

PL 320, 00101 Helsinki, FINLJA, +358 (0)20 618 500, Fax +358 (0)20 618 6294 www.trafi.fi

Lentokelpoisuusmääräyksen noudattaminen on ilma-aluksen jatkuvan lentokelpoisuuden edellytyksenä. Määräyksen mukaisen toimenpiteen saa tehdä ja kuitata, ellei määräyksessä toisin mainita, se jolla ilmailumääräyksen mukaisesti on oikeus tehdä kyseisen ilma-aluksen tai -välineen määräaikaishuoltoja. Tehty toimenpide on merkittävä ilma-aluksen teknilliseen kirjanpitoon. Lentokelpoisuusmääräys on annettu ilmailulain (1194/2009) 22§:n perusteella..

Eri valmistajat. Siipitukien tarkastus

Koskee: Kaikkia taulukossa 1 ja 2 lueteltuja lentokoneita

Taulukko 1. Lentokoneet, joita jo koski lentokelpoisuusmääräys FAA AD 99-01-05 R1

Tyyppihyväksynnän haltija	Lentokoneen tyyppi	Sarjanumerot
FS 2000 Corp	L-14	Kaikki
FS 2001 Corp	J5A (Army L-4F), J5A-80, J5B (Army L-4G), J5C, AE-1, ja HE-1	Kaikki
FS 2002 Corporation	PA-14	14-1:stä 14-523:een
FS 2003 Corporation	PA-12 ja PA-12S	12-1:stä 12-4036:een
Piper Aircraft, Inc.	TG-8 (Army TG-8, Navy XLNP-1)	Kaikki
Piper Aircraft, Inc.	E-2 ja F-2	Kaikki
Piper Aircraft, Inc.	J3C-40, J3C-50, J3C-50S, J3C-65 (Army L-4, L-4B, L-4H, L-4J), Navy NE-1 ja NE-2), J3C-65S, J3F-50, J3F-50S, J3F-60, J3F-60S, J3F-65 (Army L-4D), J3F-65S, J3L, J3L-S, J3L-65 (Army L-4C), ja J3L-65S	Kaikki
Piper Aircraft, Inc.	J4, J4A, J4A-S, ja J4E (Army L-4E)	4-401:stä 4-1649:ään
Piper Aircraft, Inc.	PA-11 ja PA-11S	11-1:stä 11-1678:aan
Piper Aircraft, Inc.	PA-15	15-1:stä 15-388:aan
Piper Aircraft, Inc.	PA-16 ja PA-16S	16-1:stä 16-736:een
Piper Aircraft, Inc.	PA-17	17-1:stä 17-215:een
Piper Aircraft, Inc.	PA-19 (Army L-18C), ja PA-19S	18-1:stä 18-7632:een sekä 19-1, 19-2 ja 19-3.

Piper Aircraft, Inc.	PA-20, PA-20S, PA-20 "115", PA-20S "115", PA-20 "135", ja PA-20S "135"	20-1:stä 20-1121:een
Piper Aircraft, Inc.	PA-22, PA-22-108, PA-22-135, PA-22S-135, PA-22-150, PA- 22S-150, PA-22-160 ja PA-22S- 160	22-1:stä 22-9848:aan

Taulukko 2. Ne lentokoneet, joita myös koskee tämä lentokelpoisuismääräys FAA AD 2015-08-04

Tyyppihyväksynnän haltija	Lentokoneen tyyppi	Sarjanumerot
Piper Aircraft, Inc.	J-3	1100 – 1200 ja 1999:stä niihin asti, jotka valmistettiin ennen 15.10.1939
Piper Aircraft, Inc.	J3C-65 (Army L-4A)	2325, 2327, 2339, 2340, 2342, 2344, 2345, 2347, 2349, 2351 ja 2355:stä niihin asti, jotka valmistettiin ennen 10.1.1942
Piper Aircraft, Inc.	J4B	4-400:sta niihin asti, jotka valmistettiin ennen 11.12.1942
Piper Aircraft, Inc.	J4F	4-828 ja suuremmat

Voimaantulo: 3.6.2015

Viite: FAA AD 2015-08-04

Voimassaoloaika: Tämä määräys on voimassa toistaiseksi.

