



## Airworthiness Directive

**AD No.:** 2024-0221

**Issued:** 22 November 2024

Note: This 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:

Multiple

### Part designation(s):

Turbocharger exhaust systems

**Effective Date:** 06 December 2024

**TCDS Number(s):** Multiple

**Foreign AD:** FAA [AD 2023-09-09](#) dated 12 June 2023, which was found not eligible for adoption by EASA.

**Supersedure:** None

## ATA 78 – Exhaust – Engine / Turbocharger Exhaust System / Components – Inspection

### Manufacturer(s):

See Appendix 1 of this AD (non-exhaustive list).

### Applicability:

This AD applies to all turbocharged reciprocating engine-powered aircraft and turbocharged reciprocating engines, types and models that have an affected part installed, as well as to those for which an affected part is eligible for installation. Appendix 1 of this AD provides a non-exhaustive list of aircraft and engine types, models, for which an affected part may be installed. The affected part may be installed on the production line of the aircraft, or installed in service through a minor modification, field modification or Supplemental Type Certificate (STC).

This AD does not apply to aircraft and engines that are compliant with any of the ADs listed in Appendix 2 of this AD, as applicable.

### Definitions:

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

**Affected part:** Spot-welded, multi-segment v-band couplings installed at the tailpipe of the turbocharger exhaust housing flange.



**Serviceable part:** An affected part that is new (not previously installed); or an affected part that has not exceeded 500 flight hours (FH) since its first installation on an aircraft or engine and that, prior to (re)installation, has passed (no defect found) all inspections as specified in Appendix 3 paragraph (b) of this AD.

**Groups:** Group 1 aircraft are those that have an affected part installed.  
Group 2 aircraft are those that do not have an affected part installed.

**Reason:**

Failures have been reported of spot-welded, multi-segment v-band couplings, installed at the tailpipe to the turbocharger exhaust housing flange. Over the years, this has resulted in a significant number of incidents and accidents (fatal and non-fatal) on both aeroplanes and helicopters. To address this safety subject, the FAA has issued multiple ADs (listed in Appendix 2 of this AD) for specific type designs, as well as several Special Airworthiness Information Bulletins (SAIB).

Since those actions, the FAA constituted a working group to study v-band coupling failures associated with turbocharged reciprocating engine-powered aircraft depending on each specific coupling type (spot-welded, riveted, or single piece). The working group's final report determined that riveted couplings are not affected by a safety concern, and concluded that the common denominator in the incidents and accidents reviewed is the spot-welded, multi-segment exhaust tailpipe v-band coupling (see Figure 1 of this AD). These couplings come in either two or three segment varieties. The segments are the number of v-retainer segments, which are attached to the outer band via spot welds. The majority of the events studied by the working group indicated fatigue failure of affected parts as a result of stress corrosion cracking that originated at or near a spot weld.

This condition, if not detected and corrected, could lead to failure of the affected part, leading to detachment of the exhaust tailpipe from the turbocharger and allowing high-temperature exhaust gases to enter the engine compartment, possibly resulting in smoke in the cockpit, in-flight fire, and loss of control of the aircraft.

Prompted by the conclusions of the working group's final report, the FAA issued SAIB [CE-18-21](#) to recommend applying the Best Practices Guide from the final report for the maintenance of turbocharged reciprocating engine-powered aircraft. In addition, to address the potential unsafe condition on the affected part, the FAA also issued AD 2023-09-09, which is not eligible for adoption by EASA (see [EASA Position](#)).

For the reasons described above, this AD is issued, introducing requirements technically equivalent to those contained in the FAA AD and with the same (wide) Applicability, to establish a life limit for the affected part. This AD also requires repetitive inspections of each affected part and, depending on findings, accomplishment of applicable corrective action(s).



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

Required as indicated by this AD, unless the action(s) required by this AD have been already accomplished:

**Review of the Maintenance Records:**

- (1) For Group 1 aircraft: Within 50 FH after the effective date of this AD, review the aircraft maintenance records to determine the FH accumulated by each affected part since its first installation on an aircraft or engine.

**Affected Part Life Limit:**

- (2) For Group 1 aircraft: Within the compliance times specified in Table 1 of this AD, and, thereafter, at intervals not to exceed 500 FH, remove each affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD, and apply correct torque, as applicable, to the affected part nut.

