

LUFTFARTSVERKET
Novedadministrasjonen
Avd. for luftfartsinspeksjon
Postboks 18, 1330 Oslo lufthavn
Telefon: Oslo (02) 59 33 40
AFTN : ENFBYE
Tlgr. : CIVILAIR OSLO
Telex : 77011 Idal n

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD (LDP)

MOTORDREVNE LUFT-
FARTØY

ROBINSON - 1

Med hjemmel i lov om luftfart av 16. desember 1960 §§ 214 og 237 og i res. av 11. desember 1961, litra K og Samferdselsdepartementets bemyndigelse av 23. mars 1964 fastsettes Luftfartsverket følgende forskrift om luftdyktighet.

1056/90 MODIFIKASJON AV LUFTFILTERHUS

Påbudet gjelder:

Robinson: R22 serien; alle serienummer.

Gjelder helikoptere utstyrt med luftfilterhus med klemmer ("Latches").

Påbudet omfatter:

For å hindre at låseklemmene løsner under flyging skal følgende tiltak utføres:

1. Fjern de tre festeklemmene, og erstatt disse med fire bolter i samsvar med følgende fremgangsmåte, ref. vedlegg 1 til denne LDP:
 - 1.1 Åpne filterhuset og fjern luftfilterelementet.
 - 1.2 Demonter filterhuset fra helikopteret.
 - 1.3 Bor ut de fire naglene i dekselet som holder de 0.25" (6.35 mm) tykke avstandsstykkene og øk hullenes diameter til 0.191" (4.85 mm). Avstandsstykkene kasseres.
 - 1.4 Lukk igjen dekselet, og ved å benytte hullene i dekselet som styring bores fire tilsvarende hull gjennom det øvre huset på linje med hullene i dekselet.
 - 1.5 Åpne luftfilterhuset og bor ut naglene som fester klemmene til huset. Kasser klemmene og rengjør filterboksen.
 - 1.6 Monter luftfilterhuset på helikopteret.
 - 1.7 Installer filterelementet og sikre dekselet ved å benytte fire AN3-35A bolter, AN960-10L skiver, AN-970-3 skiver og NAS679A3 mutre.

Tid for utførelse:

Dersom ikke allerede utført:

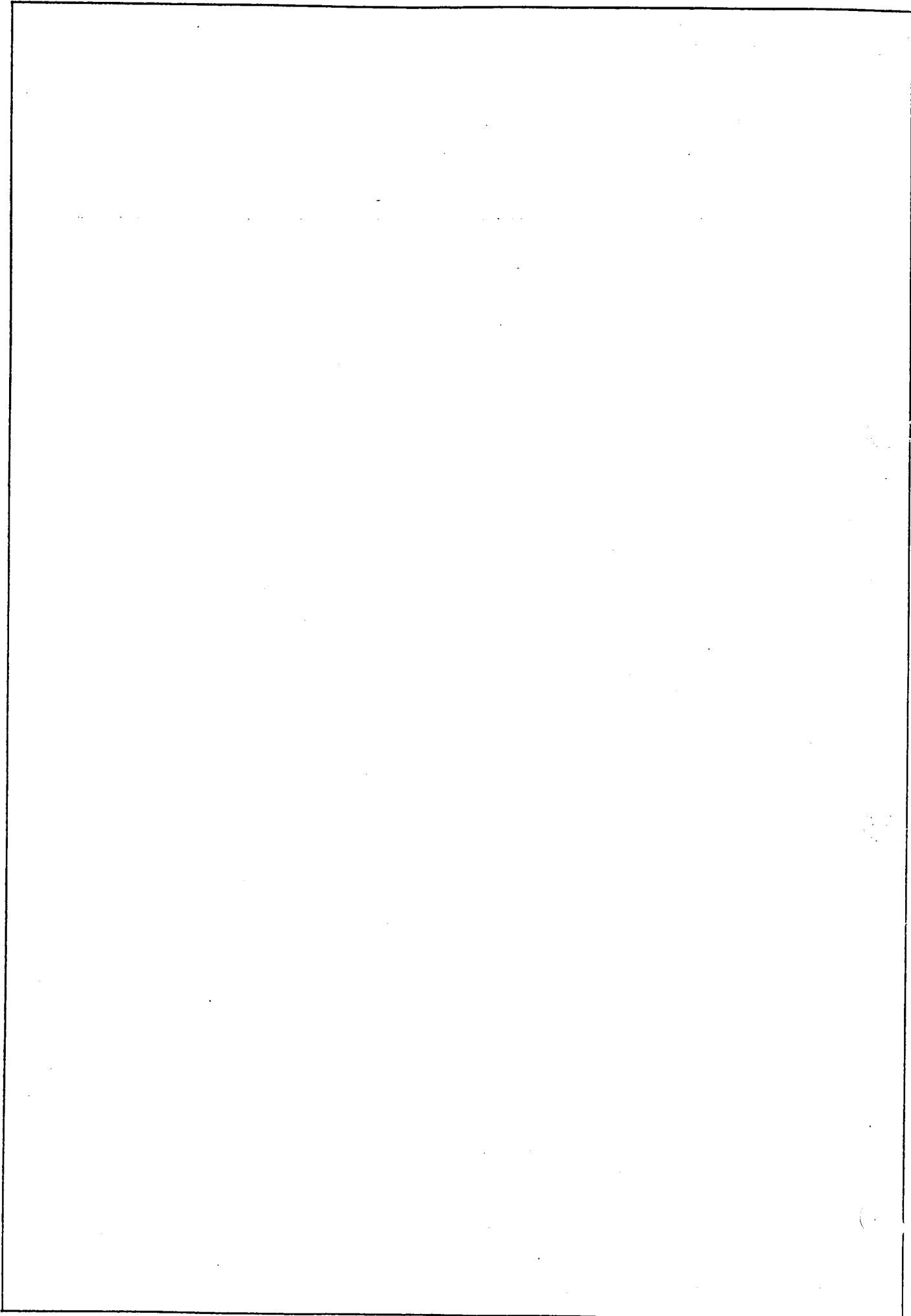
Innen 25 flytimer etter 08.10.90.