Lentokelpoisuismääräyksen vaatimat toimenpiteet:

A. Määräajat

Tee alla olevat toimenpiteet kohtien B – H määritteleminä aikoina, ellei niitä jo ole tehty lentokelpoisuismääräyksen FAA AD 99-01-05 R1 ja FAA AD 93-10-06 mukaisesti. Tiivistetyn siipituen avaaminen ja uudelleen tiivistäminen asianmukaisesti katsotaan lentokelpoisuismääräyksen edellyttämän toistuvan tarkastuksen päättämiseksi niin kauan, kuin kaikki asianmukaiset määräykset ja vaatimukset, kuten staattinen lujuus, väsyminen, aineiden vaikutus, välitön ja pitkäaikainen (sisä- ja ulkopuolinen) suojaus syöpymältä, uudelleentiivistysmenetelmät y.m. on otettu huomioon.

B. Siipitukien irrotus

1. Lentokoneet, joita koski FAA AD 99-01-01 R1: Irrota siipituet Piper Aircraft Corporation Mandatory Service Bulletinin (MSB) nro 528D, päivätty 19.10.1990 ((MSB 528D) tai Piper MSB nro 910A, päivätty 10.10.1989 (MSB 910A) ohjeiden mukaisesti jompanakumpana ajankohdasta B.1.i) tai B.1.ii), kumpi tulee myöhemmin. Tee kohdan C.1, C.2, D.1, D.2 tai D.3 mukaiset toimenpiteet ennen lentotoiminnan jatkamista siipitukien irrottamisen jälkeen.
 - i) kuukauden kuluessa laskettuna 8.2.1999:stä (lentokelpoisuismääräyksen FAA AD 99-01-05 voimaantulon jälkeen);
 - ii) seuraavan 24 kuukauden kuluessa laskettuna viimeisestä lentokelpoisuismääräyksen M 2071/93 (FAA AD 93-10-06, jonka kumosi FAA AD 99-01-05) mukaisesta tarkastuksesta.

2. Lentokoneet, joita FAA AD 99-01-05 R1 ei koskenut: Irrota siipituet Piper Aircraft Corporation Mandatory Service Bulletinin (MSB) nro 528D, päivätty 19.10.1990 ((MSB 528D) tai Piper MSB nro 910A, päivätty 10.10.1989 (MSB 910A) ohjeiden mukaisesti jompanakumpana ajankohdasta B.2.i) tai B.2.ii), kumpi tulee myöhemmin. Tee kohdan C.1, C.2, D.1, D.2 tai D.3 mukaiset toimenpiteet ennen lentotoiminnan jatkamista siipitukien irrottamisen jälkeen.
 - i) viimeistään 3.7.2015;
 - ii) seuraavan 24 kuukauden kuluessa laskettuna viimeisestä lentokelpoisuusmääräyksen M 2071/93 (FAA AD 93-10-06, jonka kumosi FAA AD 99-01-05) mukaisesta tarkastuksesta.

C. Siipitukien tarkastus

Tarkasta siipituet ennen lentotoiminnan jatkamista kohdan B mukaisen irrotuksen jälkeen kohdan C.1 tai C.2 ohjeiden mukaisesti tai vaihda siipituet uusiin kohdan D.1, D.2 tai D.3 ohjeiden mukaisesti.

1. Tarkasta siipituet syöpymien tai lovien varalta MSB 528D tai MSB 910A ohjeiden mukaisesti.
 - i) Jos et havaitse kohdan C.1 tarkastuksessa siipituissa lovia tai ei esiinny silmin havaittavaa ulkoista syöpyä, niin käsittele molemmat tuet syöpymänestoina MSB 528D:n tai MSB 910A:n ohjeiden mukaisesti. Toista tarkastus sen jälkeen 24 kalenterikuukauden välein.
 - ii) Jos havaitset kohdan C.1 tarkastuksessa siipituissa lovia tai syöpyä, vaihda viallinen siipituki uuteen ennen seuraavaa lentoa kohdan D.1, D.2 tai D.3 ohjeiden mukaisesti.
2. Tarkasta siipituet tämän määräyksen liitteen ohjeiden mukaisesti. Tarkastuksen saa tehdä vain sellainen hyväksytty huolto-organisaatio, jolla on oikeus tehdä ultraäänitarkastuksia.
 - i) Ellet havaitse silmin havaittavaa ulkoista syöpyä kohdan C.2 tarkastuksessa ja kaikki tämän määräyksen liitteen mukaiset vaatimukset täytetään, niin käsittele molemmat tuet syöpymänestoina MSB 528D:n tai MSB 910A:n ohjeiden mukaisesti. Toista tarkastus sen jälkeen 24 kalenterikuukauden välein kohdan C.1 tai C.2 mukaisesti.
 - ii) Jos havaitset silmin havaittavaa ulkoista syöpyä kohdan C.2 tarkastuksessa tai ellei kaikki tämän määräyksen liitteen mukaiset vaatimukset täyty, vaihda viallinen siipituki uuteen ennen seuraavaa lentoa kohdan D.1, D.2 tai D.3 ohjeiden mukaisesti.

