

国空機第 673 号

整理
番号

TCD-10092-2022

耐 空 性 改 善 通 報

令和 4 年 12 月 9 日

適用航空機の所有者各位

国土交通省航空局長 久 保 田 雅 晴
(公印省略)

1. 第 2 項の航空機又はその装備品等の安全性又は環境適合性を確保するため、第 3 項の整備又は改造作業等の実施が必要であると認められますので通報します。

なお、本通報による検査、修理、交換、改造等が実施されないときは、航空法第 14 条の 3 第 1 項に基づく整備改造命令を発出し、又は同法第 134 条第 2 項に規定された立入検査を実施のうえ、同法第 14 条の 3 第 2 項の規定により耐空証明の効力を停止し、若しくは有効期間を短縮し、又は同法第 10 条第 3 項（同法第 10 条の 2 第 2 項において準用する場合を含む。）の規定により指定した事項を変更する場合があります。

また、本通報により実施した作業については、同法第 58 条第 2 項に定めるとおり航空日誌に記載することが求められます。

2. 適用航空機

シェンプ・ヒルト式アーカス、デュオ・ディスクス、デュオ・ディスクス C、ニンバス-4 及びニンバス-4D 型滑空機並びにアーカス M、アーカス T、デュオ・ディスクス T、ニンバス-4M、ニンバス-4T、ニンバス-4DM 及びニンバス-4DT 型動力滑空機

3. 適用項目

エレベーターU-ブラケットのコネクティング・チューブに亀裂が生じることにより、エレベーター・コントロール・システム及びホリゾンタル・テール・アタッチメントが損傷し、機体の操縦性の喪失に至る不具合を防止するため、既に実施した場合を除き、別添 1 EASA 緊急 AD 2022-0242-E (以下「AD」という。)の Definitions 項及び Required Action(s) and Compliance Time(s)項に従って、検査及び飛行規程の改訂並びに必要な応じ処置を実施すること。なお、本項による飛行規程の改訂は、本通報の別添 2 又は別添 3 のうち該当するものの写しを飛行規程に挟み込むことで代えてもよい。

ただし、AD 中「the effective date of this AD」とあるのは、「本通報発効日」(第 4.1 項による。)と読み替えるものとする。

なお、本通報による処置を他の同等な方法で実施する場合には、航空局長の承認が必要である。ただし、AD に係る同等な方法として EASA の承認を受けている SB 等に従って処置を実施する場合 (運用限界の変更を伴う場合を除く。)には、航空局長への届出でよい。

4. 備考

4.1 本通報は、令和 4 年 12 月 11 日から発効する。

4.2 本通報は、EASA 緊急 AD 2022-0242-E による。

4.3 本通報の送付を受けた者は、参考配布を除き、令和 4 年 12 月 20 日までに、適用項目に関する実施状況を記載した報告書を、安全政策課長に提出すること。記載要領、様式及び提出先については、航空機検査業務サーキュラー No.3-003 に従うこと。

- 4.4 本通報による飛行規程の改訂は、先任航空機検査官又は耐空検査員の承認が必要である。
- 4.5 本通報に従って飛行規程に本通報の別添 2 又は別添 3 のいずれも挟み込まない場合には、航空機技術審査センターに報告すること。
- 4.6 シェンプ・ヒルト・テクニカル・ノート 396-22 (2022 年 9 月 8 日付け) 及び同 Revision 1 (2022 年 10 月 13 日付け)、380-3 (2022 年 9 月 8 日付け) 及び同 Revision 1 (2022 年 10 月 13 日付け)、868-24 (2022 年 9 月 8 日付け) 及び同 Revision 1 (2022 年 10 月 13 日付け)、890-18 (2022 年 9 月 8 日付け) 及び同 Revision 1 (2022 年 10 月 13 日付け) 並びに A532-10 (2022 年 9 月 8 日付け) 並びに承認されたこれらのその後の改訂版は、本件に関するものである。
- 4.7 本通報の送付を受けた者で、当該航空機を所有しているが使用者が異なり、耐空性改善通報報告書を使用者から提出する場合には、直ちに本通報を使用者に回送すること。



Emergency Airworthiness Directive

AD No.: 2022-0242-E

Issued: 07 December 2022

Note: This Emergency Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EU) 2018/1139 on behalf of the European Union, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 129 of that Regulation.