Referanse:

FAA AD 90-17-01

08.10.90

MERK! For at angjeldende flymateriell skal være luftdyktig må påbudet være utført til rett tid og notat om utførelsen ført inn i ved-





LUFTDYKTIGHETSPÅBUD (LDP)

Med hjemmel i lov om luftfart av 16. desember 1960 §§ 214 og 43, jfr. kgl. res. av 8. desember 1961, litra K, og Samferdselsdepartementets bemyndigelse av 23. mars 1964, fastsetter Luftfartsverket følgende forskrift om luftdyktighet.

92-036 UTSKIFTING AV NAS1304-16 AF BOLTER

Påbudet gjelder:

Robinson: R22 serien; alle serienummer.

Påbudet omfatter:

For å hindre svikt i NAS1304-16 AF bolter, skal følgende tiltak utføres:

1. For å identifisere NAS 1304-16 bolter skal det utføres en visuell inspeksjon av alle helikopter spesifisert under punkt 1.1 ved de inspeksjonsområder eller de steder som er spesifisert under punkt 2.
 - 1.1 Berørte helikopter:
 - a) Alle R22 med serienummer (S/N) 1880 til og med 2060 og 2073.
 - b) Alle R22 helikopter, uansett serienummer, dersom det har vært overhaldt eller reparert hos Robinson Helicopter Company mellom 09.07.91 og 01.03.92.
 - c) Alle R22 helikopter, uansett serienummer, dersom det etter 09.07.91 er utført vedlikehold på de områder spesifisert under punkt 1.2 a).
 - 1.2 Inspeksjonsområder:
 - a) Halerotorbladets "control assembly" i bakre del av halekonen, inkludert halerotorkontrollen som forbinder rotorbladets "pitch link" til rotorens "pitch control cross head (slider)" armer og rotorens "pitch link" til rotorbladenes festepunkt.
 - b) Nedre, bakre hjørnet i kabinen, både høyre og venstre side, hvor festepunktet forener kabinen med den sveisede "frame assembly".
 - c) Ovenfor området der "swash plate" forbindes med balansevektene til "swash plate assembly" (også beskrevet som der hovedrotorens balansevekt står i forbindelse med "Chord Arm Yoke").

Anm.: Videre detaljer finnes i Robinson Modell R22 Illustrated Parts Catalog (IPC).

2. Fjern alle NAS1304-16 bolter som er identifisert med bokstavene "AF" på bolthodet og erstatt disse med luftdyktige uten forannevnte identifikasjonsbokstaver, eller med NAS 6604-16 bolter.
3. NAS1304-16 bolter identifisert med bokstavene "AF" skal ikke lenger være installert i noen anordninger på helikopteret.

20.06.92

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD

Tid for utførelse:

Dersom ikke allerede utført:

Før første flyging etter 20.06.92.

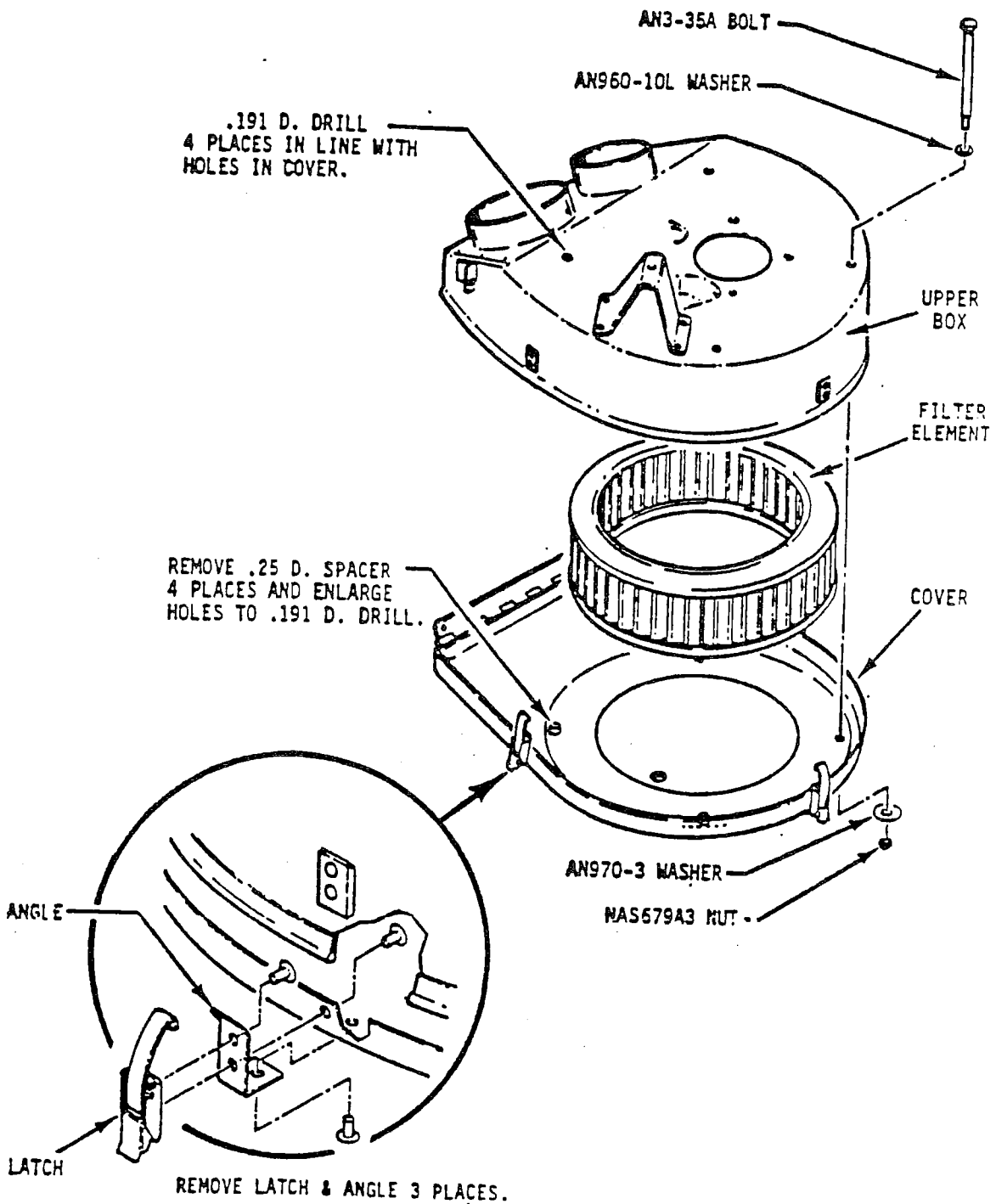
Referanse:

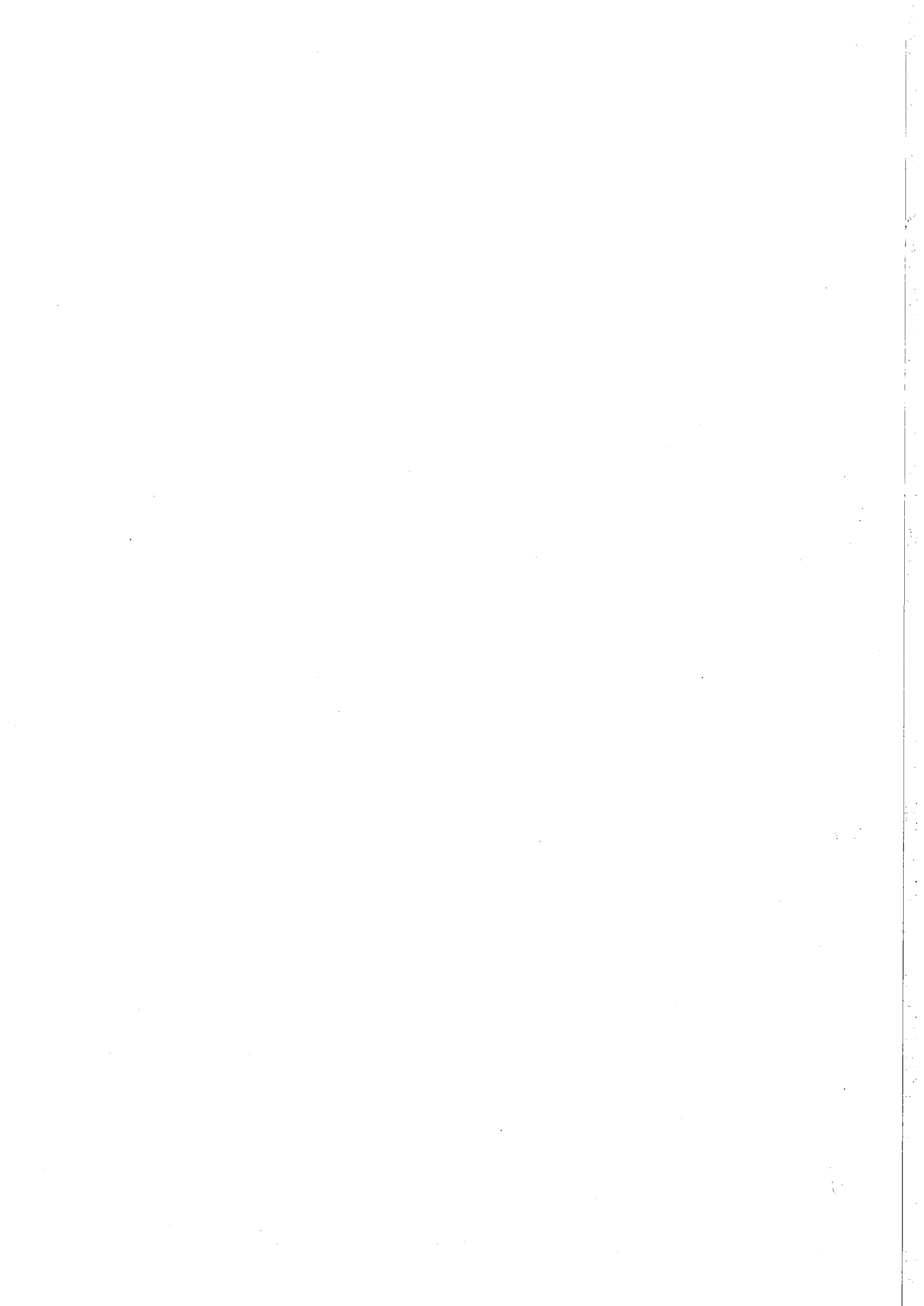
FAA AD 92-06-17.

20.06.92

VEDLEGG 1 TIL LDP 056/90

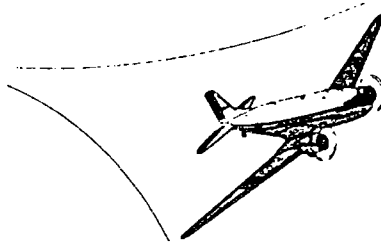
SB 61





SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION

AIRCRAFT CERTIFICATION SERVICE
800 INDEPENDENCE AVENUE, S.W.
WASHINGTON, DC 20591



U.S. Department
of Transportation
**Federal Aviation
Administration**

No. ASW-95-01
January 10, 1995

Published by: FAA, AFS-613, P.O. Box 26460, Oklahoma City, OK 73125

This is issued for informational purposes only and any recommendation for corrective action is not mandatory.

ROBINSON MODELS: R-22 and R-44.

MAIN ROTOR/AIRFRAME CONTACT ACCIDENTS

INTRODUCTION

The purpose of this Special Airworthiness Information is to advise all pilots of the Robinson R-22 and R-44 helicopters of fatal accidents in those aircraft resulting from main rotor contact with the airframe. This information recommends procedures to reduce the probability of these types of accidents. This is for information purposes only, and recommendations for corrective action are not mandatory.

BACKGROUND

This Special Airworthiness Information has been issued in order to update and more widely disseminate safety information previously provided to registered owners of Robinson helicopters in Special Airworthiness Alert ASW-94-2 dated July 22, 1994.

In 1994, there were six Robinson helicopters destroyed in fatal accidents involving in-flight contact between the main rotor and the airframe. Five of those accidents, three R-22's and two R-44's, occurred outside of the United States.

According to data provided by the National Transportation Safety Board and foreign airworthiness authorities, there have been 26 fatal accidents in the R-22 that resulted from main rotor blade/airframe contact since certification of the helicopter in 1979. There have been two such accidents involving the R-44 since certification of that helicopter in 1992. Most of those accidents have been attributed to low rotor RPM stall or mast bumping.