D. Siipitukien vaihto

Vaihda siipituet uusiin ennen seuraavaa lentoa kohdan B irrotuksen jälkeen kohdan D.1, D.2 tai D.3 ohjeiden mukaisesti tai tarkasta ne kohdan C.1 tai C.2 ohjeiden mukaisesti.

1. Asenna valmistajan alkuperäiset siipituet (tai FAA:n hyväksymät vastaavat osat), jotka on tarkastettu kohdan C.1 tai C.2 mukaisesti ja kuitattu lentokelpoiksi. Tee asennus MSB 528D tai MSB 910A ohjeiden mukaisesti. Tarkasta tuet tämän jälkeen 24 kalenterikuukauden välein kohdan C.1 tai C.2 mukaisesti.
2. Asenna uudet, tiivistetyt siipituet (tai FAA:n hyväksymät vastaavat osat) MSB 528D tai MSB 910A ohjeiden mukaisesti. Näihin siipitukikokoonpanoihin kuuluu sekä tiivistetyt siipituet että haarukkapultit. Asennuksen jälkeen ei kohdan C.1 tai C.2 mukaista tarkastusta enää tarvitse toistaa tälle siipituelle, ja kohdan E ja F mukaiset haarukkapulttien irrotus-, tarkastus- ja vaihtovaatimukset eivät ole voimassa.
3. Asenna F. Atlee Dodgen siipituet noudattaen F. Atlee Dodge Aircraft Services Inc. Installation Instructions No. 3233-1(Modified Piper Wing Lift Struts Supplemental Type Certificate (STC) SA4635N, päivätty 1.2.1991). Tarkasta tuet tämän jälkeen 60 kalenterikuukauden välein kohdan C.1 tai C.2 mukaisesti.

E. Siipitukien haarukkapulttien irrotus

1. Kaikki FAA AD 99-01-05 R1:n mukaiset lentokoneet: Irrota siipitukien haarukkapultit (ellei niitä jo ole vaihdettu kohdan D.2 mukaisesti) MSB 528D tai MSB 910A ohjeiden mukaisesti 100 lentotunnin kuluessa laskettuna 8.2.1999:stä (lentokelpoisuusmääräyksen FAA AD 99-01-05 voimaantuluminen) tai 500 lentotunnin kuluessa laskettuna viimeisestä lentokelpoisuusmääräyksen M 2071/93 (FAA AD 93-10-06, jonka FAA AD 99-01-05 kumosi) mukaisesta tarkastuksesta, kumpi tulee myöhemmin. Tee ennen seuraavaa lentoa irrotuksen jälkeen kohdan F tai G mukaiset toimenpiteet.
2. Lentokoneet, joita FAA AD 99-01-05 R1 ei koskenut: Irrota siipitukien haarukkapultit MSB 528D tai MSB 910A ohjeiden mukaisesti 100 lentotunnin kuluessa laskettuna 4.7.2015:stä tai 500 lentotunnin kuluessa laskettuna viimeisestä lentokelpoisuusmääräyksen M 2071/93 (FAA AD 93-10-06, jonka FAA AD 99-01-05 kumosi) mukaisesta tarkastuksesta, kumpi tulee

myöhemmin. Tee ennen seuraavaa lentoa irrotuksen jälkeen kohdan F tai G mukaiset toimenpiteet.

F. Siipitukien haarukkapulttien tarkastus ja vaihto

Tarkasta haarukkapultit ennen seuraavaa lentoa kohdan E mukaisen irrotuksen jälkeen kohdan F mukaisesti tai vaihda haarukkapultit uusiin kohdan G.1, G.2, G3 tai G.4 mukaisesti. Tarkasta haarukkapultit hyväksytyllä magneettihiukkasmenetelmällä, esimerkiksi FAA Advisory Circular (AC) 43.13.1B, Chapter 5.

