

ILMAILULAITOS
 CIVIL AVIATION ADMINISTRATION

PL 50
 FIN - 01531 VANTAA, FINLAND
 Puhelin/Telephone 09 - 82 771
 International + 358 9 82 771
 Telefax 09 - 82 772499

LENTOTURVALLISUUSHALLINTO
 FLIGHT SAFETY AUTHORITY

LENTOKELPOISUUSMÄÄRÄYS
 AIRWORTHINESS DIRECTIVE

M 2561/98

25.6.1998

Lentokelpoisuusmääräyksen noudattaminen on ilma-aluksen jatkuvan lentokelpoisuuden edellytyksenä. Määräyksen mukaisen toimenpiteen saa tehdä ja kuitata, ellei määräyksessä toisin mainita, se jolla ilmailumääräyksen AIR M2-1, AIR M4-1, AIR M5-3, AIR M5-10 tai AIR M6-3 mukaisesti on oikeus tehdä kyseisen ilma-aluksen tai -välineen määräaikaishuoltoja. Tehty toimenpide on merkittävä ilma-aluksen teknilliseen päiväkirjaan tai purjelentokoneen matkapäiväkirjaan. Lentokelpoisuusmääräys on annettu ilmailulain (281/95) 17§:n perusteella.

Partenavia. Siipien ja vakaimen tarkastus

Koskee: Lentokoneita Partenavia P68, sarjanumeroita 001 - 400.

Viite: Prescrizione di aeronavigabilita RAI 98-070.

Voimaantulo: 1.8.1998

Voimassaoloaika: Tämä määräys on voimassa toistaiseksi.

Toimenpiteet: Tarkasta lentokoneen siipien ja korkeusvakaimen rakenne oheisen Prescrizione di aeronavigabilita 98-070:n ohjeiden mukaisesti, kun koneen kokonaislentoaika saavuttaa 8500 tuntia tai 1.10.1998 mennessä, kumpi tulee myöhemmin. Toista tarkastus sen jälkeen 500 lentotunnin välein. Jos koneen kokonaislentoaika tämän määräyksen voimaan astuessa on jo yli 8500 tuntia, niin tee ensimmäinen tarkastus 50 lentotunnin kuluessa tai 1.10.1998 mennessä, kumpi tulee ensin.

Huom: Jos siipirakenne runkokiinnityksineen tai korkeusvakain joudutaan vaihtamaan, niin uuden rakenteen tarkastus on aloitettava, kun sen lentoaika saavuttaa 8500 tuntia uudesta.

Liite



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 1 di 9

SOGGETTO-OGGETTO:

Velivoli Partenavia serie P68/Struttura alare e
stabilizzatore - Limite vita a fatica.

RIFERIMENTI

- Documentazione della Ditta Costruttrice:

- Prescrizioni Estere:

P.A. Ripetitiva: SI

DATA DI ENTRATA IN VIGORE: 2 maggio 1998

SCADENZA:

- Velivoli con meno di 8500 ore di volo: Al raggiungimento delle 8500 ore di volo oppure 2 mesi dalla data di entrata in vigore della presente PA, quale delle scadenze si verifichi dopo.
Successivamente ad intervalli non superiori a 500 ore di volo
- Velivoli con piu' di 8500 ore di volo: Entro 50 ore di volo oppure 2 mesi dalla data di entrata in vigore della presente PA, quale delle scadenze si verifichi prima.
Successivamente ad intervalli non superiori a 500 ore di volo.

APPLICABILITA':

Velivoli Partenavia tutti i modelli serie P68 dal S/N 001 al S/N 400

DESCRIZIONE

Entro i termini di scadenza della presente PA ispezionare la struttura alare con i relativi collegamenti ala-fusoliera e la struttura dello stabilizzatore in accordo con le procedure d'ispezione appresso specificate.

NOTA: NEL CASO VENGA ESEGUITA LA SOSTITUZIONE DELLA STRUTTURA ALARE CON RELATIVI ATTACCHI ALA-FUSOLIERA E/O DELLO STABILIZZATORE, RIPRENDERE LE ISPEZIONI PERIODICHE DOPO ULTERIORI 8500 ORE DI VOLO ACCUMULATE SULL'ASSIEME SOSTITUITO.

