad. Deberán adherirse solamente por medio de cola.

Figura 1-4. Método de empalme para largueros sólidos I (doble T). Ref. MAC 18.20-1(c)(1)

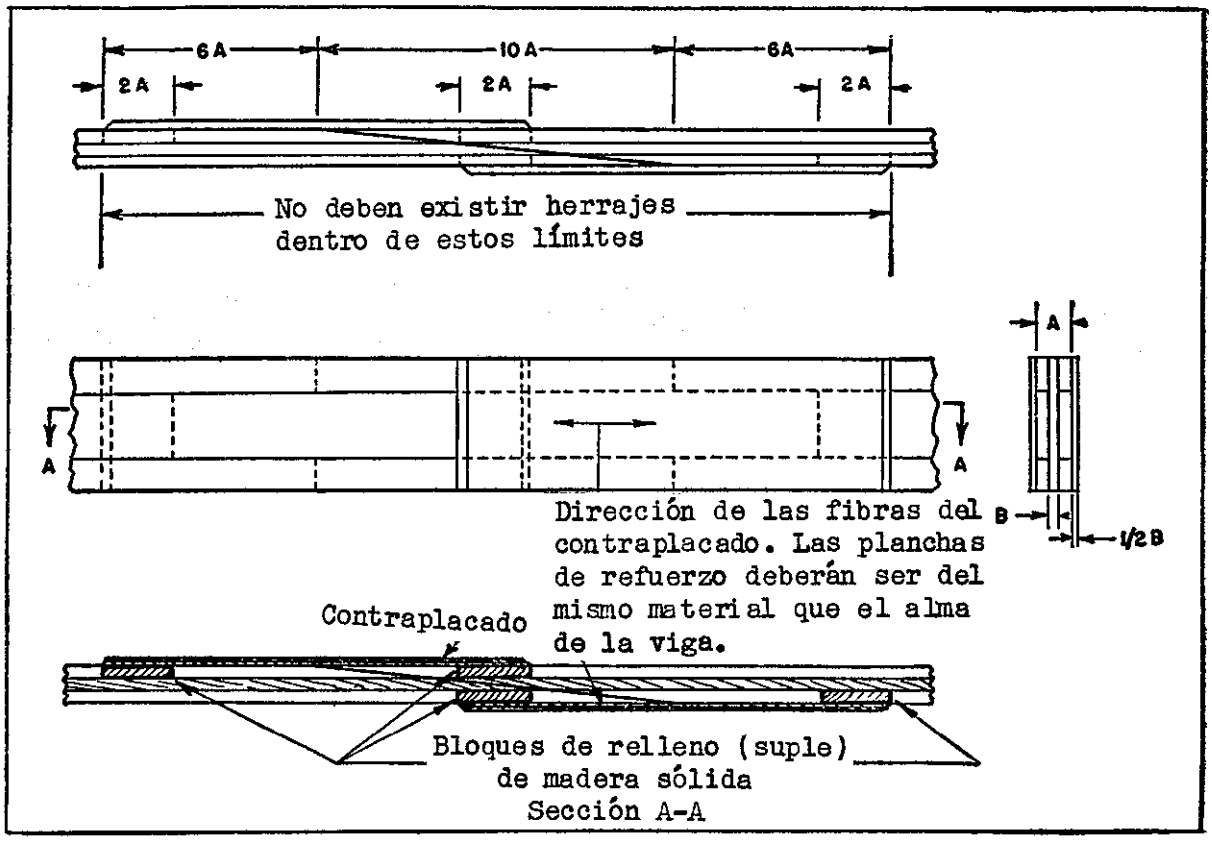


Figura 1-5. Reparaciones para largueros I armados. Ref. MAC 18.20 - 1(c)(1)