Pilot experience was a factor in 24 of those rotor/airframe contact accidents. Of the pilots assumed to be manipulating the controls during the accidents, their average flight experience was 119 hours in helicopters and 2610 hours in airplanes.

Rotor Stall: Many factors may contribute to main rotor stall and pilots should be familiar with them. Any flight condition that creates excessive angle of attack on the rotor blades can produce a stall. Low rotor RPM, aggressive maneuvering, high collective angle (often the result of high density altitude, over-pitching [exceeding power available] during climb or high forward flight airspeed) and slow response to the low rotor RPM warning horn and light may result in rotor stall. The effect of these conditions can be amplified in turbulence. Rotor stall can ultimately result in contact between the rotor and airframe. Additional information on rotor stall is provided in Robinson Helicopter Company Safety Notices SN-10, SN-15, SN-20, SN-24, SN-27, and SN-29.

2 ASW-95-01

Mast Bumping: Mast bumping may occur with a teetering rotor system when excessive main rotor flapping results from low g (load factor below 1.0) or abrupt control input. A low g flight condition can result from a cyclic pushover in forward flight. High forward flight speed, turbulence, and excessive sideslip can accentuate the adverse effects of these control movements. The excessive flapping results in the rotor hub assembly striking the main rotor mast with subsequent rotor system separation from the helicopter. Both the models R-22 and R-44 are configured with a teetering rotor system design common to two-bladed rotor systems. The subject of mast bumping is further discussed in Robinson Helicopter Company Safety Notices SN-11, SN-20 and SN-29.

Although the FAA is conducting a comprehensive research program to address the issue of main rotor/airframe contact accidents, the complete results of that research are not yet available. In the absence of additional operating limitations or design changes, education and awareness are our best weapons against those types of accidents. This Special Airworthiness Information was developed to achieve that goal. By alleviating the factors known to accompany rotor RPM decay and low g, the occurrence of main rotor/airframe contact accidents can be reduced or eliminated. The onset of rotor/airframe contact is insidious, occurs with little prior warning to the pilot, and usually results in catastrophic damage to the helicopter. The only reliable way to survive a main rotor/airframe contact accident is to avoid it. In order to avoid such an accident, you must know the conditions that may culminate in rotor stall and/or mast bumping.

RECOMMENDATIONS

Until the FAA completes its research into the conditions and aircraft characteristics that lead to main rotor/fuselage contact accidents, and corrective type design changes and operating limitations are incorporated, R-22 and R-44 pilots are strongly urged to comply with the following recommended procedures.

1. Avoid very high or low airspeeds. At high airspeeds, the rotor can generate a low g condition more quickly and with less forward cyclic movement than at low airspeeds. A low g condition can result in mast bumping and possible rotor separation. At airspeeds below 60 knots indicated airspeed (KIAS) there is very little kinetic energy in the form of airspeed available to the pilot for recovery from a low rotor RPM condition by flaring the helicopter. Pilots are urged to maintain airspeeds greater than 60 KIAS and less than .9 Vne, but in no case less than the minimum safe speeds shown on the height-velocity diagram for the applicable operating altitudes. The prescribed airspeeds for safe operation are presented on page 4-1 of the R-22 and R-44 Rotorcraft Flight Manuals (RFM).
2. Avoid flight at high density altitude. As density altitude increases, the margin between the rotor blade angle of attack and the angle of attack at which rotor stall will occur is reduced. Power available decreases with increasing density altitude and the risk of rotor RPM decay and possible rotor stall is greater at higher altitudes. The ability to recover lost RPM with engine power is also reduced at higher altitude. Additionally, as density altitude is increased, the main rotor flapping resulting from low g flight is increased. Thus, the margin between the maximum flapping angle and contact between the rotor hub and mast is reduced at higher altitudes.
3. Use maximum power-on RPM at all times, unless in autorotation. Rotor RPM decay can result from loss of engine power, exceeding the performance capability of the helicopter, or pilot inattention. Main rotor flapping margin also decreases as RPM decreases. RPM decay is insidious and can be rapid, and RPM control demands pilot vigilance at all times.
4. Maintain balanced flight at all times. Sideslip creates lateral flapping in excess of that encountered during normal flight. This excess flapping allows less margin for lateral cyclic maneuvering in response to a low g induced roll.

When hovering out-of-ground-effect, always hover into the wind. Hovering out-of-ground-effect often requires engine power close to the maximum power available. A crosswind or tail wind increases the power required to compensate for the extra tail rotor thrust that may be required. Wind from the right of the helicopter increases the power required to hover due to the extra tail rotor thrust needed to maintain heading. Couple this power demand with pilot attention concentrated outside of the helicopter, and an unrecoverable loss of rotor RPM can result rapidly with the disastrous effects of rotor stall and possible main rotor blade/airframe contact.

6. Pilots should be conditioned to instinctively apply the controls correctly in reaction to low rotor RPM and low g.

a. In the event of a low rotor RPM warning, quickly and simultaneously lower the collective and increase the throttle.

b. If the helicopter rolls to the right in a low g condition, gently apply aft cyclic to restore positive g and rotor thrust.

c. When uncommanded pitch, roll or yaw excursions result from flight in turbulence, smoothly apply the controls to maintain positive g and to eliminate sideslip.

7. Do not fly if any of the following conditions exist: surface winds (including gusts) exceeding 25 knots, surface wind gusts exceeding 15 knots, wind shear forecast or observed, and/or turbulence forecast or observed to be moderate, severe or extreme. "Ride quality" in turbulence is a function of several factors, predominately gross weight. Relatively light gross weights make the R-22 and R-44 more susceptible to the effects of turbulence. Most notably, main rotor flapping and aircraft attitude are affected by turbulence and can lead to blade stall, abrupt control inputs in response to uncommanded attitude deviations and, ultimately, mast bumping. Two recent rotor/airframe contact accidents occurred with high surface winds, wind gusts and turbulence. At least seven rotor/airframe contact accidents were accompanied by such conditions.

8. When encountering moderate, severe or extreme turbulence, limit forward flight airspeed to 80 KIAS or less and land as soon as practical. The effects of turbulence on pilot workload and uncommanded attitude changes are accentuated with increased airspeed.

These recommendations are intended to abate the conditions that culminate in contact between the main rotor and airframe. Adherence to the recommendations will promote safe flying and may keep you from becoming an accident statistic. The key word here is "avoidance". The factors discussed here should be considered by all pilots flying small helicopters configured with a teetering rotor system.