Figure 1 – Spot-Welded, Multi-Segment Exhaust Tailpipe V-Band Coupling

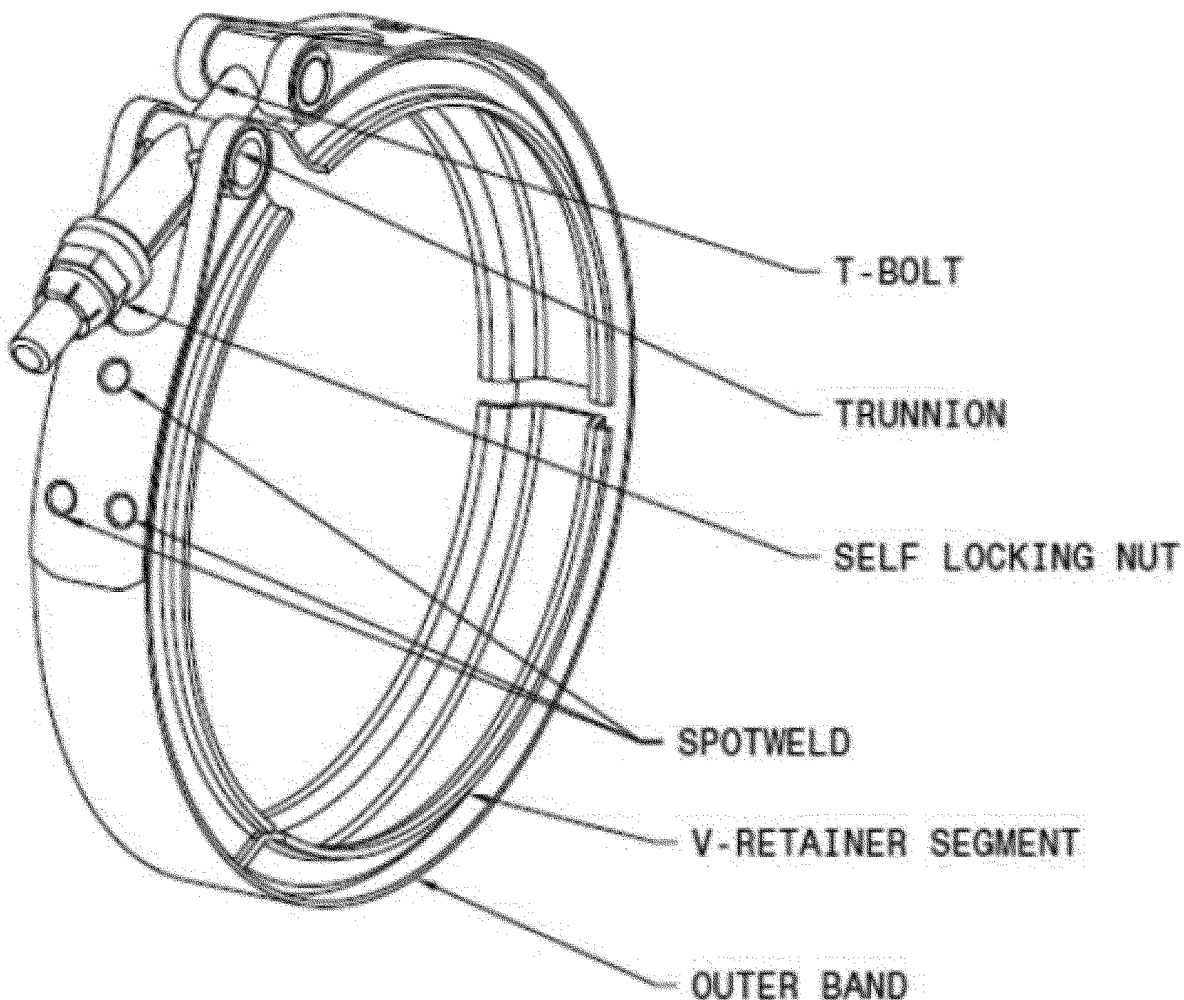


Table 1 – Affected Part Initial Replacement (see Note 1 of this AD)

FH Accumulated	Compliance Time
Less than 500 FH	Before exceeding 500 FH, or within 50 FH after the effective date of this AD, whichever occurs later.
500 FH or more	Within 50 FH after the effective date of this AD
FH not determined	

Note 1: Unless specified otherwise, the FH indicated in Table 1 of this AD are those accumulated by the affected part since its first installation on an aircraft or engine.

**Alternative Method of Compliance:**

(3) As an alternative to the initial removal of this affected part from service as required by paragraph (2) of this AD, inspect the affected part as specified in Appendix 3 of this AD. The initial inspection must be accomplished not later than at the time the affected part would have been removed from service (see Table 1 of this AD) and, thereafter, inspect at intervals not to exceed 6 months or 100 FH, whichever occurs first, for a period not to exceed 2 years after the effective date of this AD.

Note 2: Instructions for installing an affected part can be found in Appendix B of Best Practices Guide, paragraph 3.1, of the “Exhaust System Turbocharger to Tailpipe Affected part/Clamp Working Group Final Report” dated January 2018 (see link in Section Ref. Publications of this AD).

**Inspection(s):**

(4) For Group 1 aircraft: At the next annual inspection, or within 12 months, whichever occurs first after the effective date of this AD, and, thereafter, at intervals not to exceed 12 months, inspect the affected part as specified in Appendix 3 of this AD.

**Terminating Action:**

(5) None.

**Parts Installation:**

(6) For Group 1 and Group 2 aircraft: From the effective date of this AD, it is allowed to install on any aircraft an affected part, provided it is a serviceable part, as defined in this AD, and that, following installation, the affected part is replaced as required by this AD.

**Ref. Publications:**

FAA [Best Practice Guide](#) for Maintaining Exhaust System Turbocharger to Tailpipe Affected parts/Clamps.

FAA SAIB [CE-03-46](#) dated 21 July 2003.

FAA SAIB [CE-04-22](#) dated 17 December 2003.

FAA SAIB [CE-05-13](#) dated 09 November 2004.



FAA SAIB [CE-09-11](#) dated 09 February 2009.

FAA SAIB [CE-10-33R1](#) dated 16 August 2010.

FAA SAIB [CE-13-07R1](#) dated 01 May 2013.

FAA SAIB [CE-13-45](#) dated 05 September 2013.

FAA SAIB [CE-18-07](#) dated 14 December 2017.

FAA SAIB [CE-18-21](#) dated 13 July 2018.

FAA SAIB [CE-18-22](#) dated 13 July 2018.

#### Remarks:

1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD.
2. This AD was posted on 17 August 2023 as PAD 23-096 for consultation until 14 September 2023. The Comment Response Document can be found in the [EASA Safety Publications Tool](#), in the compressed ('zipped') file, attached to the record for this AD.
3. Enquiries regarding this AD should be referred to the EASA Safety Information Section, Certification Directorate. E-mail: [ADs@easa.europa.eu](mailto: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 the aircraft design approval holder, or modification/STC approval holder, as applicable.



## Appendix 1 – Affected Aircraft and Engines

The affected parts are known to be installed on, but not limited to, the following aircraft and engine types, models:

<b>Type Certificate Holder</b>	<b>Type(s) and Model(s)</b>
Aerostar Aircraft Corporation (formerly Piper Aircraft Inc., Ted Smith Aerostar)	PA-60 (Aerostar) series aeroplanes, except those modified by FAA STC SA4976NM
Britten-Norman Aircraft Ltd, (formerly B-N Group Ltd., Britten-Norman Ltd., Pilatus Britten Norman Ltd., Fairey Britten-Norman Ltd, Britten-Norman (Bembridge) Ltd)	BN2, BN2A, BN2A-6, BN2A-8, and BN2A-9 aeroplanes
Cirrus Design Corporation	SR22 and SR22T aeroplanes
Commander Aircraft Corporation (formerly CPAC Inc., Commander Aircraft Corporation, Gulfstream Aerospace Corporation, Gulfstream American Corporation, and Rockwell International - Commander Aircraft Division)	112TC, 112TCA and 114TC aeroplanes
Continental Aerospace Technologies Inc. (formerly Continental Motors Inc., Teledyne Continental Motors)	(L)TSIO-360, (TS)IO-520 and (TS)IO-550 series engines
Costruzioni Aeronautiche TECNAM S.p.A.	P2012 Traveller aeroplanes
DAHER Aerospace (formerly SOCATA, SOCATA - Groupe Aerospatiale)	TB21 aeroplanes
Diamond Aircraft Industries Inc (formerly Diamond Aircraft Industries GmbH)	DA 40 aeroplanes
Enstrom Helicopter Corporation	F-28 and 280 series helicopters
Lycoming Engines (formerly Textron Lycoming, Lycoming - AVCO Division)	(L)TO-360 and (T)IO-540 series, and LTIO-540-J2BD engines
Merlyn Products, Inc.	Twin Commander 500B, 500S and 500U aeroplanes, modified by STC SA01212SE and STC SE01211SE (Lycoming IO-540-MX1 engines)
Mooney International Corporation	M20J, M20K, M20M and M20V aeroplanes
Piper Aircraft, Inc. (formerly The New Piper Aircraft Inc., Piper Aircraft Corporation)	PA-23, PA-24, PA-28, PA-30, PA-31, PA-31P, PA-32, PA-32R, PA-34, PA-39, PA-44 and PA-46 series aeroplanes
Revo, Inc.	LA-4A, LA-4-200 and Model 250 aeroplanes
SST FLUGTECHNIK GmbH (formerly Extra Flugzeugproduktions- und Vertriebs- GmbH and Extra Flugzeugbau GmbH Flugplatz)	EA 400 aeroplanes