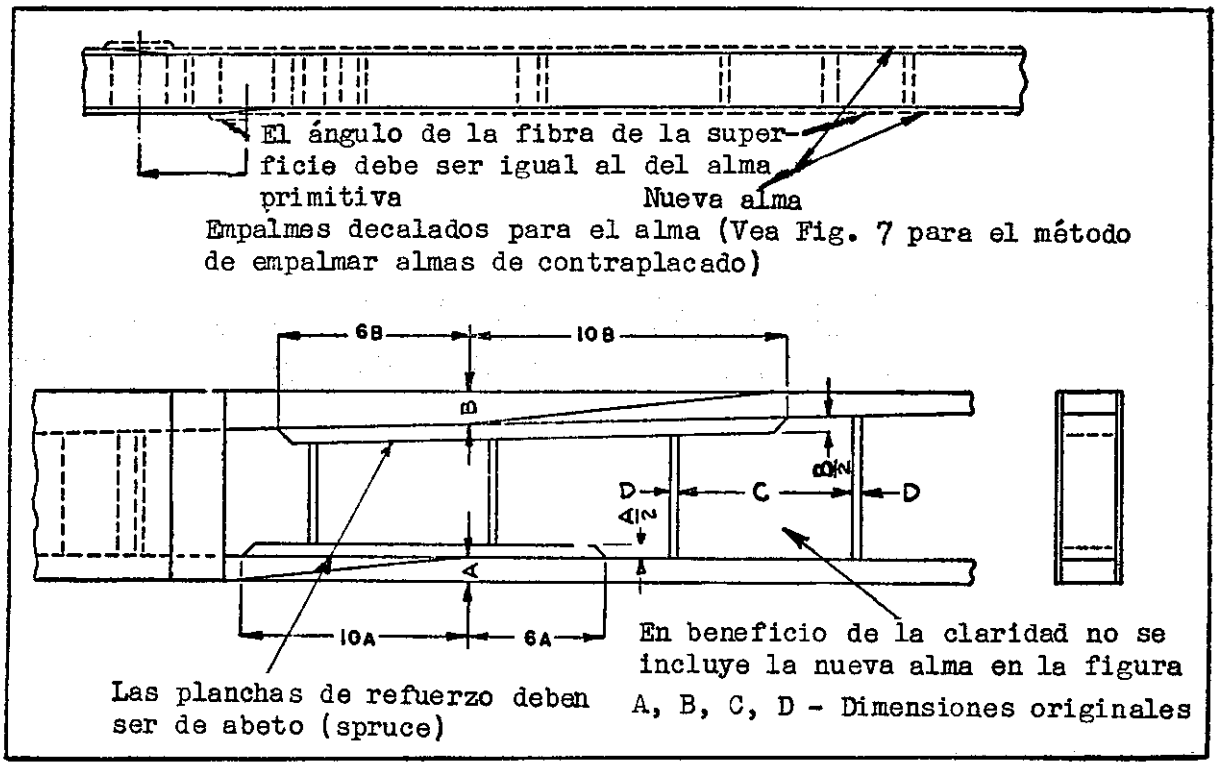
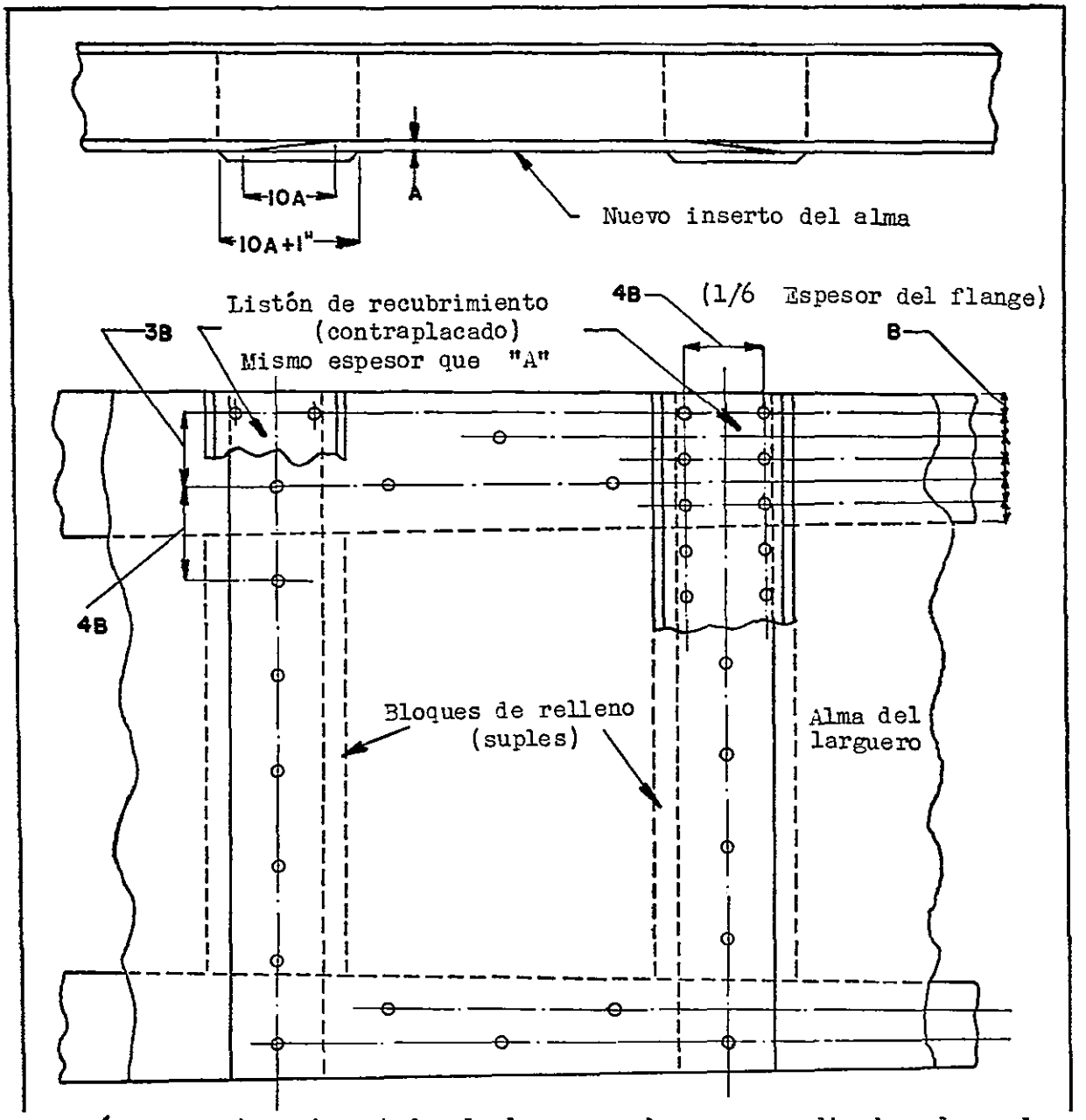