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT:

Mr. Tom Archer, Federal Aviation Administration, Rotorcraft Standards Staff, ASW-110, Ft. Worth, Texas 76193-0110, (817) 222-5126, fax (817) 222-5961.

CANCELLED

BLANK

LIMITATIONS SECTION

- (1) Flight when surface winds exceed 25 knots, including gusts, is prohibited.
- (2) Flight when surface wind gusts exceed 15 knots is prohibited.
- (3) Flight in areas of forecasted or reported wind shear is prohibited.
- (4) Flight in areas of forecasted or reported moderate, severe, or extreme turbulence is prohibited.
- (5) Adjust forward airspeed to between 60 knots and $0.7 V_{ne}$ upon inadvertently encountering moderate, severe, or extreme turbulence.

Note: Moderate turbulence is turbulence that causes: (1) changes in altitude or attitude; (2) variations in indicated airspeed; and (3) aircraft occupants to feel definite strains against seat belts.

NORMAL PROCEDURES SECTION

NOTE

Until the FAA completes its research into the conditions and aircraft characteristics that lead to main rotor blade/fuselage contact accidents, and corrective type design changes and operating limitations are identified, R44 pilots are strongly urged to become familiar with the following information and comply with these recommended procedures.

Main Rotor Stall: Many factors may contribute to main rotor stall and pilots should be familiar with them. Any flight condition that creates excessive angle of attack on the main rotor blades can produce a stall. Low main rotor RPM, aggressive maneuvering, high collective angle (often the result of high-density altitude, over-pitching [exceeding power available] during climb, or high forward airspeed) and slow response to the low main rotor RPM warning horn and light may result in main rotor stall. The effect of these conditions can be amplified in turbulence. Main rotor stall can ultimately result in contact between the main rotor and airframe. Additional information on main rotor stall is provided in the Robinson Helicopter Company Safety Notices SN-10, SN-15, SN-20, SN-24, SN-27, and SN-29.

Mast Bumping: Mast bumping may occur with a teetering rotor system when excessive main rotor flapping results from low "G" (load factor below 1.0) or abrupt control input. A low "G" flight condition can result from an abrupt cyclic pushover in forward flight. High forward airspeed, turbulence, and excessive sideslip can accentuate the adverse effects of these control movements. The excessive flapping results in the main rotor hub assembly striking the main rotor mast with subsequent main rotor system separation from the helicopter.

To avoid these conditions, pilots are strongly urged to follow these recommendations:

- (1) Maintain cruise airspeeds greater than 60 knots indicated airspeed and less than $0.9 V_{ne}$.
- (2) The possibility of rotor stall is increased at high density altitudes; therefore, avoid flight at high density altitudes.
- (3) Use maximum "power-on" RPM at all times during powered flight.
- (4) Avoid sideslip during flight. Maintain in-trim flight at all times.
- (5) Avoid large, rapid forward cyclic inputs in forward flight, and abrupt control inputs in turbulence.

EMERGENCY PROCEDURES SECTION

(1) RIGHT ROLL IN LOW "G" CONDITION.

Gradually apply aft cyclic to restore positive "G" forces and main rotor thrust. Do not apply lateral cyclic until positive "G" forces have been established.

(2) UNCOMMANDED PITCH, ROLL, OR YAW RESULTING FROM FLIGHT IN TURBULENCE.

Gradually apply controls to maintain rotor RPM, positive "G" forces, and to eliminate sideslip. Minimize cyclic control inputs in turbulence; do not over control.

(3) INADVERTENT ENCOUNTER WITH MODERATE, SEVERE, OR EXTREME TURBULENCE.

If the area of turbulence is isolated, depart the area; otherwise, land the helicopter as soon as practical.

(b) After accomplishing the requirements of this AD, record compliance in the aircraft records.

(c) An alternative method of compliance or adjustment of the compliance time that provides an acceptable level of safety may be used when approved by the Manager, Rotorcraft Standards Staff, FAA, Rotorcraft Directorate. Operators shall submit their requests through an FAA Principal Operations Inspector, who may concur or comment and then send it to the Manager, Rotorcraft Standards Staff.

NOTE: Information concerning the existence of approved alternative methods of compliance with this AD, if any, may be obtained from the Rotorcraft Standards Staff.

(d) Priority Letter AD 95-02-04, issued January 12, 1995, becomes effective upon receipt.

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT: Mr. Scott Horn, Aerospace Engineer, FAA, Rotorcraft Directorate, Rotorcraft Standards Staff, Southwest Region, 2601 Meacham Blvd., Fort Worth, Texas 76137, telephone (817) 222-5125, fax (817) 222-5961.

LUFTFARTSVERKET
Hovedadministrasjonen
Avd. for luftfartsinspeksjon
Postboks 8124 Dep., 0032 Oslo
Telefon : (02) 94 20 00
Telefax : (02) 94 23 91
Tlgr. : CIVILAIR OSLO
Teleks : 71032 enf n



LUFTDYKTIGHETSPÅBUD (LDP)

MOTORDREVNE LUFT-
FARTØY

ROBINSON - 003

Med hjemmel i lov om luftfart av 16. desember 1960 §§ 214 og 43, jfr. kgl. res. av 8. desember 1961, litra K, og Samferdselsdepartementets bemyndigelse av 23. mars 1964, fastsetter Luftfartsverket følgende forskrift om luftdyktighet.

92-049 KONTROLL AV HOVEDROTORSPINDEL

Påbudet gjelder:

Robinson Helicopter Company: Alle R22 som har A158-1 hovedrotorspindel og A106 "journal".