Type Certificate Holder	Type(s) and Model(s)
Textron Aviation, Inc. (formerly Hawker Beechcraft, Raytheon Aircraft Company, Beech Aircraft Corporation)	33, 35, 36 and 55 series, 56TC and A56TC (Turbo Baron), 58 and G58, 60, A60 and B60 (Duke), and 95 series aeroplanes
Textron Aviation, Inc. (formerly Cessna Aircraft Company)	182, T182, TR182, 185, A185, A188, T188, 206, P206, TP206, TU206, U206, T207, 210, P210, T210, T240, T303, 310, T310, 320, 321, 335, P337, T337, 340, 401, 402, 404, 411, 414 and 421 series aeroplanes
Textron Aviation, Inc. (formerly Reims Aviation)	FT337 aeroplanes
Twin Commander Aircraft LLC (formerly Twin Commander Aircraft Corporation, Gulfstream Aerospace Corporation, Gulfstream American Corporation, Rockwell-Standard & Associates, and Aero Design and Engineering Company, also known as Aero Commander Aircraft)	500, 500A, 500B, 500S, 500U, 560A, 560E and 685 aeroplanes
Vulcanair S.p.A. (formerly Partenavia Costruzioni Aeronautica S.p.A.)	P.68C-TC and P.68TC 'Observer' aeroplanes



## Appendix 2 – Existing Related ADs

FAA [AD 81-23-03 R2](#) – Textron Aviation (Cessna) P210N aeroplanes

FAA [AD 91-21-01 R1](#) – Lycoming TIO-540-S1AD engines

FAA [AD 2000-01-16](#) – Textron Aviation (Cessna) 310, 320, 321, 340, 401, 402, 404, 411, 414 and 421 aeroplanes

FAA [AD 2000-11-04](#) – Commander 114TC aeroplanes

FAA [AD 2001-08-08](#) – Textron Aviation (Raytheon, Beechcraft) 33, 35 and 36 aeroplanes, if modified by STC SA5223NM and STC SE5222NM

FAA [AD 2004-23-17](#) – Mooney M20M aeroplanes

FAA [AD 2010-13-07](#) – Piper PA-32R-301T and PA-46-350P aeroplanes

FAA [AD 2013-10-04](#) – Piper PA-31, PA-31-325 and PA-31-350 aeroplanes

FAA [AD 2014-23-03](#) – Piper PA-31P aeroplanes

FAA [AD 2018-06-11](#) – Textron Aviation (Raytheon, Beechcraft) A36TC and B36TC; and S35, V35, V35A and V35B aeroplanes if equipped with optional Continental TSIO-520-D engine with AiResearch turbocharger or modified by STC SA1035WE





## Appendix 3 – Affected Part Inspections

**(a) Inspections without Removal of the Affected Part:**

Note A3.1 to paragraph (a): as an alternative to the inspections specified in this paragraph (a), it is acceptable to inspect the affected part as specified in paragraph (b) of this Appendix.

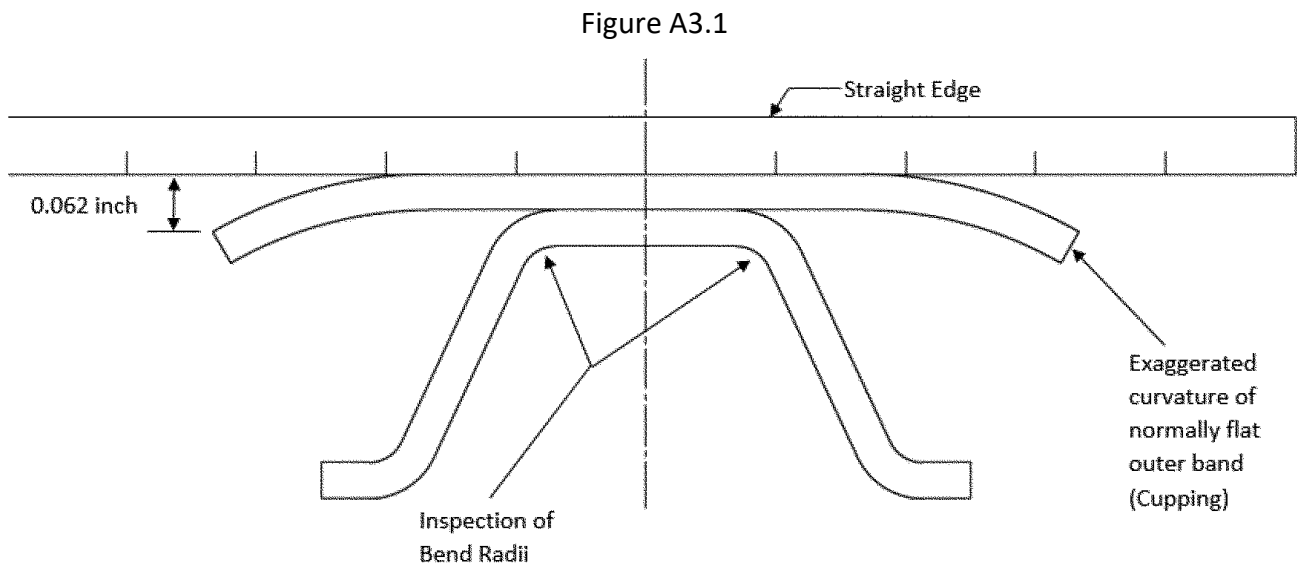
- (a.1) Visually inspect the affected part and area around the affected part for exhaust stains, soot, and discolouration. If any of those conditions are found, remove the affected part and, instead of the inspections in paragraphs (a.2) through (a.7) of this Appendix, do the inspections in paragraph (b) of this Appendix.
- (a.2) Visually inspect the affected part outer band for cracks, paying particular attention to the spot weld areas. If there is a crack, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.
- (a.3) Visually inspect the affected part for looseness and for separation of the outer band from the v-retainer segments at all spot welds. If there is any looseness or separation of the outer band from any retainer segment, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.
- (a.4) Visually inspect the affected part outer band for cupping, bowing, and crowning as depicted in Figure A3.1 of paragraph (b.4) of this Appendix. If there is any cupping, bowing, or crowning, before next flight, remove the affected part and, instead of the inspections in paragraphs (a.5) through (a.7) of this Appendix, do the inspections in paragraph (b) of this Appendix.
- (a.5) Visually inspect the area of the affected part, including the outer band, opposite the t-bolt for damage and distortion. If there is any damage or distortion, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.
- (a.6) Using a mirror, visually inspect the affected part to determine whether there is a space between the two v-retainer coupling segments next to the t-bolt. If there is no space between the two v-retainer coupling segments next to the t-bolt, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.
- (a.7) Determine whether the affected part nut is properly torqued and apply correct torque as necessary.