Figura 1-6. Método de empalme para alas de largueros armados de sección Rectangular (Método de placa) Ref. MAC 18.20-1(c)(1)



1. Después que se haya insertado el alma en su lugar por medio de cola y clavos, colóquense los listones de recubrimiento sobre la totalidad de la superficie de empalme.
2. La forma del perfil de los bloques de relleno deberá ajustarse perfectamente al ahusamiento del larguero. Ellos no deberán estar instalados demasiado apretados porque el efecto de cuña soltará las junturas encoladas del alma a las alas (flanges) del larguero. Si están demasiado sueltos el alma se aplastará al ser sometida a presión.
3. La dirección de las fibras del contraplacado para la nueva alma y listones de recubrimiento deberá ser la misma que la del alma original.

Figura 1-7. Empalme del alma de largueros armados de sección rectangular. Ref. MAC 18.20 - 1(c)(2)

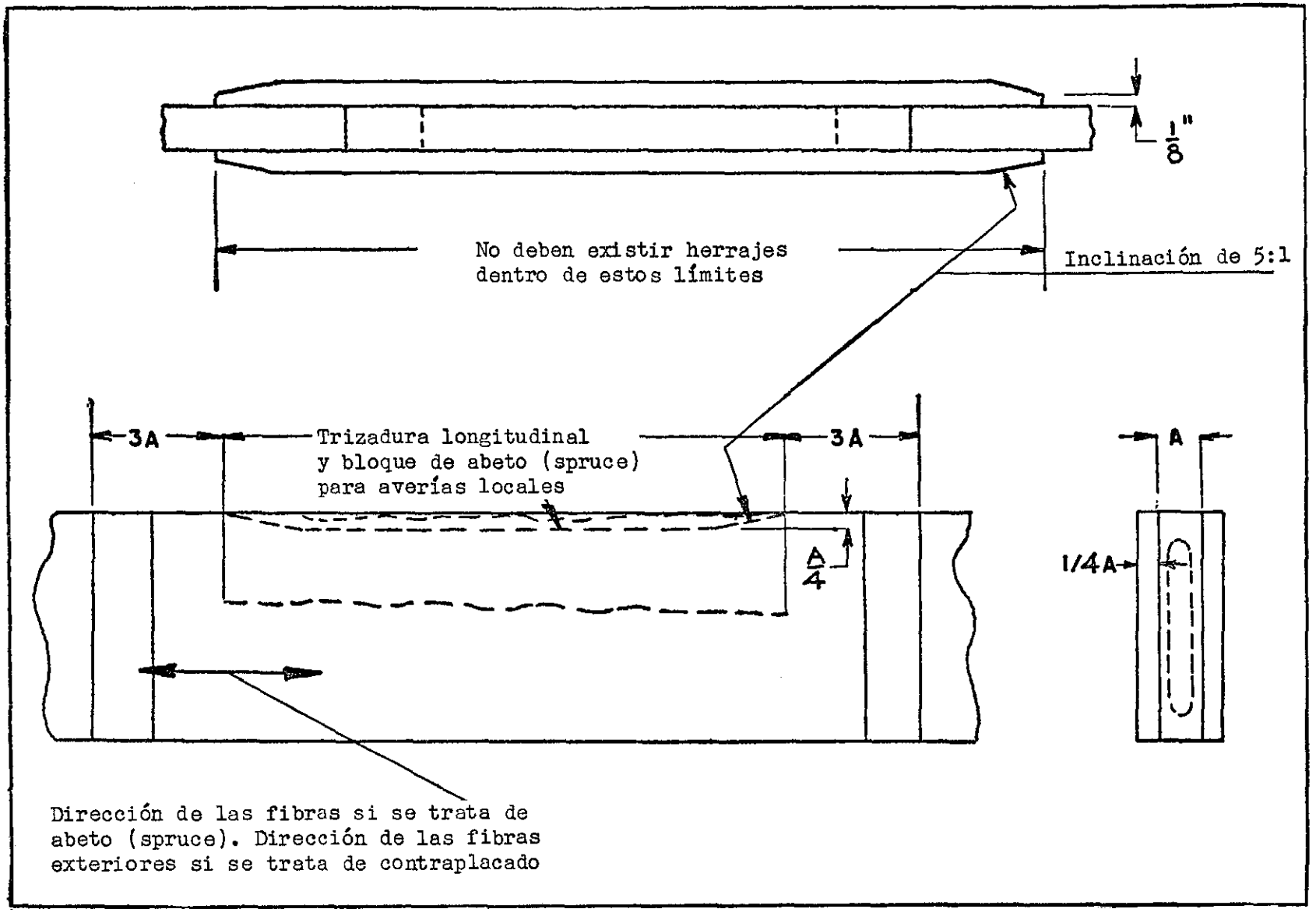
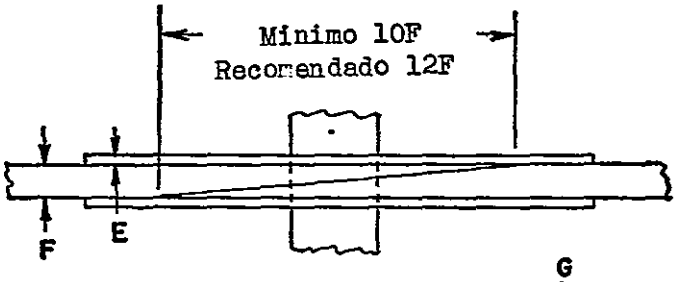
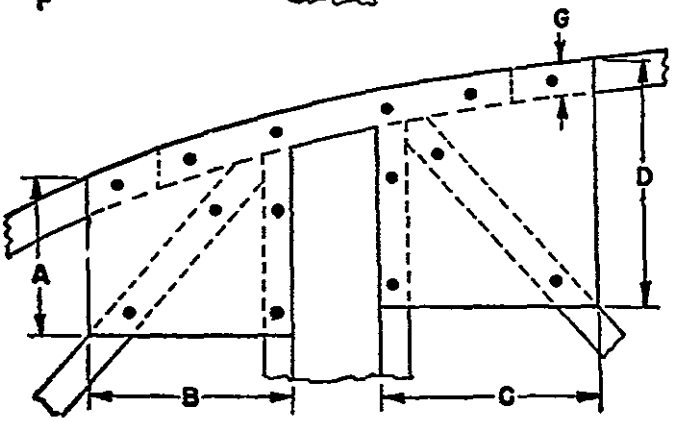
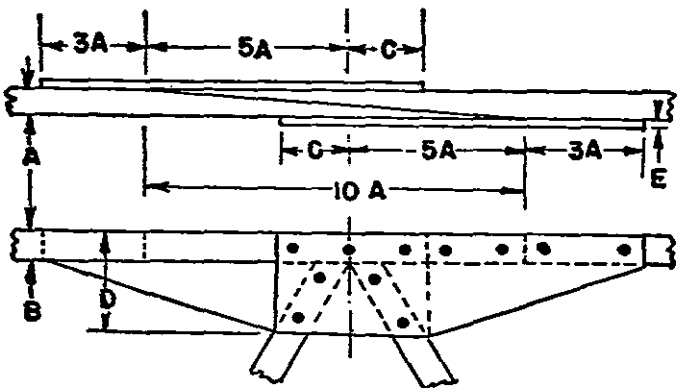