ALA

Ispezionare i longeroni anteriori e posteriori.
Per le zone alari 1, 2, 3 sono richiesti controlli non distruttivi (C.N.D.) (vedere figura 1).

Zona 1 - Tratto di longerone compreso tra gli attacchi ala-fusoliera

Zona 2 - Tratti di longeroni in corrispondenza delle paratie parafiamma e zone adiacenti.

Zona 3 - Tratti di longeroni tra le radici alari ed i castelli motore.

Le istruzioni che seguono sono da effettuarsi su entrambe le semiali.



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 2 di 9

ISTRUZIONE PER L'ESECUZIONE DELL'ISPEZIONE

1. Commutare su OFF tutti gli interruttori e scollegare il polo negativo della batteria.
2. Rimuovere i pannelli di arredamento cabina nella zona di attraversamento dell'ala.
3. Rimuovere eventuale materiale insonorizzante.
4. Rimuovere le carenature di raccordo ala fusoliera e la carenatura superiore centrale.
5. Rimuovere il bordo d'attacco tra la fusoliera e la gondola motore e tra gondola motore ed estremità.
6. Aprire i portelli di ispezione posti in prossimità della radice.

Nota: Le operazioni che seguono non descrivono la rimozione totale dell'ala ma un limitato sollevamento della stessa tale da consentire solo l'ispezione della zona interessata.

7. Drenare i serbatoi combustibile.
8. Rimuovere: sedili posteriori centrali, panchette posteriori, tappeti, bocchette aria fredda, antenna ADF dell'ala (se installata), cappottature motori.
9. Allentare i cavi comandi alettoni in corrispondenza dei tenditori posti sotto il pavimento cabina. In corrispondenza del raccordo ala fusoliera scollegare:

- a) le tubazioni flessibili ventilazione aria calda/fredda cabina
- b) le guaine delle linee di comando selettore combustibile, in corrispondenza degli ingrassatori
- c) il travetto P/N 68-2.2039-1 della fusoliera
- d) le tubazioni dell'impianto di depressione
- e) le tubazioni dell'impianto antighiaccio se installate

Attenzione: per prevenire danni o contaminazioni delle linee idrauliche, pneumatiche e del combustibile, proteggere i raccordi ed i terminali delle linee in maniera adeguata. Si consiglia inoltre di contrassegnare linee e collegamenti.

10. Accertarsi che non ci siano altri collegamenti tra ala e fusoliera.
11. Predisporre due cavalletti con sella a sollevamento regolabile al di sotto dell'ala in corrispondenza delle centine n° 17 (vedi Manuale di Manutenzione).
12. Predisporre due paranchi collegati ai punti di sollevamento motori.
13. Rimuovere uno per volta ed a campione n° 3+3 perni di fissaggio delle piastre coprigiunto di accoppiamento semilongheroni principali superiori ed inferiori (vedere figura 2)

- a) ispezionare al magnatest i bulloni rimossi
- b) ispezionare per corrosione e/o crinature i fori mediante sonda boroscopica rigida (con diametro opportuno e con visione a 90 gradi ed angolo di campo di 60 gradi)
- c) ripetere le stesse operazioni di cui sopra per n° 3+3 perni di fissaggio delle piastre coprigiunto di accoppiamento semilongheroni posteriori superiori ed inferiori, nonché per



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 3 di 9

n 4+4 perni delle piastre di collegamento delle anime per entrambi i longheroni (vedere figura 2)
d) ripetere le stesse operazioni di cui sopra per i bulloni di fissaggio dei macchinati P/N 1.4155-1.

Nota: Nel caso si riscontrassero corrosioni e/o crinature di notevole entità provvedere ad una analisi più approfondita rimuovendo uno per volta tutti gli altri bulloni.

14. Rimontare tutti i bulloni rimossi stringendoli alle coppie di serraggio indicate nel M.M.

15. Rimuovere i dadi e le rondelle dei 4 bulloni di collegamento ala-fusoliera (vedere figura 3).

16. Sollevare l'ala mediante selle e paranchi nella misura sufficiente a sfilare i perni di attacco ed accedere comodamente alla soletta inferiore del longherone.