**(b) Inspections with the Affected Part Removed:**

- (b.1) Remove the affected part and inspect it as specified in paragraphs (b.2) through (b.7) of this Appendix.
- (b.2) Using fine abrasive cloth and mineral spirits, clean the outer band of the affected part. Pay particular attention to the spot weld areas on the affected part. If there is corrosion that cannot be removed by cleaning or if there is pitting, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.



- (b.3) Using a 10X magnifying glass, visually inspect the outer band for cracks, paying particular attention to the spot weld areas. If there is a crack, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.
- (b.4) Visually inspect the flatness of the outer band using a straight edge. Lay the straight edge across the width of the outer band as depicted in Figure A3.1 of this paragraph. If the gap between the outer band and the straight edge exceeds 0.062 inch (1,575 mm) before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.



- (b.5) With the t-bolt in the 12 o'clock position, visually inspect the attachment of the outer band to the v-retainer coupling segments for gaps between the outer band and the v-retainer coupling segments from the 1 o'clock through 11 o'clock positions. If there are any gaps between the outer band and the v-retainer coupling segments, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.

Note A3.2 to paragraph (b.4): Backlighting may be used to see gaps.

- (b.6) Visually inspect the bend radii of the v-retainer coupling segments, throughout the length of the segment, as depicted in Figure A3.1 of paragraph (b.4) of this Appendix, for cracks. If there are any cracks, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.
- (b.7) Visually inspect the outer band opposite the t-bolt for damage (distortion, creases, bulging, or cracks) caused by excessive spreading of the coupling during installation or removal. If there is any damage, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.
- (b.8) If any affected part passes all inspections specified in paragraphs (b.2) through (b.7) of this Appendix, it may be re-installed.



- (b.8.1) Apply correct torque as necessary to the affected part nut.
- (b.8.2) Inspect the affected part to determine whether there is space between the two v-retainer coupling segments next to the t-bolt. If there is no space between the two v-retainer coupling segments next to the t-bolt, before next flight, remove the affected part from service and install a serviceable part, as defined in this AD.



## TRADUCTION DE COURTOISIE

de la DIRECTIVE de NAVIGABILITE de l'EASA de référence 2024-0221

### Échappement - Moteur / turbocompresseur Système d'échappement / composants – Inspection

Aerostar Aircraft Corporation (formerly Piper Aircraft Inc., Ted Smith Aerostar)  
Britten-Norman Aircraft Ltd, (formerly B-N Group Ltd., Britten-Norman Ltd., Pilatus Britten  
Norman Ltd., Fairey Britten-Norman Ltd, Britten-Norman (Bembridge) Ltd)  
Cirrus Design Corporation  
Commander Aircraft Corporation (formerly CPAC Inc., Commander Aircraft Corporation,  
Gulfstream Aerospace Corporation, Gulfstream American Corporation, and Rockwell  
International - Commander Aircraft Division)  
Continental Aerospace Technologies Inc. (formerly Continental Motors Inc., Teledyne  
Continental Motors)  
Costruzioni Aeronautiche TECNAM S.p.A.  
DAHER Aerospace (formerly SOCATA, SOCATA - Groupe Aerospatiale)  
Diamond Aircraft Industries Inc (formerly Diamond Aircraft Industries GmbH)  
Enstrom Helicopter Corporation  
Lycoming Engines (formerly Textron Lycoming, Lycoming - AVCO Division)  
Merlyn Products, Inc.  
Mooney International Corporation  
Piper Aircraft, Inc. (formerly The New Piper Aircraft Inc., Piper Aircraft Corporation)  
Revo, Inc.  
SST FLUGTECHNIK GmbH (formerly Extra Flugzeugproduktions- und Vertriebs- GmbH and  
Extra Flugzeugbau GmbH Flugplatz)"  
Textron Aviation, Inc. (formerly Hawker  
Beechcraft, Raytheon Aircraft Company, Beech  
Aircraft Corporation) Textron Aviation, Inc. (formerly Cessna Aircraft  
Company)  
Textron Aviation, Inc. (formerly Reims Aviation)  
Twin Commander Aircraft LLC (formerly Twin  
Commander Aircraft Corporation, Gulfstream  
Aerospace Corporation, Gulfstream American  
Corporation, Rockwell-Standard & Associates,  
and Aero Design and Engineering Company, also  
known as Aero Commander Aircraft) Vulcanair S.p.A. (formerly Partenavia Costruzioni  
Aeronautica S.p.A.)

### Systèmes d'échappement des turbocompresseurs

#### DATE D'ENTREE EN VIGUEUR :

06 décembre 2024

#### CONSTRUCTEUR(S) :

Voir l'annexe 1 de la présente CN (liste non exhaustive).