1. Jos löydät haarukkapultista murtumia kohdan F mukaisessa tarkastuksessa tai kohdan F.2 tai F.3 mukaisessa toistuvassa tarkastuksessa, vaihda se uuteen kohdan G.1, G.2, G.3. tai G.4 mukaisesti ennen seuraavaa lentoa.
2. Ellet havaitse murtumia kohdan F mukaisessa ensimmäisessä tarkastuksessa ja lentokone on kellukkeilla tai on ollut kellukkeilla koska tahansa edellisen 2000 lentotunnin aikana sen jälkeen, kun haarukkapultit asennettiin, vaihda haarukkapultit uusiin kohdan G.1, G.2, G.3. tai G.4 mukaisesti viimeistään, kun niiden kokonaislentoaika nousee 1000 tuntiin. Vaihda haarukkapultit noudattaen asianomaisen kohdan ohjeita. Toista haarukkapultin tarkastus sen jälkeen 500 lentotunnin välein kohdan F mukaisesti.
3. Ellet havaitse murtumia kohdan F mukaisessa ensimmäisessä tarkastuksessa eikä kone ole ollut viimeisen 2000 lentotunnin aikana kellukkeilla sen jälkeen, kun haarukkapultit asennettiin, vaihda haarukkapultit uusiin kohdan G.1, G.2, G.3. tai G.4 mukaisesti viimeistään kun ne saavuttavat 2000 lentotuntia. Vaihda haarukkapultit noudattaen asianomaisen kohdan ohjeita. Toista haarukkapultin tarkastus sen jälkeen 500 lentotunnin välein kohdan F mukaisesti.

G. Siipitukien haarukkapulttien vaihtomahdollisuudet

Vaihda siipitukien haarukkapultit uusiin ennen seuraavaa lentoa kohdan E edellyttämän irrotuksen jälkeen kohdan G.1, G.2, G.3. tai G.4 mukaisesti tai tarkasta haarukkapultit kohdan F mukaisesti.

1. Asenna valmistajan alkuperäiset haarukkapultit, joilla on sama osanumero kuin irrotetuilla (tai FAA:n hyväksymät vastaavat osat) ja joissa on valssatut kiertteet. Koneistetut kiertteet eivät ole sallittuja. Tee asennus MSB 528D tai MSB 910A ohjeiden mukaisesti. Tarkasta ja vaihda vasta asennetut haarukkapultit korkeintaan 500 lentotunnin välein kohdan F mukaisesti.
2. Asenna uudet, tiivistetyt siipituet (tai FAA:n hyväksymät vastaavat osat) (Näihin siipitukikokoonpanoihin kuuluu sekä tiivistetyt siipituet että haarukkapultit.) MSB 528D tai MSB 910A ohjeiden mukaisesti. Tämä asennus on jo saatettu tehdä kohdan D.2 mukaisesti Asennuksen jälkeen ei tämän siipituen kohdan C.1 tai C.2 mukaista tarkastusta enää tarvitse toistaa, ja kohdan E ja F mukaiset haarukkapulttien irrotus-, tarkastus- ja vaihtovaatimukset eivät ole voimassa.
3. Asenna alla lueteltuihin lentokoneisiin seuraavassa kohdassa määritellyt Jensen Aircraftin haarukkapultit Jensen Aircraft Installation Instructions for Modified Lift Strut Fittings-ohjeen mukaisesti. Haarukkapultteja ei sen jälkeen tarvitse tarkastaa kohdan F mukaisesti. Sitä vastoin siipituet on tarkastettava kohdan C.1 tai C.2 mukaisesti.
 - i) PA-12 & PA-12S: STC SA1583NM
 - ii) PA-14: STC SA1584NM
 - iii) PA-16 & PA-16S: STC SA 1590NM
 - iv) PA-20, PA-20S, PA-20 "115", PA-20S "115", PA-20 "135" ja PA-20S "135": STC SA 1586NM
 - v) PA-22: STC SA 1587NM
4. Asenna F. Atlee Dodgen siipituet noudattaen F. Atlee Dodge Aircraft Services Inc. Installation Instructions No. 3233-1(Modified Piper Wing Lift Struts Supplemental Type Certificate (STC) SA4635N, päivätty 1.2.1991). Tämä asennus on jo saatettu tehdä kohdan D.3 mukaisesti. Sen jälkeen siipitukien haarukkapultteja ei enää tarvitse toistaa. Jatka siipitukien toistuvaa tarkastusta kohdan C.1 tai C.2 mukaisesti.