Figura 1-8. Método de reforzar una trizadura longitudinal o averías locales en un larguero sólido acanalado (escoplado) internamente. Ref. MAC 18.20 - (1)(c)(4)

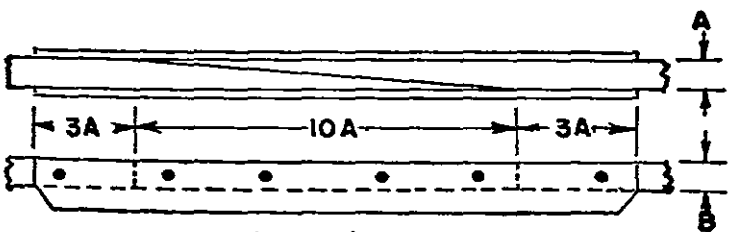




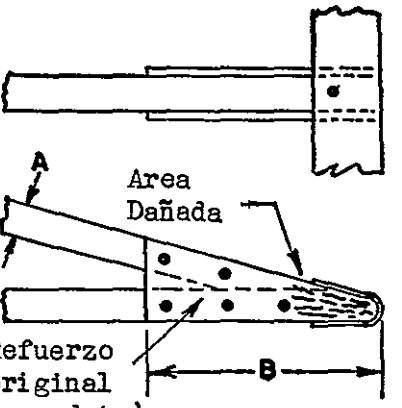
En un larguero

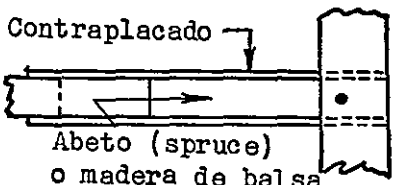


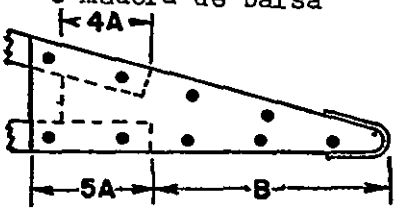
En una unión de miembros de compresión



Entre uniones







En el borde de fuga

A, B, C, D, E, F, G, - dimensiones originales. Las planchas de refuerzo deberán ser de contraplacado adherido por cola y clavos. La dirección de las fibras en al superficie debe ser la misma de los refuerzos (escudetes originales)

Figura 1-9. Reparación de costillas de madera. Ref. 18-20 - 1(d)(2), 18.20 - 1(d)(3)