This AD is issued in accordance with Regulation (EU) 748/2012, Part 21.A.3B. In accordance with Regulation (EU) 1321/2014 Annex I Part M.A.301, or Annex Vb Part ML.A.301, as applicable, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD, unless otherwise specified by the Agency [Regulation (EU) 1321/2014 Annex I Part M.A.303, or Annex Vb Part ML.A.303, as applicable] or agreed with the Authority of the State of Registry [Regulation (EU) 2018/1139, Article 71 exemption].

Design Approval Holder's Name:

SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH

Type/Model designation(s):

Nimbus-4, Duo Discus and Arcus (powered) sailplanes

Effective Date: 09 December 2022

TCDS Number(s): EASA.A.063, EASA.A.025, EASA.A.074 and EASA.A.532

Foreign AD: Not applicable

Supersedure: None

ATA 27 – Flight Controls – Horizontal Tail Elevator U-Bracket – Inspection

Manufacturer(s):

Schempp-Hirth Flugzeugbau GmbH (Schempp-Hirth)

Applicability:

Arcus, Duo Discus, Duo Discus C, Nimbus-4 and Nimbus-4D sailplanes, all serial numbers (s/n); and

Arcus M, Arcus T, Duo Discus T, Nimbus-4M, Nimbus-4T, Nimbus-4DM and Nimbus-4DT powered sailplanes, all s/n.

Definitions:

For the purpose of this AD, the following definitions apply:

The TN: Schempp-Hirth Technical Note (TN) 396-22 Revision 1, TN 380-3 Revision 1, TN 868-24 Revision 1, TN 890-18 Revision 1 and TN A532-10 original issue (all referencing Schempp-Hirth "Working instructions to TN 396-22, 380-3, 868-24, 890-18, A532-10"), as applicable.

Groups: Group 1 (powered) sailplanes are those whose operating time since the last replacement of the elevator U-bracket is 1 000 flight hours (FH) or more. If the elevator U-bracket has not been



replaced since the (powered) sailplane was manufactured, the total FH of the (powered) sailplane applies.

Group 2 (powered) sailplanes are those which are not Group 1.

Reason:

Occurrences were reported of finding cracks in the connecting tube of the elevator U-bracket of the horizontal tail of some (powered) sailplanes. Damage to the elevator U-bracket could compromise the stiffness of the elevator control system and of the attachment of the horizontal tail.

This condition, if not detected and corrected, could lead to failure of the elevator control system and horizontal tail attachment, possibly resulting in loss of control of the (powered) sailplane.

To address this potential unsafe condition, Schempp-Hirth published the TN, as defined in this AD, providing instructions for inspection and corrective action, and for updating of the Aircraft Flight Manual (AFM).

For the reason described above, this AD requires a one-time inspection of the elevator U-bracket and of the horizontal tail attachment on the vertical tail, and, depending on findings, accomplishment of applicable corrective action(s). This AD also requires amendment of the (powered) sailplane's applicable AFM.

Required Action(s) and Compliance Time(s):

Required as indicated, unless accomplished previously:

Inspection:

(1) For Group 1 (powered) sailplanes: Before next flight after the effective date of this AD, inspect the elevator U-bracket and the horizontal tail attachment on the vertical tail in accordance with the instructions of the TN.

Corrective Action(s):

(2) If, during the inspection as required by paragraph (1) of this AD, any damage, as specified in the TN, is found, before next flight, accomplish the applicable corrective action(s) in accordance with the instructions of the TN.

AFM Amendment:

(3) For Group 1 and Group 2 (powered) sailplanes: Before next flight after the effective date of this AD, amend the applicable AFM in accordance with the instructions of the TN, inform all pilots and, thereafter, operate the (powered) sailplane accordingly.