H. Kilven asentaminen

1. Lentokoneet, joita FAA AD 99-01-05 R1 koski: Tee jompikumpi seuraavista toimenpiteistä kuukauden kuluessa laskettuna 8.2.1999:stä (FAA AD 99-01-05:n voimaan astuminen) tai 24 kuukauden kuluessa viimeisestä määräyksen M 2071/93 (FAA AD 93-10-06, jonka FAA 99-05-01 kumosi) mukaisesta tarkastuksesta, kumpi tulee myöhemmin ja ennen seuraavaa lentoa sen jälkeen, kun siipituki on vaihdettu voimassa olevan lentokelpoisuusmääräyksen vaatimusten mukaisesti.
 - i) Kiinnitä tarra "NO STEP", jolla on Piperin osanumero 80944-02, molempiin siipitukiin noin 15

cm päähän tukien alapäästä siten, että teksti on luettavissa koneeseen noustaessa ja siitä poistuttaessa.

- ii) Maalaa teksti "NO STEP" tai "ÄLÄ ASTU" molempiin siipitukiin noin 15 cm päähän tukien alapäästä siten, että teksti on luettavissa koneeseen noustaessa ja siitä poistuttaessa. Käytä vähintään 25 mm korkeita kirjaimia ja väriä, joka selvästi erottuu lentokoneen maalauksesta.
2. Lentokoneet, joita FAA AD 99-01-05 R1 ei koskenut: Tee jompikumpi seuraavista toimenpiteistä 3.7.2015 tai 24 kuukauden kuluessa viimeisestä määräyksen M 2071/93 (FAA AD 93-10-06, jonka FAA 99-05-01 kumosi) mukaisesta tarkastuksesta, kumpi tulee myöhemmin ja ennen seuraavaa lentoa sen jälkeen, kun siipituki on vaihdettu voimassa olevan lentokelpoisuusmääräyksen vaatimusten mukaisesti.
- i) Kiinnitä tarra "NO STEP", jolla on Piperin osanumero 80944-02, molempiin siipitukiin noin 15 cm päähän tukien alapäästä siten, että teksti on luettavissa koneeseen noustaessa ja siitä poistuttaessa.
 - ii) Maalaa teksti "NO STEP" tai "ÄLÄ ASTU" molempiin siipitukiin noin 15 cm päähän tukien alapäästä siten, että teksti on luettavissa koneeseen noustaessa ja siitä poistuttaessa. Käytä vähintään 25 mm korkeita kirjaimia ja väriä, joka selvästi erottuu lentokoneen maalauksesta.

Lentokelpoisuusmääräys FAA AD 2015-08-04 korvaa määräyksen FAA AD 99-01-05R1. Tämä lentokelpoisuusmääräys yhdessä lentokelpoisuustiedotteen T5584/15 kanssa korvaa lentokelpoisuustiedotteen T5559/13 muutos 1.

Tehty toimenpide sekä lentokelpoisuusmääräyksen numero on merkittävä ilma-aluksen teknilliseen kirjanpitoon.

Procedures and Requirements for Ultrasonic Inspection of Piper Wing Lift Struts

Equipment Requirements

1. A portable ultrasonic thickness gauge or flaw detector with echo-to-echo digital thickness readout capable of reading to 0.001-inch and an A-trace waveform display will be needed to do this inspection.
 2. An ultrasonic probe with the following specifications will be needed to accomplish this inspection: 10 MHz (or higher), 0.283-inch (or smaller) diameter dual element or delay line transducer designed for thickness gauging. The transducer and ultrasonic system shall be capable of accurately measuring the thickness of AISI 4340 steel down to 0.020-inch. An accuracy of ± 0.002 -inch throughout a 0.020-inch to 0.050-inch thickness range while calibrating shall be the criteria for acceptance.
 3. Either a precision machined step wedge made of 4340 steel (or similar steel with equivalent sound velocity) or at least three shim samples of same material will be needed to accomplish this inspection. One thickness of the step wedge or shim shall be less than or equal to 0.020-inch, one shall be greater than or equal to 0.050-inch, and at least one other step or shim shall be between these two values.
 4. Glycerin, light oil, or similar non-water based ultrasonic couplants are recommended in the setup and inspection procedures. Water-based couplants, containing appropriate corrosion inhibitors, may be utilized, provided they are removed from both the reference standards and the test item after the inspection procedure is completed and adequate corrosion prevention steps are then taken to protect these items.
- Note: Couplant is defined as "a substance used between the face of the transducer and test surface to improve transmission of ultrasonic energy across the transducer/strut interface."
 - Note: If surface roughness due to paint loss or corrosion is present, the surface should be sanded or polished smooth before testing to assure a consistent and smooth surface for making contact with the transducer. Care shall be taken to remove a minimal amount of structural material. Paint repairs may be necessary after the inspection to prevent further corrosion damage from occurring. Removal of surface irregularities will enhance the accuracy of the inspection technique.