#### APPLICABILITE :

Cette CN s'applique à tous les types et modèles d'aéronefs et de moteurs à pistons turbocompressés sur lesquels une pièce concernée a été installée, ainsi qu'à ceux pour lesquels une pièce concernée peut être installée. L'annexe 1 de cette CN fournit une liste non exhaustive des types et modèles d'aéronefs et de moteurs pour lesquels une pièce concernée peut être installée. La pièce concernée peut être installée sur la chaîne de production de l'aéronef ou en service par le biais d'une modification mineure, d'une modification sur le terrain ou d'un certificat de type supplémentaire (STC).

Cette CN ne s'applique pas aux aéronefs et aux moteurs qui sont conformes à l'une des CN énumérées à l'annexe 2 de la présente CN, selon le cas.

### **DEFINITIONS :**

Les définitions suivantes s'appliquent dans le cadre de la présente CN :

**Pièce concernée :** Raccords à gorge en V multi-segments soudés par points et installés au niveau de la bride du tuyau d'échappement du turbocompresseur.

**Pièce en bon état :** Une pièce concernée qui est neuve (qui n'a pas été installée auparavant) ou une pièce concernée qui n'a pas dépassé 500 heures de vol depuis sa première installation sur un aéronef ou un moteur et qui, avant sa (ré)installation, a passé avec succès (aucun défaut constaté) toutes les inspections spécifiées à l'annexe 3, paragraphe b), de cette CN.

**Groupes :** Les aéronefs du groupe 1 sont ceux sur lesquels une pièce concernée est installée. Les aéronefs du groupe 2 sont ceux sur lesquels aucune pièce concernée n'est installée.

### **RAISON :**

Des défaillances ont été signalées sur des raccords à gorges en V multi-segments soudés par points, installés sur la bride de l'échappement du turbocompresseur. Au fil des ans, cette situation a entraîné un nombre important d'incidents et d'accidents (mortels ou non) sur des avions et des hélicoptères. Pour traiter ce problème de sécurité, la FAA a publié de nombreuses CN (énumérées à l'Annexe 2 de la présente CN) pour des types de conception spécifiques, ainsi que plusieurs bulletins spéciaux d'information de navigabilité (SAIB).

Depuis ces mesures, la FAA a constitué un groupe de travail chargé d'étudier les défaillances des raccords à bande en V associées aux aéronefs à moteur à piston turbocompressé, en fonction de chaque type d'accouplement spécifique (soudé par points, riveté ou en une seule pièce). Le rapport final du groupe de travail a établi que les raccords rivetés ne posent pas de problème de sécurité et a conclu que le dénominateur commun des incidents et accidents examinés est le raccord en V multi-segments soudé par points du tuyau d'échappement (voir la figure 1 de la présente CN). Ces raccords existent en deux ou trois segments. Les segments correspondent au nombre de segments de retenue en V, qui sont fixés à la bande extérieure par des soudures par points. La majorité des événements étudiés par le groupe de travail ont révélé une défaillance par fatigue des pièces concernées à la suite d'une fissuration par corrosion sous contrainte qui a pris naissance au niveau ou à proximité d'une soudure par points.

Cette situation, si elle n'est pas détectée et corrigée, pourrait entraîner une défaillance de la pièce concernée, ce qui conduirait au détachement du tuyau d'échappement du turbocompresseur et permettrait aux gaz d'échappement à haute température de pénétrer dans le compartiment moteur, ce qui pourrait provoquer de la fumée dans le cockpit, un incendie en vol et une perte de contrôle de l'aéronef.

A la suite des conclusions du rapport final du groupe de travail, la FAA a publié le SAIB CE-18-21 pour recommander l'application du guide des meilleures pratiques du rapport final pour la maintenance des aéronefs à moteur turbocompressé.

En outre, pour remédier à la situation potentiellement dangereuse de la pièce concernée, la FAA a également publié la CN 2023-09-09, qui ne peut être adoptée par l'EASA (voir la position de l'EASA).

Pour les raisons décrites ci-dessus, la présente CN est publiée et introduit des exigences techniquement équivalentes à celles contenues dans la CN de la FAA et avec la même (étendue)

applicabilité, afin d'établir une limite de durée de vie pour la pièce concernée. La présente CN impose également des inspections répétées de chaque pièce concernée et, en fonction des résultats, la mise en œuvre d'actions correctives appropriées.

**ACTIONS ET DELAIS D'APPLICATION :**

Requises telles que précisées dans cette CN, sauf si ces actions requises par cette CN ont déjà été réalisées :