Attenzione: Porre estrema cura nel non danneggiare gli attacchi alari o quelli di fusoliera durante la rimozione dei bulloni.

17. Sostituire od ispezionare col metodo delle particelle magnetiche fluorescenti i bulloni di collegamento.

a) ispezionare al dye-check con penetrante fluorescente tipo I Metodo C rimovibile al solvente la piastra di acciaio di attacco ala-fusoliera.

b) ispezionare con sonda boroscopica rigida l'interno dei fori degli attacchi ala-fusoliera.

18. Con riferimento a quanto riportato nel S.B. 65 rev. 3, verificare l'eventuale presenza e dimensioni della crinatura tipica (fig. 4).

Nel caso di crinature di lunghezza superiori od eguali a 10 mm nella parte verticale dell'angolare (anteriore e/o posteriore) effettuare una riparazione adeguata al danno secondo schemi approvati. Nel caso di crinature di dimensioni inferiori a 10 mm ed anche in totale assenza di esse introdurre lo schema di modifica riportato nel S.B. 65 rev. 3.

Nota: la modifica va effettuata dopo l'esecuzione dell'ispezione di cui al punto 19.

19. Controllare con il metodo RX tecnica a doppia esposizione le zone di longherone anteriore in corrispondenza degli attacchi alari e per una estensione di 20 cm a sinistra ed a destra degli stessi.

Per l'ispezione effettuare una esposizione con i seguenti parametri:

DFF - 100 cm, tubo LORAD LPX 160 od equivalente

pellicola schermata al piombo Agfa D4 classe 1 ASTM

V - 120 KV; l - 5 su A; T - 2,5 mm

Sensibilità 2-2T; Densità tra 2,5 e 3 HeD

20. Controllare a vista con l'ausilio di lampada a forte luce concentrata e lente 10x le zone di longherone posteriore in corrispondenza degli attacchi.

21. Ispezionare per crinature con il metodo eddy current le superfici inferiori delle solette di cui al punto precedente.



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 4 di 9

Per l'ispezione utilizzare una sonda con frequenza di lavoro nel range da 100 a 500 KHZ tipo VM 100 PSS3 od equivalente.

Calibrare l'attrezzatura per individuare una crinatura su uno standard di alluminio con crinatura campione (NOTCH-TYPE) della larghezza di 0,25 mm e profondit' di 0,5 mm.

Regolare i parametri per un rapporto segnale-rumore minimo pari a 3:1.

Per l'ispezione scandire la superficie inferiore delle solette procedendo longitudinalmente con l'ausilio di un righello in materiale non metallico onde consentire un'adeguata guida di scansione per la sonda. Fare attenzione a bilanciare come necessario per annullare l'effetto bordo.

L'ispezione deve essere effettuata da uno specialista CND qualificato di II livello in accordo alla MIL-STD-410E od equivalente.

In alternativa al metodo eddy current puo' essere effettuata una ispezione Dye-check, previa sverniciatura, con penetrante fluorescente rimovibile al solvente tipo I Metodo C.

22. Ispezionare accuratamente a vista le zone delle solette e delle anime dei longheroni anteriori e posteriori della zona di attraversamento della cabina di fusoliera (zona 1).

23. Riposizionare l'ala con la fusoliera, infilare gli spinotti con rondella sotto testa manovrando selle e paranchi come necessario.

24. Serrare i dadi degli spinotti (secondo i valori riportati nel M.M.).

25. Per il montaggio delle rimanenti parti effettuare le operazioni nell'ordine opposto a quello di smontaggio, riferirsi alle appropriate sezioni del Manuale di Manutenzione.

26. Controllare l'escursione degli alettoni e la relativa tensione dei cavi comando (Rif. Manuale di Manutenzione). Controllare l'escursione dei flaps (Rif. Manuale di Manutenzione).

27. Smontare le cappottature motore.

28. Aprire in sequenza i due portelli situati nella zona posteriore della gondola motore (Bollettino di modifica n. 93).

29. Inserire un boroscopio flessibile con diametro 8 mm e da almeno 2 m di lunghezza (visione 0 gradi 90 gradi, angolo di campo 60 gradi e sorgente di luce da 250W) tra la parafiamma ed il lato anteriore del longherone principale e procedere quindi all'ispezione visiva delle solette e dell'anima del longherone nelle zone nascoste dalla parafiamma.