Påbudet omfatter:

For å hindre svikt i hovedrotorspindelen, skal følgende tiltak utføres:

1. Demonter begge hovedrotorbladene i henhold til Section 9.111 i R22 Maintenance Manual. Rengjør og utfør en dye penetrant inspeksjon av begge bolthull og tilliggende overflate på A158-1 spindelen. Dersom sprekkindikasjoner blir funnet skal spindelen byttes ut med en luftdyktig som er omarbeidet i samsvar med følgende:
 - 1.1 Demonter begge hovedrotorbladene. Rengjør og utfør en visuell inspeksjon med et 10x forstørrelsesglass. Deretter skal begge bolthulloverflatene inspiseres med dye penetrant. Dersom sprekkindikasjoner blir funnet skal rotorbladene øyeblikkelig tas ut av bruk. Gjør en visuell inspeksjon for hakk, riper, fordypninger eller stor grad av "fretting". Dersom overflatedefekter større enn 0,0005 tommers dybde blir funnet skal spindelen byttes ut med en luftdyktig.
 - 1.2 Poler bolthullet overflate med 220, 320 og 400 smergelpapir for å fjerne overflatedefekter og alle indikasjoner på "fretting". Inspiser deretter med et 10x forstørrelsesglass for å sikre at ingen indikasjoner på "fretting" gjenstår. Monter smergelpapiret på en flat kloss slik at den polerte overflaten fortsatt vil være flat.
 - 1.3 Uten å fjerne spindelen fra bladet skal det utføres "shot peening" på begge overflatene (ref. AMS2430) til 98 "minimum coverage", intensitet 0.010A til 0.013A, med diameter 0.019/0.033 på stålkulene. Dekk med "duct tape" på de områdene og bladdelene hvor det ikke skal utføres "shot peening". "Overspray" i det 0.625 diameter store bolthullet kan forhindres ved å installere en plugg eller et kassert boltstykke.
 - 1.4 Poler overflaten der "shot peening" er utført med 220, 320 og 400 smergelpapir som er montert på en flat kloss, dette for å beholde en flat overflate. Ikke fjern alle indikasjoner på at "shot peening" er utført. Poler bare til 95 til 98 prosent av overflaten fremstår polert og flat og bare noen få synlige merker av at "shot peening" er utført. Fjern alle stålkulene mellom spindel og "boot". Ved hjelp av "vibro etch" skal bokstaven "P" merkes på spindelen. (Ref. bilag 1).
2. Dersom ingen defekter blir funnet etter utførelse av punkt 1 i denne LDP, skal, dersom ikke allerede utført, A158-1 spindelen bearbeides ved å utføre "shot
20.07.92

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD

92-049

peening" på overflatene som korresponderer med A106 "journals" som beskrevet under punkt 1. til og med 1.4 i denne LDP.

3. Demonter og bytt ut alle A106 "journals" i "coning and teeter hinges" (totalt seks per luftfartøy) med ny A106 revisjon 0 eller tilsvarende "journal". Disse rekonstruerte "journals" kan identifiseres ved at det er en gul farge i bolthullet.
4. Sving A158-1 "journal" frem og tilbake manuelt for å sjekke om det er ujevnheter i A159-1 "pitch bearing set". Dersom ujevnheter oppdages skal "pitch bearing set" leveres til godkjent verksted for inspeksjon og/eller reparasjon (ref. section 2.540, R22 Maintenance Manual Robinson Technical Report 60).
5. Etter at punkt 2. og 3. i denne LDP er utført skal hovedrotorbladene monteres (ref. section 9.112, R22 Maintenance Manual). Vær sikker på at overflatene på "journal" og spindel er rene og tørre før de monteres. Gjør også tiltak for å sikre at boltene er strukket opp til de nye grensene spesifisert i (a) (7). "Track and balance" rotoren (ref. section 10.200, R-22 Maintenance Manual).
6. Spindel (ikke omarbeidet) og original "journal" kan brukes i samsvar med følgende prosedyrer:
 - 6.1 Demonter begge hovedrotorbladene (ref. Section 9.111, R22 Maintenance Manual)
 - 6.2 Rengjør og utfør en inspeksjon med dye penetrant på begge bolthull og tilliggende overflater på A158-1 spindelen.
 - 6.3 Dersom det blir funnet sprekker på noen av spindlene skal disse byttes ut med luftdyktige deler før første flyging.
 - 6.4 Dersom defekter på spindeloverflaten overstiger 0.0005 tommers dybde, skal spindelen byttes ut med en luftdyktig før første flyging. Overfladisk "fretting" kan fjernes ved å polere lett med 400 eller finere smergelpapir.
 - 6.5 Gjør en visuell inspeksjon av A106 "journal". Dersom sprukket, bytt ut med luftdyktig før første flyging.
 - 6.6 Kontroller "pitch bearing set" for ujevnheter og fullfør punkt 5. i denne LDP.
 - 6.7 Reinnstaller hovedrotorbladene (ref. Section 9.112, R22 Maintenance Manual). Vær sikker på at "journal"- og spindeloverflatene er rene og tørre før de settes sammen.
7. Bytt ut alle NAS 630-80 bolter og A189-10 muttrer med nye.

Tid for utførelse:

Dersom ikke allerede utført:

For alle helikoptre som har spindler med mer enn 500 flytimer, og for alle helikoptre hvor man har registrert en uforklarlig økning på hovedrotorens vibrasjonsnivå:

Før første flyging.

For alle helikoptre som har spindler med mindre enn 500 flytimer:

Innen 500 flytimer er oppnådd.

20.07.92

LUFTFARTSVERKET
Hovedadministrasjonen
Avd. for luftfartsinspeksjon
Postboks 8124 Dep., 0032 Oslo
Telefon : (02) 94 20 00
Telefax : (02) 94 23 91
Tlgr. : CIVILAIR OSLO
Teleks : 71032 enfb n



LUFTDYKTIGHETSPÅBUD (LDP)

MOTORDREVNE LUFT-
FARTØY

ROBINSON - 004

Med hjemmel i lov om luftfart av 16. desember 1960 §§ 214 og 43, jfr. kgl. res. av 8. desember 1961, litra K, og Samferdselsdepartementets bemyndigelse av 23. mars 1964, fastsetter Luftfartsverket følgende forskrift om luftdyktighet.

- 92-049 2 og 3 Gjentatte inspeksjoner med intervaller ikke overstigende 500 flytimer.
7. Ved hver inspeksjon hvor det kreves demontering av hovedrotorsystemet.