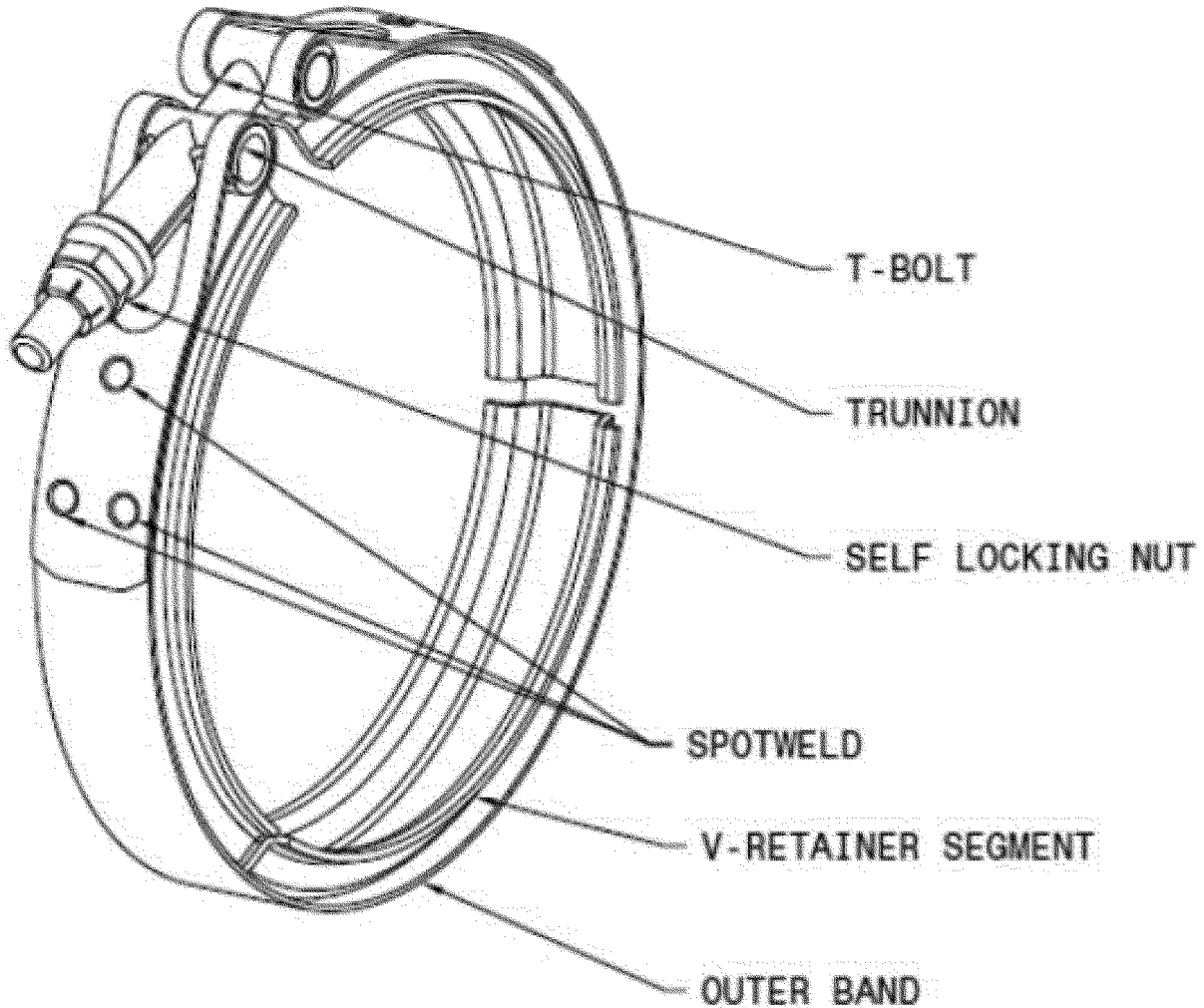
**Examen des dossiers d'entretien :**

(1) Pour les aéronefs du groupe 1 : Dans les 50 FH suivant la date d'entrée en vigueur de cette CN, examiner les dossiers de maintenance de l'aéronef pour déterminer les FH accumulées par chaque pièce concernée depuis sa première installation sur un aéronef ou un moteur.

**Limite de vie de la pièce concernée :**

(2) Pour les aéronefs du groupe 1 : Dans les délais de conformité spécifiés dans le tableau 1 de cette CN et, par la suite, à des intervalles ne dépassant pas 500 FH, retirer chaque pièce concernée du service et installer une pièce en bon état, telle que définie dans cette CN, et appliquer le couple correct, le cas échéant, à l'écrou de la pièce concernée.

Figure 1 - Raccord en V multi-segments soudé par points pour tuyau d'échappement



**Figure A**

Spot-welded, multi-segment exhaust tailpipe v-band coupling

Tableau 1 - Remplacement initial de la pièce concernée (voir la note 1 de la présente CN)

<b>FH Accumulé</b>	<b>Délai de mise en conformité</b>
Moins de 500 FH	Avant de dépasser 500 FH, ou dans les 50 FH suivant la date d'entrée en vigueur de la présente CN, la date la plus tardive étant retenue.
500 FH ou plus FH non déterminé	Dans les 50 FH suivant la date d'entrée en vigueur de la présente CN

Note 1 : Sauf indication contraire, les FH indiquées dans le tableau 1 de la présente CN sont celles accumulées par la pièce concernée depuis sa première installation sur un aéronef ou un moteur.

**Méthode alternative de conformité :**

(3) Au lieu de procéder à la dépose initiale de la pièce concernée, comme l'exige le paragraphe (2) de la présente CN, inspecter la pièce concernée conformément à l'annexe 3 de la présente CN. L'inspection initiale doit être effectuée au plus tard au moment où la pièce concernée aurait été retirée du service (voir le tableau 1 de la présente CN) et, par la suite, inspecter à des intervalles ne dépassant pas 6 mois ou 100 FH, selon la première éventualité, pendant une période ne dépassant pas 2 ans à compter de la date d'entrée en vigueur de la présente CN.

Note 2 : Les instructions relatives à l'installation d'une pièce affectée figurent à l'annexe B du guide des meilleures pratiques, paragraphe 3.1, du « Exhaust System Turbocharger to Tailpipe Affected part/Clamp Working Group Final Report » daté de janvier 2018 (voir le lien dans la section Réf. Publications de la présente CN).

**Inspection(s) :**

(4) Pour les aéronefs du groupe 1 : Lors de la prochaine inspection annuelle ou dans les 12 mois qui suivent la date d'entrée en vigueur de la présente CN et, par la suite, à des intervalles ne dépassant pas 12 mois, inspecter la pièce affectée comme spécifié à l'annexe 3 de la présente CN.

**Mesures d'arrêt :**

(5) Aucune.

**Installation des pièces :**

(6) Pour les aéronefs du groupe 1 et du groupe 2 : À partir de la date d'entrée en vigueur de la présente CN, il est permis d'installer sur tout aéronef une pièce affectée, à condition qu'il s'agisse d'une pièce en bon état de service, telle que définie dans la présente CN, et qu'après l'installation, la pièce affectée soit remplacée comme l'exige la présente CN.

**DOCUMENTS DE REFERENCE :**

FAA [Best Practice Guide](#) for Maintaining Exhaust System Turbocharger to Tailpipe Affected parts/Clamps.

FAA SAIB CE-03-46 du 21 juillet 2003.

FAA SAIB CE-04-22 du 17 décembre 2003.

FAA SAIB CE-05-13 du 9 novembre 2004.

FAA SAIB CE-09-11 du 9 février 2009.

FAA SAIB CE-10-33R1 du 16 août 2010.

FAA SAIB CE-13-07R1 du 1er mai 2013.

FAA SAIB CE-13-45 du 5 septembre 2013.

FAA SAIB CE-18-07 du 14 décembre 2017.

FAA SAIB CE-18-21 du 13 juillet 2018.



FAA SAIB CE-18-22 du 13 juillet 2018.

**REMARQUES :**

L'utilisation de révisions approuvées ultérieurement des documents susmentionnés est acceptable pour la conformité aux exigences de la présente CN.

[...]