30. Utilizzando lo stesso boroscopio di cui al punto precedente, ispezionare in maniera completa ed accurata (per corrosione e crinature) le parti interne al cassone alare dei longheroni anteriori e posteriori nonche' i relativi collegamenti alle centine.

31. Con l'ausilio di intensa luce concentrata e lente d'ingrandimento 10X effettuare un'ispezione visiva accurata per crinature e corrosioni di tutte le parti in vista dei longheroni.

STABILATORE

32. Rimuovere lo stabilatore come indicato nel M.M. e procedere ad una dettagliata ispezione boroscopica (per crinature e

M 8561/98

LITE/BICAGA

S. 5



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 5 di 9

corrosione) di tutte le parti interne (Longheroni centine e relative chiodature).

33. In caso di danni riscontrati a seguito della presente ispezione riparare con metodi standard accettabili (es. rif. FAA AC 43-13). Danni per corrosione e/o crinature ad elementi strutturali critici quali le solette ed anime del longherone, ovvero di notevole estensione richiedono l'esecuzione di schemi di riparazione approvati dal RAI.

34. Per il montaggio delle parti effettuare le operazioni nell'ordine opposto a quello di smontaggio, riferirsi alle appropriate sezioni del Manuale di Manutenzione.

35. Stilare un dettagliato report riportante ore totali dell'a/m, durata media di ogni volo, tipo di utilizzo, condizioni ambientali danni riscontrati a seguito dell'ispezione e spedirlo all'Autorità Nazionale (cioè anche nel caso ove non fossero riscontrati dei danni)

English Translation:

In case of any difficulty reference shall be made to the original Italian text.

Airworthiness Directive No. 98-070, dated 5th March, 1998

Applicability:

Partenavia P68 series airplanes, serial numbers 001 through 400.

Compliance:

- Airplanes with less than 8500 flight hours: Prior to the accumulation of 8500 flight hours or within 2 months after the effective date of this AD, whichever occurs later.

At intervals not to exceed 500 flight hours thereafter.

- Airplanes with 8500 or more flight hours: Within 50 flight hours, or 2 months after the effective date of this AD, whichever occurs first.

At intervals not to exceed 500 flight hours thereafter.

Subject:

Wing and stabilator structures - Limit of fatigue life.

Description:

Within the terms set forth under "Compliance" of this AD, inspect the structure of the wing and its wing to fuselage attachments and the structure of the stabilator in accordance with the following instructions.

NOTE: If replacement of wing structure with its wing to fuselage attachments and/or stabilator structure is accomplished, resume the repetitive inspections after the accumulation of 8500 flight hours since new on the replaced assembly.

WING:

Inspect the front and rear spars.

Non Destructive Testing (NDT) procedures are required for wing zones 1, 2, and 3 (see fig. 1)

M 8561/98

LITE /BILAGA

S. 6



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 6 di 9

- Zone 1 - Spar between wing to fuselage attachments
 Zone 2 - Spar in front of nacelle firewall and adjacent areas
 Zone 3 - Spar between wing root and engine mount

The following inspections must be carried out on both left and right hand wings.

ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

1. Switch off all electrical loads and disconnect the negative post of the battery.
2. Remove the cabin ceiling panels in the wing area.
3. Remove soundproof material if present.
4. Remove the wing-fuselage fillets and the central upper fairing.
5. Remove the leading edge between fuselage and nacelle and between nacelle and wing tip.
6. Open the inspection doors near the wing root.

Note: The following tasks do not refer to a complete removal of the wing but refer to a limited lift of the wing just to allow the accomplishment of the required inspections.

7. Drain the fuel tanks.
8. Remove the central seats, rear bench, carpets, fresh air outlets, ADF antenna on wing top (if installed), engine cowlings.
9. Slacken aileron control cables at the turnbuckles located under the cabin floor.