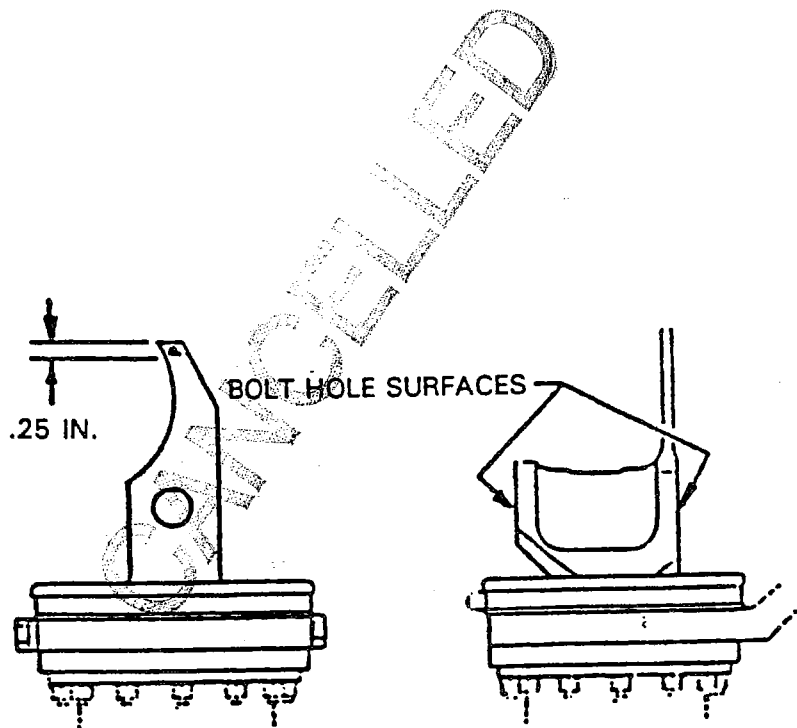
Referanse:

FAA AD 88-26-01 R2

CANCELLED

20.07.92

BILAG 1



20.07.92

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD (LDP)

Med hjemmel om lov om luftfart av 11. juni 1993 kap. IV § 4-1 og kap. XV § 15-4, fastsetter Luftfartsverket følgende forskrift om luftdyktighet.

94-037 KONTROLL AV FLEXPLATE

Påbudet gjelder:

Robinson Helicopter Company; Alle R22 som har fremre flexplate P/N A947-1 (med pålimte skiver ("bonded washer")), eller P/N A193-1 (uten pålimte skiver).

Påbudet omfatter:

For å hindre at fremre flexplate mellom hovedrotorens gearboks og clutchsystemet svikter, skal følgende tiltak utføres:

1. Med clutchen frakoblet, skal clutchakselens fremre del støttes opp for å kunne fjerne flexplate, P/N A947-1 eller P/N A193-1. Noter beliggenhet for justeringsskivene til bruk ved gjeninstallasjon.
 - 1.1 Bytt ut alle flexplater som ikke har åtte pålimte skiver (to per arm) med luftdyktig flexplate P/N A947-1 E.
 - 1.2 For de flexplatene som har åtte pålimte skiver (to per arm), skal følgende tiltak utføres:
 - 1.2.1 Fjern all "coating" ned til metallet fra ytre kanten av flexplaten og innover ca. 0.125", men i ingen tilfeller innenfor 0.5" fra de pålimte skivene, ved å bruke Scotch Brite eller 600 grit sandpapir. Kjemisk fjerning av "coating" skal ikke benyttes da dette kan påvirke limet mellom skiver og flexplate.
 - 1.2.2 Kontroller ytre kanter på flexplaten for sprekker ved å benytte en dye penetrant metode i samsvar med appendix I i denne LDP. Unngå at dye penetrant kommer i kontakt med de pålimte skivene. Dersom dye penetrant kommer i kontakt med skivene, skal væsken fjernes innen 1 minutt. Lengre tid vil påvirke vedheftingen mellom skiver og flexplate.
 - 1.2.1.1 Dersom sprekker blir funnet, skal flexplaten byttes ut med luftdyktig, P/N A947-1 E. Beskrivelse av sprekken og helikopterets flytid skal rapporteres til Luftfartsverket:

01.07.94

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD

Luftfartsinspeksjonen
Postboks 8124 Dep
0032 OSLO

1.2.1.2 Dersom ingen sprekker blir funnet, skal flexplaten lakkert med Zink-chromate eller epoxy primer. Metalloverflaten på de pålimte skivene skal ikke lakkert.

1.2.3 Monter på plass flexplaten og kontroller at remhjulet og vinkelen på clutchakselen er korrekt rettet opp i.h.t. gjeldende Maintenance Manual.

2. Dersom inspeksjonen påkrevd under pkt. 1 i denne LDP ikke avdekker sprekker, og helikopteret har mindre enn 2 driftsår eller mindre enn 450 flytimer, er ikke videre tiltak i samsvar med denne LDP påkrevd før flexplaten har oppnådd 2 år eller 450 flytimer. Etter oppnådde 2 år eller 450 flytimer, skal tiltak utføres i samsvar med pkt. 4 i denne LDP.
3. Dersom inspeksjonen påkrevd under pkt. 1 i denne LDP avdekker sprekker, eller helikopteret har mer enn 2 driftsår eller mer enn 450 flytimer, skal tiltak utføres i samsvar med pkt. 4 i denne LDP.
4. Utfør følgende visuelle kontroll:
 - 4.1 Fjern flexplaten i samsvar med gjeldende Maintenance Manual.
 - 4.2 Rengjør flexplaten med oppløsningsmiddel (f.eks. methyl-ethyl ketone eller naphtha).
 - 4.3 Kontroller flexplaten for hakk, sprekker eller korrosjon med 10X eller sterkere forstørrelsesglass. Legg stor vekt på kontroll av hjørnene på flexplaten.
 - 4.3.1 Dersom sprekker blir funnet, skal flexplaten byttes ut med luftdyktig, P/N A947-1 E, i samsvar med gjeldende Maintenance Manual. Beskrivelse av sprekken og helikopterets flytid skal rapporteres til Luftfartsverket og sendes til adressen beskrevet under pkt. 1.2.1.1.
 - 4.3.2 Dersom hakk eller korrosjon blir funnet, skal flexplaten repareres i samsvar med gjeldende Maintenance Manual.
 - 4.3.3 Lakker flexplaten med Zink-chromate eller epoxy primer. Metalloverflaten på de pålimte skivene skal ikke lakkert.
 - 4.3.4 Dersom hakk, sprekker eller korrosjon ikke lar seg reparere innenfor de begrensninger beskrevet i gjeldende Maintenance Manual, skal flexplaten byttes ut med luftdyktig P/N A947-1 E, i samsvar med gjeldende Maintenance Manual. Beskrivelse

01.07.94

LUFTFARTSVERKET
Hovedadministrasjonen
Luftfartsinspeksjonen
Postboks 8124 Dep., 0032 Oslo
Telefon : 22 94 20 00
Telefax : 22 94 23 91
Tigr. : CIVILAIR
Telex : 71032 enfb n

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD (LDP)

**MOTORDREVNE
LUFTFARTØY**

ROBINSON - 6

Med hjemmel om lov om luftfart av 11. juni 1993 kap. IV § 4-1 og kap. XV § 15-4, fastsetter Luftfartsverket følgende forskrift om luftdyktighet.

av korrosjonen og helikopterets flytid skal rapporteres til
Luftfartsverket og sendes til adressen beskrevet under pkt. 1.2.1.1.