Annexe 1 - Aéronefs et moteurs concernés

Les pièces concernées sont connues pour être installées sur les types et modèles d'aéronefs et de moteurs suivants, sans être exhaustive :

<b>Titulaire du certificat Type(s) et modèle(s)</b>	<b>Type(s) et modèle(s)</b>
Aerostar Aircraft Corporation (formerly Piper Aircraft Inc., Ted Smith Aerostar)	PA-60 (Aerostar) series aeroplanes, exce those modified by FAA STC SA4976NM
Britten-Norman Aircraft Ltd, (formerly B-N Group Ltd., Britten-Norman Ltd., Pilatus Britten Norman Ltd., Fairey Britten-Norman Ltd, Britten-Norman (Bembridge) Ltd)	BN2, BN2A, BN2A-6, BN2A-8, and BN2A-9 aeroplanes
Cirrus Design Corporation	SR22 and SR22T aeroplanes
Commander Aircraft Corporation (formerly CPAC Inc., Commander Aircraft Corporation, Gulfstream Aerospace Corporation, Gulfstream American Corporation, and Rockwell International - Commander Aircraft Division)	112TC, 112TCA and 114TC aeroplanes
Continental Aerospace Technologies Inc. (formerly Continental Motors Inc., Teledyne Continental Motors)	(L)TSIO-360, (TS)IO-520 and (TS)IO-550 series engines
Costruzioni Aeronautiche TECNAM S.p.A.	P2012 Traveller aeroplanes
DAHER Aerospace (formerly SOCATA, SOCATA - Groupe Aerospatiale)	TB21 aeroplanes
Diamond Aircraft Industries Inc (formerly Diamond Aircraft Industries GmbH)	TB21 aeroplanes
Enstrom Helicopter Corporation	F-28 and 280 series helicopters
Lycoming Engines (formerly Textron Lycoming, Lycoming - AVCO Division)	(L)TO-360 and (T)IO-540 series, and LTIO-540-J2BD engines
Merlyn Products, Inc	Twin Commander 500B, 500S and 500U aeroplanes, modified by STC SA01212SE and STC SE01211SE (Lycoming IO-540-MX1 engines)
Mooney International Corporation	Twin Commander 500B, 500S and 500U aeroplanes, modified by STC SA01212SE and STC SE01211SE (Lycoming IO-540-MX1 engines)
Piper Aircraft, Inc. (formerly The New Piper Aircraft Inc., Piper Aircraft Corporation)	PA-23, PA-24, PA-28, PA-30, PA-31, PA-31P, PA-32, PA-32R, PA-34, PA-39, PA-44 and PA-46 series aeroplanes
Revo, Inc.	LA-4A, LA-4-200 and Model 250 aeroplanes
SST FLUGTECHNIK GmbH (formerly Extra Flugzeugproduktions- und Vertriebs- GmbH and Extra Flugzeugbau GmbH Flugplatz)	EA 400 aeroplanes
Textron Aviation, Inc. (formerly Hawker Beechcraft, Raytheon Aircraft Company, Beech Aircraft Corporation)	33, 35, 36 and 55 series, 56TC and A56TC (Turbo Baron), 58 and G58, 60, A60 and B60 (Duke), and 95 series aeroplanes
Textron Aviation, Inc. (formerly Cessna Aircraft Company)	182, T182, TR182, 185, A185, A188, T188, 206, P206, TP206, TU206, U206, T207, 210, P210, T210, T240, T303, 310, T310, 320, 321, 335, P337, T337, 340, 401, 402, 404, 411, 414 and 421 series aeroplanes
Textron Aviation, Inc. (formerly Reims Aviation)	FT337 aeroplanes
Twin Commander Aircraft LLC (formerly Twin Commander Aircraft Corporation, Gulfstream Aerospace Corporation, Gulfstream American Corporation, Rockwell-Standard & Associates,	500, 500A, 500B, 500S, 500U, 560A, 560E and 685 aeroplanes

and Aero Design and Engineering Company, also known as Aero Commander Aircraft)	
Vulcanair S.p.A. (formerly Partenavia Costruzioni Aeronautica S.p.A.)	500, 500A, 500B, 500S, 500U, 560A, 560E and 685 aeroplanes

Annexe 2 – CN existantes apparentées

FAA AD 81-23-03 R2 – Textron Aviation (Cessna) P210N aeroplanes

FAA AD 91-21-01 R1 – Lycoming TIO-540-S1AD engines

FAA AD 2000-01-16 – Textron Aviation (Cessna) 310, 320, 321, 340, 401, 402, 404, 411, 414 and 421 aeroplanes

FAA AD 2000-11-04 – Commander 114TC aeroplanes

FAA AD 2001-08-08 – Textron Aviation (Raytheon, Beechcraft) 33, 35 and 36 aeroplanes, if modified by STC SA5223NM and STC SE5222NM

FAA AD 2004-23-17 – Mooney M20M aeroplanes

FAA AD 2010-13-07 – Piper PA-32R-301T and PA-46-350P aeroplanes

FAA AD 2013-10-04 – Piper PA-31, PA-31-325 and PA-31-350 aeroplanes

FAA AD 2014-23-03 – Piper PA-31P aeroplanes

FAA AD 2018-06-11 – Textron Aviation (Raytheon, Beechcraft) A36TC and B36TC; and S35, V35, V35A and V35B aeroplanes if equipped with optional Continental TSIO-520-D engine with AiResearch turbocharger or modified by STC SA1035WE

### Annexe 3 - Inspections de la partie affectée

#### **(a) Inspections sans dépose de la pièce affectée :**

Note A3.1 au paragraphe (a) : comme alternative aux inspections spécifiées dans ce paragraphe (a), il est acceptable d'inspecter la pièce affectée comme spécifié dans le paragraphe (b) de cette annexe.

(a.1) Inspecter visuellement la pièce affectée et la zone autour de la pièce affectée pour détecter les taches d'échappement, de suie et de décoloration. Si l'une de ces conditions est constatée, déposer la pièce concernée et, au lieu d'effectuer les inspections prévues aux paragraphes (a.2) à (a.7) de la présente annexe, procéder aux inspections prévues au paragraphe (b) de la présente annexe.

(a.2) Inspecter visuellement la bande extérieure de la pièce affectée pour détecter les fissures, en accordant une attention particulière aux zones de soudure par points. En cas de fissure, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état de service, telle que définie dans la présente CN.

(a.3) Inspecter visuellement la pièce concernée pour vérifier qu'elle n'est pas desserrée et que la bande extérieure ne se sépare pas des segments de la gorge en V au niveau de toutes les soudures par points. En cas de desserrement ou de séparation de la bande extérieure d'une gorge de retenue, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état de service, telle que définie dans la présente CN.