In the area of the wing-fuselage fillets disconnect the following:

- a) Cabin warm/fresh air ventilation flexible hoses.
- b) Sleeves on fuel selector control lines.
- c) Fuselage girder part number 68-2.2039-1
- d) Hoses of vacuum system
- e) Hoses of deice system (if installed)

ATTENTION: To prevent damage and/or contamination of hydraulic, pneumatic and fuel hoses protect the fittings and the terminals as necessary. To ease the reinstallation it is advisable to mark hoses and connections, as appropriate.

10. Be sure that no other connections between the wing and the fuselage are still present.
11. Locate under the wing, adjacent to ribs no. 17, 2 trestles having a height adjustable cradle (See Airplane Maintenance Manual)
12. Position 2 hoists connected to the engines lifting points
13. Remove, one at a time:
 - No. 3+3 bolts (sample bolts on left and right side) that fasten the upper and lower caps joining plates of the left and right main spars (see figure 2).
 - No. 4+4 bolts (sample bolts) that fasten the joining plates to the left and right front spar webs (see figure 2).
- a) Carry out a magnetic particles inspection of the removed bolts.
- b) Using a rigid boroscope (appropriate diameter with sight at 90 degrees and view angle of 60 degrees) inspect the holes for corrosion and/or cracks .



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 7 di 9

c) Repeat removing one bolt at the time the tasks required in 13.a) and 13.b) above on:

- No. 3+3 bolts (sample bolts) that fasten the upper and lower caps joining plates of left and right rear spars.
- No. 4+4 bolts (sample bolts that fasten the joining plates to the left and right rear spar webs (see figure 2).

d) Repeat the tasks required in 13.a) and 13.b) above on the bolts that fasten the machined angles Part Number 1.4155-1.

Note: If, as a result of any of the above inspections, corrosions and/or cracks are found remove one at a time all remaining bolts and inspect them as required in 13.a) and 13.b).

14. After reinstallation, torque each bolt in accordance with the instructions of the Maintenance Manual.

15. Remove the nuts and washers from the four wing-fuselage attachment bolts (see figure 3).

16. Lift the wing by means of the cradles and the hoists just as necessary to pull out the attach bolts and then continue to lift until a suitable access to the spar lower cap is attained.

Caution: Be careful during the removal of the bolts so to avoid damaging wing or fuselage attachments.

17. Replace or inspect by magnetic particles method the attach bolts.

a) Inspect, using fluorescent penetrant Type I Method C solvent removable, the wing to fuselage steel attach plates.

b) Using a rigid boroscope inspect the holes of the wing to fuselage attachment.

18. Inspect for presence of typical crack on the structural element of wing according to the instructions reported in S.B. 65 rev. 3, (see fig. 4).

If the length of crack is equal or greater than 10 mm in the vertical part of the cap (forward and/or backward) carry out the repair of damage in accordance with approved data. If no cracks are found or the length of crack is less than 10 mm carry out the modification described in the S.B. 65 rev. 3.

Note: If a vertical crack with a length greater than 10 mm is found, the repair sketch required by Partenavia S.B. 65 rev. 3 is no more applicable. In this case if the caps have been repaired according to S.B. 65 rev. 3, the repair should be removed or reevaluated.

19. On aircraft already repaired according to the Partenavia S.B. 65 rev. 3, inspect using the X-ray method the caps of forward spar at the wing to fuselage attachment, and for an extension of 20 cm both sides (left and right sides along the span).

For the inspection use an exposure with the following features:

DFF= 100 cm, tube LORAD LPX 160 or equivalent, lead screened film Agfa D4 class 1 ASTM or equivalent.

V= 120 KV; I= 5 A; T= 2,5 min

Quality level 2-2T; Film density range 2,5 and 3 HeD

20. Visually inspect with the aid of a strong light source and 10X magnifying glass the rear spar in the Zone 1.



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 8 di 9

21. Inspect for cracks using eddy current method, the lower surface of the main spar caps in the Zone 1.

For the inspection use a probe with a range frequency between 100 and 500 KHZ type VM 100 PSS3 or equivalent.

Calibrate the equipment to detect a standard reference crack on aluminum material (NOTCH-TYPE) with width of 0,25 mm and depth of 0,5 mm.

Set parameter signals/noise to 3: 1.