Instrument Setup

1. Set up the ultrasonic equipment for thickness measurements as specified in the instrument's user's manual. Because of the variety of equipment available to perform ultrasonic thickness measurements, some modification to this general setup procedure may be necessary. However, the tolerance requirement of step 13 and the record keeping requirement of step 14, must be satisfied.
2. If battery power will be employed, check to see that the battery has been properly charged. The testing will take approximately two hours. Screen brightness and contrast should be set to match environmental conditions.

3. Verify that the instrument is set for the type of transducer being used, i.e. single or dual element, and that the frequency setting is compatible with the transducer.

4. If a removable delay line is used, remove it and place a drop of couplant between the transducer face and the delay line to assure good transmission of ultrasonic energy. Reassemble the delay line transducer and continue.

5. Program a velocity of 0.231-inch/microsecond into the ultrasonic unit unless an alternative instrument calibration procedure is used to set the sound velocity.

6. Obtain a step wedge or steel shims per item 3 of the Equipment Requirements. Place the probe on the thickest sample using couplant. Rotate the transducer slightly back and forth to "ring" the transducer to the sample. Adjust the delay and range settings to arrive at an A-trace signal display with the first backwall echo from the steel near the left side of the screen and the second backwall echo near the right of the screen. Note that when a single element transducer is used, the initial pulse and the delay line/steel interface will be off of the screen to the left. Adjust the gain to place the amplitude of the first backwall signal at approximately 80% screen height on the A-trace.

7. "Ring" the transducer on the thinnest step or shim using couplant. Select positive half-wave rectified, negative half-wave rectified, or filtered signal display to obtain the cleanest signal. Adjust the pulse voltage, pulse width, and damping to obtain the best signal resolution. These settings can vary from one transducer to another and are also user dependent.

8. Enable the thickness gate, and adjust the gate so that it starts at the first backwall echo and ends at the second backwall echo. (Measuring between the first and second backwall echoes will produce a measurement of the steel thickness that is not affected by the paint layer on the strut). If instability of the gate trigger occurs, adjust the gain, gate level, and/or damping to stabilize the thickness reading.

9. Check the digital display reading and if it does not agree with the known thickness of the thinnest thickness, follow your instrument's calibration recommendations to produce the correct thickness reading. When a single element transducer is used this will usually involve adjusting the fine delay setting.

10. Place the transducer on the thickest step of shim using couplant. Adjust the thickness gate width so that the gate is triggered by the second backwall reflection of the thick section. If the digital display does not agree with the thickest thickness, follow your instruments calibration recommendations to produce the correct thickness reading. A slight adjustment in the velocity may be necessary to get both the thinnest and the thickest reading correct. Document the changed velocity value.

11. Place couplant on an area of the lift strut which is thought to be free of corrosion and "ring" the transducer to surface. Minor adjustments to the signal and gate settings may be required to account for coupling improvements resulting from the paint layer. The thickness gate level should be set just high enough so as not to be triggered by irrelevant signal noise. An area on the upper surface of the lift strut above the inspection area would be a good location to complete this step and should produce a thickness reading between 0.034-inch and

0.041-inch.

12. Repeat steps 8, 9, 10, and 11 until both thick and thin shim measurements are within tolerance and the lift strut measurement is reasonable and steady.

13. Verify that the thickness value shown in the digital display is within +/- 0.002-inch of the correct value for each of the three or more steps of the setup wedge or shims. Make no further adjustments to the instrument settings.