- 4.4 Monter på plass flexplaten og kontroller at remhjulet og vinkelen på
clutchakselen er korrekt rettet opp i.h.t. gjeldende Maintenance Manual.

Tid for utførelse:

1. Innen 25 flytimer etter 01.07.94.
3. Innen 50 flytimer etter 01.07.94.
4. Intervaller ikke overstigende 50 flytimer.

Referanse:

FAA AD 94-11-01.

01.07.94

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD

APPENDIX

APPENDIX I

DYE PENETRANTS

Several dye penetrant type inspection kits are now available that will reveal the presence of surface cracks or defects and subsurface flaws that extend to the surface of the part being inspected. These penetrant type inspection methods are considered acceptable, provided the part being inspected has been thoroughly cleaned, all areas are readily accessible for viewing, and the manufacturer's recommendations as to the method of application are closely followed.

a. **Cleaning.** An inspection is initiated by first cleaning the surface to be inspected of dirt, loose scale, oil, and grease. Precleaning may usually be accomplished by vapor degreasing or with volatile cleaners. Use a volatile cleaner as it will evaporate from the defects before applying the penetrant dye. Sand blasting is not as desirable a cleaning method, since surface indications may be obscured. It is not necessary to remove anodic films from parts to be inspected, since the dye readily penetrates such films. Special procedures for removing the excess dye should be followed.

b. **Application of Penetrant.** The penetrant is applied by brushing, spraying, or by dipping and allowing to stand for a minimum of 2 minutes. Dwell time may be extended up to 15 minutes, depending upon the temperature of the part and fineness of the defect or surface condition. Parts being inspected should be dry and heated to at least 70° F., but not over 130° F. Very small indications require increased penetration periods.

c. **Removal of Dye Penetrant.** Surplus penetrant is usually removed by application of a special cleaner or remover, or by washing with plain water and allowing the part to dry. Water rinse may also be used in conjunction with the remover, subject to the manufacturer's recommendations.

d. **Application of Developer.** A light and even coat of developer is applied by spraying, brushing, or dipping. When dipping, avoid excess accumulation. Penetrant that has penetrated into cracks or other openings in the surface of the material will be drawn out by the developer resulting in a bright red indication. Some idea of the size of the defect may be obtained after experience by watching the size and rate of growth of the indication.

01.07.94

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD (LDP)

Med hjemmel i lov av 11. juni 1993 nr. 101 om luftfart, kap. XV § 15-4 jf. kap. IV § 4-1 og Samferdselsdepartementets
bemyndigelse av 25. mars 1994, fastsetter Luftfartsverket følgende forskrift om luftdyktighet.

94-057 KONTROLL/UTSKIFTING AV HOVEDROTORBLADER

Påbudet gjelder:

Robinson Helicopter Company: Alle R22 som har installert hovedrotorblader med delnummer P/N A016-2 med serienummer S/N t.o.m 7569 (inkl. alle suffix).

Påbudet omfatter:

For å hindre unormale vibrasjoner under flyging, som kan føre til svikt i hovedrotorbladene, skal følgende tiltak utføres:

1. Utfør en visuell kontroll, i samsvar med helikopterets gjeldende Maintenance Manual, av bladets over- og underside med et 5x eller sterkere forstørrelsesglass for korrosjon og sprekker.
2. Etter utførelse av pkt. 1. og 2. i denne LDP, skal følgende kontroller utføres:
 - 2.1 Utfør en visuell kontroll, i samsvar med helikopterets gjeldende Maintenance Manual, av bladets over- og underside med et 5x eller sterkere forstørrelsesglass for korrosjon og sprekker.
 - 2.2 Utfør en visuell kontroll av bladets over- og underside. Kontrollen kan utføres av eier/bruker, som må minst være innehaver av et A-sertifikat.
3. Etter tilfeller med unormale vibrasjoner i hovedrotorsystemet, skal det utføres en visuell kontroll, i samsvar med helikopterets gjeldende Maintenance Manual, av bladets over- og underside med et 5x eller sterkere forstørrelsesglass for korrosjon og sprekker.
4. Dersom tvilsomme sprekker oppdages, skal det utføres en kontroll med dye penetrant for å verifisere sprekken.
5. Dersom sprekker oppdages, skal bladet erstattes med nytt luftdyktig blad.
6. Dersom korrosjon oppdages, skal bladet repareres eller erstattes med nytt luftdyktig blad i samsvar med helikopterets gjeldende Maintenance Manual.

01.09.94

LUFTDYKTIGHETSPÅBUD

Anm.: Denne LDP refererer til Robinson Helicopter Company Service Bulletin #72, datert 29.03.93.

Tid for utførelse:

1. Før blad som har mindre enn 500 flytimer og som har vært installert på helikopteret mindre enn 1 år:

Innen bladet har oppnådd 525 flytimer, eller innen bladet har vært installert på helikopteret 1 år; det som kommer først.

Før blad som har mer enn 500 flytimer og som har vært installert på helikopteret mer enn 1 år:

Innen 25 flytimer etter 01.09.94.

2. Etter utførelse av pkt. 1. eller pkt. 2. i denne LDP.
 - 3.1 Intervaller ikke overstigende 100 flytimer.
 - 3.2 Intervaller ikke overstigende 25 flytimer.
3. Før videre flyging.
4. Før videre flyging.
5. Før videre flyging.
6. Før videre flyging.

Referanse:

FAA AD 95-15-08.

01.09.94