Carry out the inspection scanning lower surface of the spar cap moving the probe longitudinally with the aid of a ruler made of non metallic material to allow an adequate guide of scan for the probe. Pay attention to balance as necessary to take into account the edge effect.

The inspection must be carried out by II level CND expert, qualified in accordance with the MIL-STD-410E or equivalent.

In alternative to the eddy current method a dye-check inspection with a solvent removable fluorescent penetrant Type I Method C can be used. Remove in any case before inspection, dirt and paint from the affected area.

22. Carry out a visual inspection of the spar caps and spar webs in the zone of crossover the fuselage (zone 1).

23. Put back the wing on the fuselage, insert bolts with washer under head. Move saddles and hoists as necessary.

24. Tighten nuts of the bolts according to the values contained in the Maintenance Manual.

25. For assembling the other parts perform operations in the opposed order to that of dismantling (refer to the applicable sections of the Maintenance Manual).

26. Check the travel of the ailerons and tension of the control cables. Check the travel of the flaps (ref. to Maintenance Manual).

27. Remove the engine cowlings.

28. Open the two inspection access door located on the back of the nacelles (ref. Service Bulletin n. 93).

29. Insert a flexible boroscope with diameter 8 mm and lenght at least 2 m (view direction 0 degrees and 90 degrees, field of view 40 to 60 degrees and 250W source of light) between the firewall and the front spar.

Carry out a detailed inspection of the spar web and spar cap in the zones behind the firewall for cracks and corrosion.

30. Using the same boroscope, inspect from the internal of the wing box the front and rear spars for corrosion and cracks. Inspect the wing ribs and the rivets for general conditions.

31. Carry out a visual inspection for cracks and corrosions of all other parts of the wing skin and spars using a strong light source and a 10X magnifying glass.

STABILATOR

32. Remove the stabilator as per Aircraft Maintenance Manual.

Carry out a boroscope detailed inspection for craks and corrosion of all internal parts (spar, ribs, and fitting elements thereof).

33. In case of damages detected as results of above inspections perform the repair in accordance with acceptable standard (ref.

FAA AC 43-13 or equivalent). Damages for corrosion and/or cracks on structural critical elements as spars and ribs of remarkable extension (damages or cracks are not covered by



REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ

Prescrizione
98-070
del 05/03/98

Pag. 9 di 9

standard repair) must be repaired in accordance with data approved by RAI.

34. Reassemble parts affected by the inspection in the reverse order (refer to the applicable sections of Maintenance Manual).

35. Fill out a report with the total flight hours of the a/c, average duration of each flight, type of a/c operations, environmental conditions, type of damages discovered during inspections and send it to the RAI whether or not damages have been found.

----- FINE -----

IL CERTIFICATO DI NAVIGABILITÀ dell'aeromobile sulle cui strutture od impianti deve essere applicata la PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ in oggetto, scade di validità qualora essa non venga attuata nei termini prefissati.

La effettuazione della PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITÀ deve essere annotata - a cura dell'Esercente - sui libretti dell'aeromobile, del motore o dell'elica.

M 8561/98

LITE 1B/CAG A...