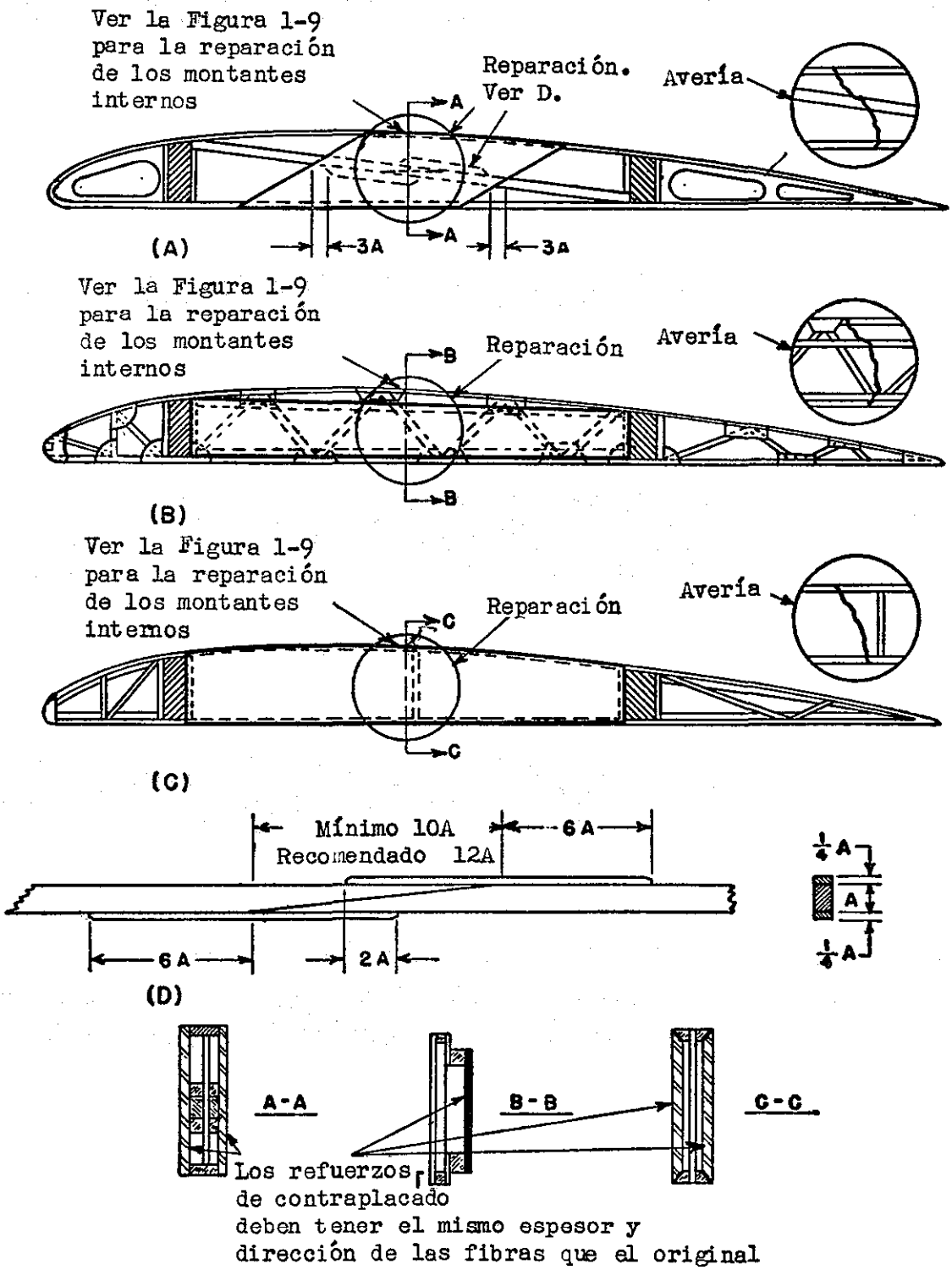


Figura 1-10. Reparaciones típicas en costillas de compresión.
Ref. MAC 18-20 - 1(d)(3)