(a.4) Inspecter visuellement la bande extérieure de la pièce concernée pour vérifier qu'elle n'est pas bombée, courbée ou déformée, comme indiqué dans la figure A3.1 du paragraphe (b.4) de la présente annexe. En cas de déformation, de courbure ou de bombage, avant le prochain vol, déposer la pièce concernée et, au lieu d'effectuer les inspections prévues aux paragraphes (a.5) à (a.7) de la présente annexe, procéder aux inspections prévues au paragraphe (b) de la présente annexe.

(a.5) Inspecter visuellement la zone de la pièce concernée, y compris la bande extérieure, à l'opposé du boulon en T, pour vérifier qu'elle n'est pas endommagée ou déformée. En cas de dommage ou de déformation, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état de service, telle que définie dans la présente CN.

(a.6) À l'aide d'un miroir, inspecter visuellement la pièce concernée pour déterminer s'il y a un espace entre les deux segments d'accouplement du support en V à côté du boulon en T. S'il n'y a pas d'espace entre les deux segments d'accouplement en V à côté du boulon en T, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état de service, telle que définie dans la présente CN.

(a.7) Déterminer si l'écrou de la pièce concernée est correctement serré et appliquer le couple correct si nécessaire.

#### **(b) Inspections avec la pièce concernée déposée :**

(b.1) Déposer la pièce concernée et l'inspecter conformément aux paragraphes (b.2) à (b.7) de la présente annexe.

(b.2) À l'aide d'un tissu abrasif fin et d'essence minérale, nettoyer la bande extérieure de la partie concernée. Portez une attention particulière aux zones de soudure par points de la pièce affectée. Si la corrosion ne peut être éliminée par le nettoyage ou s'il y a des piqûres, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état, telle que définie dans la présente CN.

(b.3) À l'aide d'une loupe 10X, inspecter visuellement la bande extérieure pour détecter les fissures, en accordant une attention particulière aux zones de soudure par points. S'il y a une fissure, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état, telle que définie dans la présente CN.

(b.4) Inspecter visuellement la planéité de la bande extérieure à l'aide d'une règle. Poser la règle sur la largeur de la bande extérieure comme illustré à la figure A3.1 du présent paragraphe. Si l'écart entre la

bande extérieure et la règle dépasse 0,062 pouce (1,575 mm) avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état, telle que définie dans la présente CN.

Figure A3.1

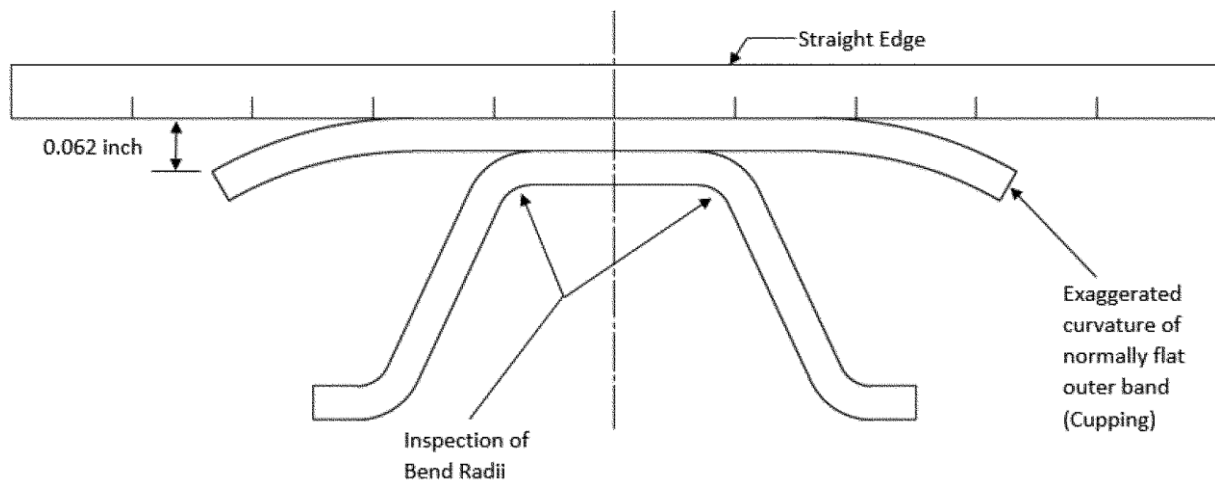


Figure 1 to paragraph (k)(1)(iii) – Inspection Depiction

(b.5) Avec le boulon en T en position 12 heures, inspecter visuellement la fixation de la bande extérieure aux segments d'accouplement de la gorge en V pour vérifier qu'il n'y a pas d'espace entre la bande extérieure et les segments d'accouplement de la gorge en V de la position 1 heure à la position 11 heures. S'il y a des écarts entre la bande extérieure et les segments d'accouplement de la gorge en V, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état, telle que définie dans la présente CN.

Note A3.2 au paragraphe (b.4) : Un rétro-éclairage peut être utilisé pour voir les lacunes.

(b.6) Inspecter visuellement les rayons de courbure des segments de couplage des gorges en V, sur toute la longueur du segment, comme illustré à la figure A3.1 du paragraphe (b.4) de la présente annexe, pour détecter les fissures. En cas de fissures, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon, telle que définie dans la présente CN.

(b.7) Inspecter visuellement la bande extérieure opposée au boulon en T pour détecter tout dommage (déformation, plis, renflement ou fissures) causé par un écartement excessif de l'accouplement lors de la pose ou de la dépose. En cas de dommage, avant le prochain vol, retirer la pièce concernée du service et installer une pièce en bon état, telle que définie dans la présente CN.

(b.8) Si une pièce concernée satisfait à toutes les inspections spécifiées aux paragraphes (b.2) à (b.7) du présent annexe, elle peut être réinstallée.

(b.8.1) Appliquer le couple de serrage nécessaire à l'écrou de la pièce concernée.

(b.8.2) Inspecter la pièce concernée pour déterminer s'il y a de l'espace entre les deux segments de l'accouplement du support en V à côté du boulon en T. S'il n'y a pas d'espace entre les deux segments d'accouplement en V à côté du boulon en T, avant le prochain vol, retirez la pièce concernée du service et installez une pièce en bon état telle que définie dans la présente CN.