S-10



**REGISTRO
AERONAUTICO
ITALIANO**

**PRESCRIZIONE DI
AERONAVIGABILITA'**

Prescrizione

98-070

del 05/03/98

ALLEGATO 1

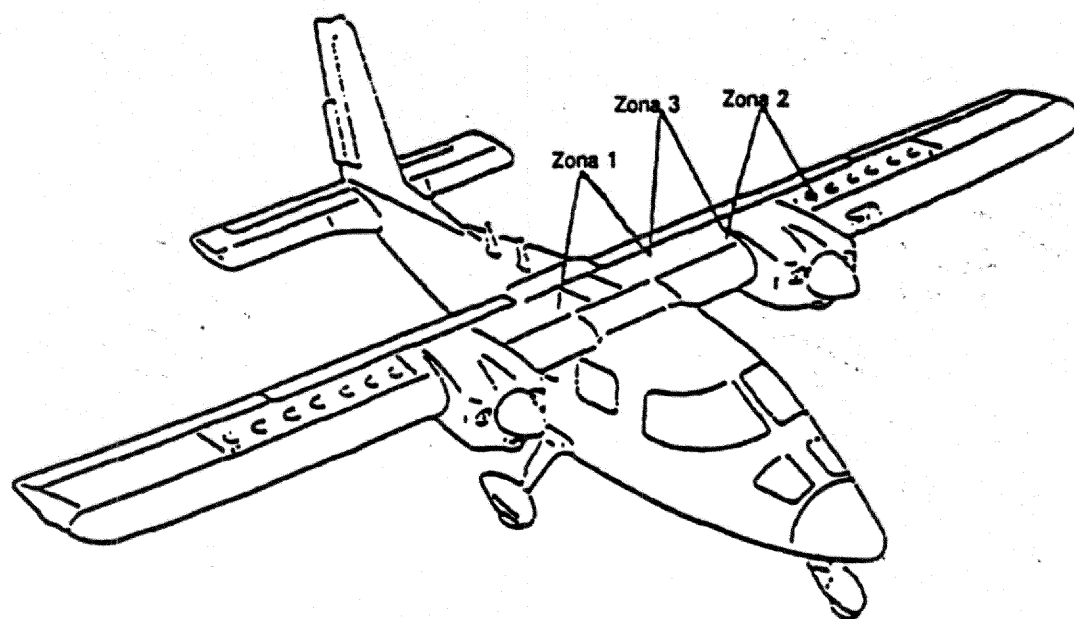


Fig.1





REGISTRO
AERONAUTICO
ITALIANO

PRESCRIZIONE DI
AERONAVIGABILITA'

Prescrizione

98-070

05/03/98

ALLEGATO 3

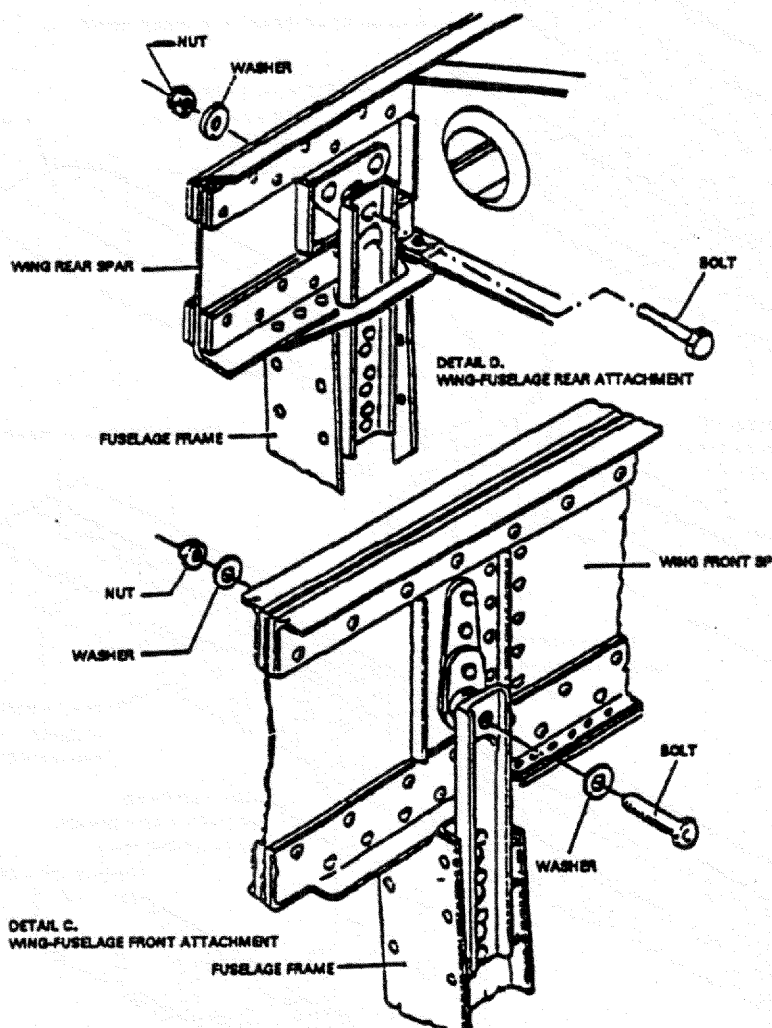


Fig.3