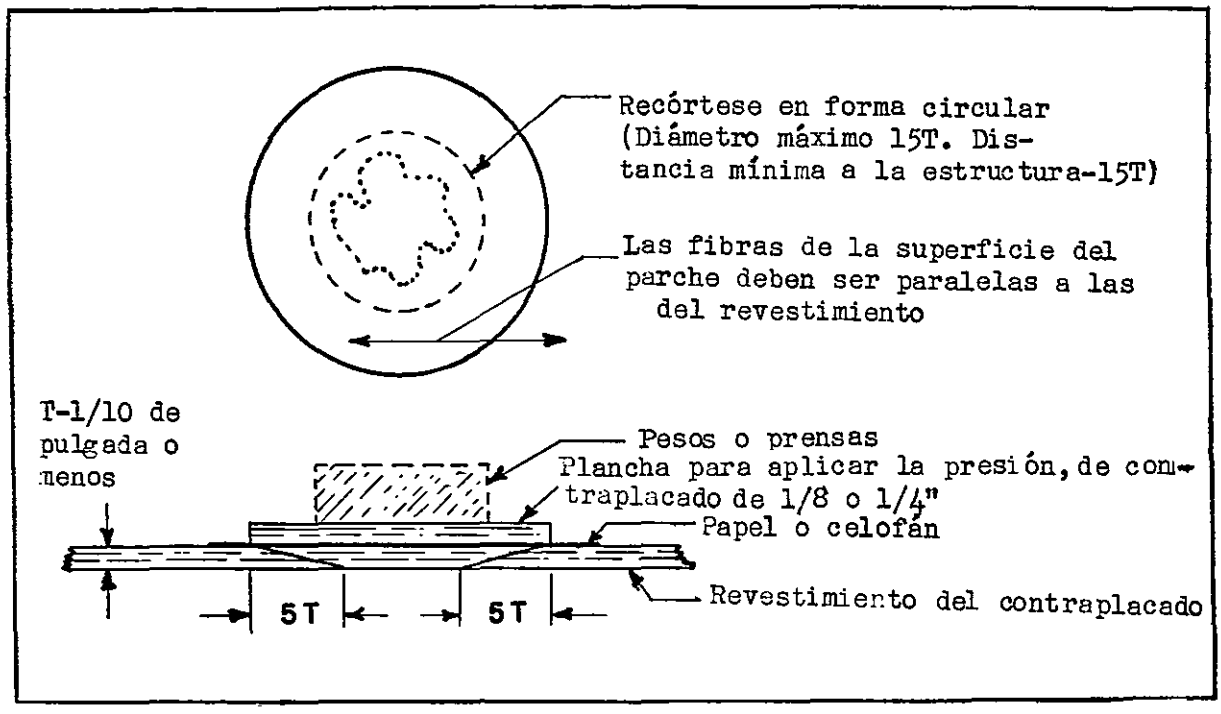
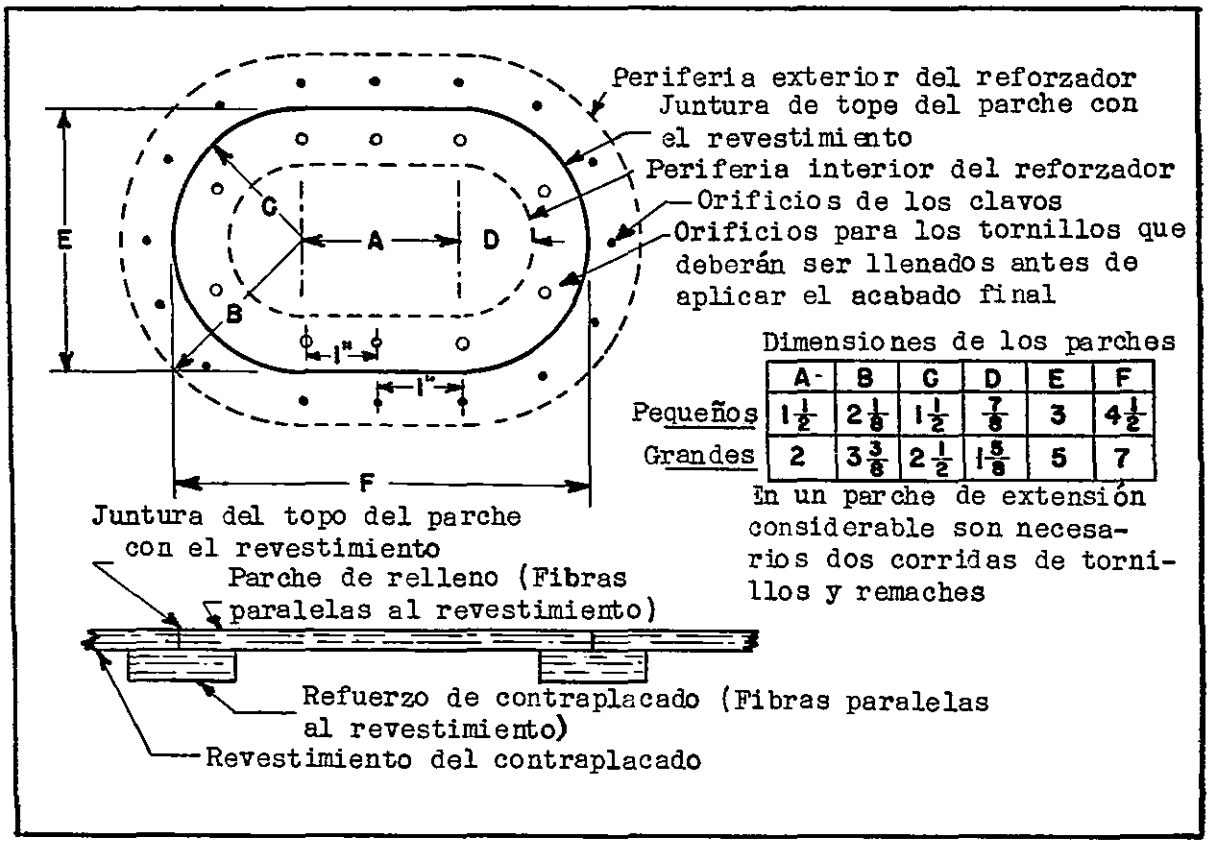


Figura 1-11. Parche biselado o achaflanado. Ref. MAC 18.20 - 1(e)(2)