Ref. Publications:

Schempp-Hirth TN 396-22 original issue dated 08 September 2022, or Revision 1 dated 13 October 2022.

Schempp-Hirth TN 380-3 original issue dated 08 September 2022, or Revision 1 dated 13 October 2022.



Schempp-Hirth TN 868-24 original issue dated 08 September 2022, or Revision 1 dated 13 October 2022.

Schempp-Hirth TN 890-18 original issue dated 08 September 2022, or Revision 1 dated 13 October 2022.

Schempp-Hirth TN A532-10 original issue dated 08 September 2022.

The use of later approved revisions of the above-mentioned documents is acceptable for compliance with the requirements of this AD.

Remarks:

1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD.
2. The results of the safety assessment have indicated the need for immediate publication and notification, without the full consultation process.
3. Enquiries regarding this AD should be referred to the EASA Safety Information Section, Certification Directorate. E-mail: ADs@easa.europa.eu.
4. Information about any failures, malfunctions, defects or other occurrences, which may be similar to the unsafe condition addressed by this AD, and which may occur, or have occurred on a product, part or appliance not affected by this AD, can be reported to the [EU aviation safety reporting system](#). This may include reporting on the same or similar components, other than those covered by the design to which this AD applies, if the same unsafe condition can exist or may develop on an aircraft with those components installed. Such components may be installed under an FAA Parts Manufacturer Approval (PMA), Supplemental Type Certificate (STC) or other modification.
5. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: Schempp-Hirth Flugzeugbau GmbH, Kребenstrasse 25, 73230 Kirchheim / Teck, Germany, Telephone: +49 7021 7298-0, Fax: +49 7021 7298-199, Email: info@schempp-hirth.com.



この挟み込み頁は、飛行規程の第 4 章 (通常操作) における日常点検の項目に追加すべき内容を臨時に示したものである。飛行規程の該当頁は取り除かずに、対応する頁の前にこれを挿入すること。

水平尾翼の点検は以下の内容に置き換わる。

- ・水平尾翼が適切に取り付けられ、ロックされていることを点検すること。
また、水平尾翼の先端において、水平方向及び垂直方向の遊びを点検すること。
- ・エレベーター及びラダーが支障なく動くことを確認すること。
- ・エレベーター及びラダーの後縁に損傷が無いことを確認すること。
- ・エレベーター及びラダーの後縁を静かに揺すり、異常な遊びがないことを確認すること。
- ・エレベーターU-ブラケットの剛性を確認すること。これを行うには、両エレベーターの U-ブラケット取付け箇所の後縁を 2 本の指でつかみ、相反する方向に約 30~40N の力を加える。両エレベーターの間で顕著な相反する動きは許容されない。疑わしい場合は、水平尾翼を取り外してテストを繰り返すこと。

ハード・ランディング後及び機体に過荷重を掛けた後に実施する点検に以下を追加する。

- ・水平尾翼とエレベーターU-ブラケットの取付け箇所は、特に損傷がないかを確認すること。

この挟み込み頁は、飛行規程の第 4 章 (通常操作) における日常点検の項目に追加すべき内容を臨時に示したものである。飛行規程の該当頁は取り除かずに、対応する頁の前にこれを挿入すること。

Horizontal tailplane check items are replaced with the following.

- Check horizontal tailplane for proper attachment and locking
- Check horizontal and vertical play of the horizontal tailplane at the tip
- Check elevator and rudder for free movement
- Check trailing edge of elevator and rudder for damage
- Check elevator and rudder for any unusual play by gently shaking the trailing edge
- Check stiffness of the elevator U-bracket. To do that, grasp both elevators with two fingers at the trailing edge in the area of the elevator U-bracket and apply a noticeable force (approx. 30-40 N) in opposite directions. No noticeable relative motion between both elevator halves is permissible. If in doubt, de-rig the horizontal tailplane and repeat the test.

The following check is to be performed after a heavy landing and/or after an excessive load on the aircraft.

- The attachment of the horizontal tail and the elevator U-bracket have to be checked especially for damages