14. Record the ultrasonic versus actual thickness of all wedge steps or steel shims available as a record of setup.

Inspection Procedure

1. Clean the lower 18 inches of the wing lift struts using a cleaner that will remove all dirt and grease. Dirt and grease will adversely affect the accuracy of the inspection technique. Light sanding or polishing may also be required to reduce surface roughness as noted in the Equipment Requirements section.

2. Using a flexible ruler, draw a 1/4-inch grid on the surface of the first 11 inches from the lower end of the strut as shown in Piper MSB No. 528D, dated October 19, 1990, or Piper MSB No. 910A, dated October 10, 1989, as applicable. This can be done using a soft (2) pencil and should be done on both faces of the strut. As an alternative to drawing a complete grid, make two rows of marks spaced every 1/4-inch across the width of the strut. One row of marks should be about 11 inches from the lower end of the strut, and the second row should be several inches away where the strut starts to narrow. Lay the flexible ruler between respective tick marks of the two rows and use tape or a rubber band to keep the ruler in place. See Figure 1.

3. Apply a generous amount of couplant inside each of the square areas or along the edge of the ruler. Re-application of couplant may be necessary.

4. Place the transducer inside the first square area of the drawn grid or at the first 1/4-inch mark on the ruler and "ring" the transducer to the strut. When using a dual element transducer, be very careful to record the thickness value with the axis of the transducer elements perpendicular to any curvature in the strut. If this is not done, loss of signal or inaccurate readings can result.

5. Take readings inside each square on the grid or at 1/4-inch increments along the ruler and record the results. When taking a thickness reading, rotate the transducer slightly back and forth and experiment with the angle of contact to produce the lowest thickness reading possible. Pay close attention to the A-scan display to assure that the thickness gate is triggering off of maximized backwall echoes.

NOTE: A reading shall not exceed .041 inch. If a reading exceeds .041-inch, repeat steps 13 and 14 of the Instrument Setup section before proceeding further.

6. If the A-trace is unsteady or the thickness reading is clearly wrong, adjust the signal gain and/or gate setting to obtain reasonable and steady readings. If any instrument setting is

adjusted, repeat steps 13 and 14 of the Instrument Setup section before proceeding further.

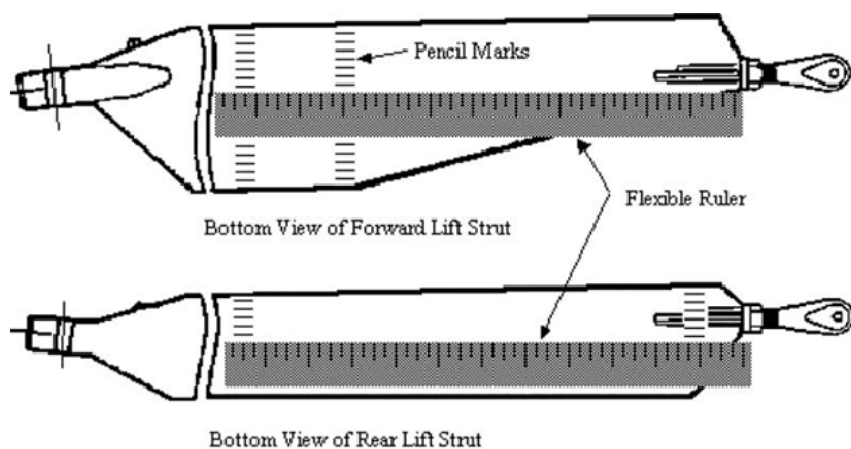
7. In areas where obstructions are present, take a data point as close to the correct area as possible.

NOTE: The strut wall contains a fabrication bead at approximately 40% of the strut chord. The bead may interfere with accurate measurements in that specific location.

8. A measurement of 0.024-inch or less shall require replacement of the strut prior to further flight.

9. If at any time during testing an area is encountered where a valid thickness measurement cannot be obtained due to a loss of signal strength or quality, the area shall be considered suspect. These areas may have a remaining wall thickness of less than 0.020-inch, which is below the range of this setup, or they may have small areas of localized corrosion or pitting present. The latter case will result in a reduction in signal strength due to the sound being scattered from the rough surface and may result in a signal that includes echoes from the pits as well as the backwall. The suspect area(s) shall be tested with a Maule "Fabric Tester" as specified in Piper MSB No. 528D, dated October 19, 1990, or Piper MSB No. 910A, dated October 10, 1989.

10. Record the lift strut inspection in the aircraft log book.

**Figure 1**