Dimensiones de los parches

	A	B	C	D	E	F
Pequeños	1 1/2	2 1/8	1 1/2	7/8	3	4 1/2
Grandes	2	3 3/8	2 1/2	1 5/8	5	7

En un parche de extensión considerable son necesarios dos corridas de tornillos y remaches

Figura 1-12. Parche de relleno (a paño con la superficie)
Ref. MAC 18.20 - 1(e)(5)(i),
18.20 - 1(e)(ii)(a)

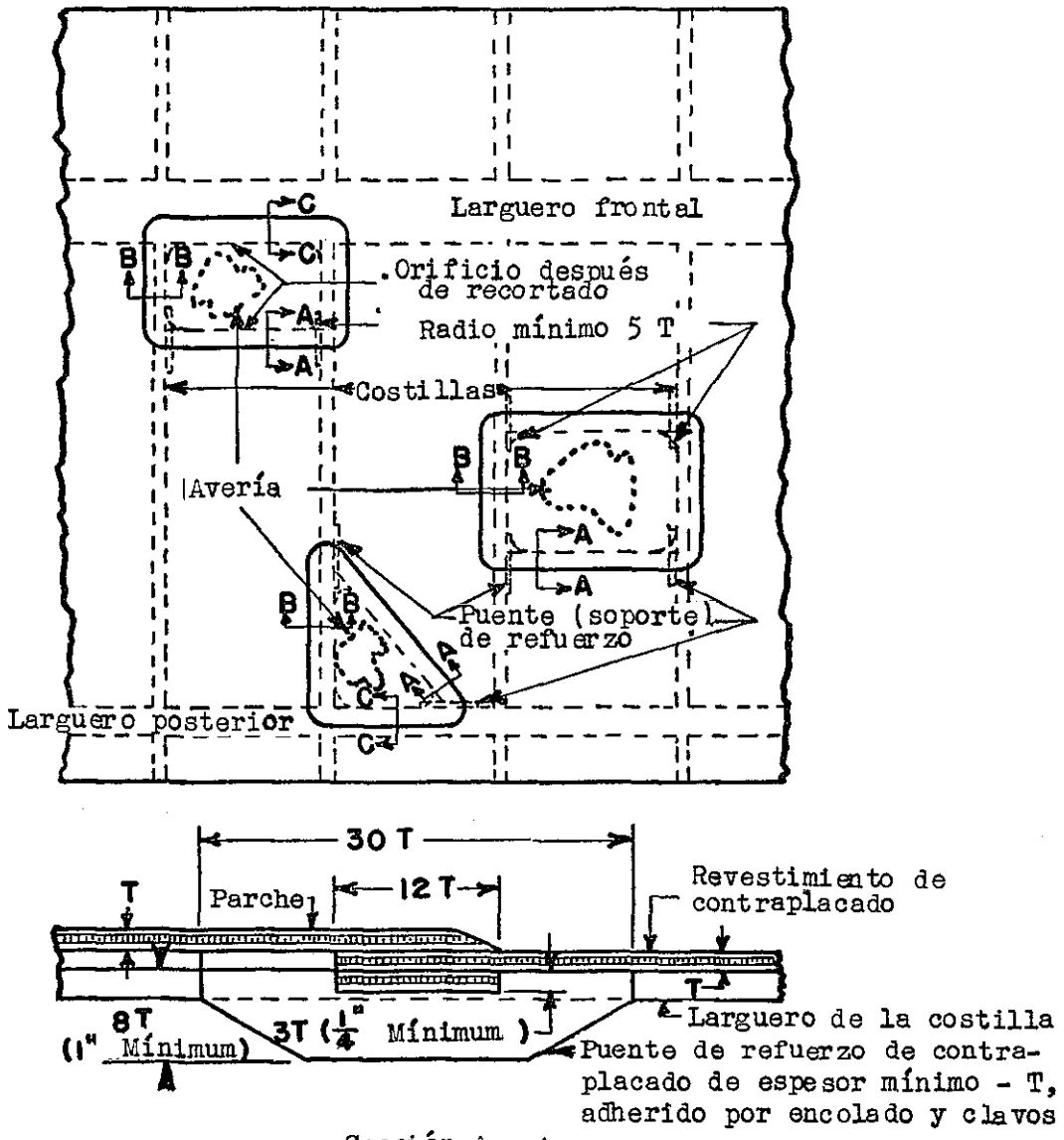


Figura 1-13. Parches de superficie. Ref. MAC 18.20 - 1 (e)(3)