



Emergency Airworthiness Directive

AD No.: 2025-0230-E

Issued: 21 October 2025

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:

SMA AERO ENGINES GmbH

Type/Model designation(s):

SMA SR305-230 engine installation

Effective Date: 23 October 2025

STC Number(s): EASA Supplemental Type Certificate (STC) 10013975, formerly EASA.A.S.00774; and EASA STC 10016495, formerly EASA.IM.A.S.02857

Foreign AD: Not applicable

Supersedure: This AD supersedes EASA Emergency AD 2025-0225-E dated 16 October 2025.

ATA 71 – Powerplant – Turbocharger and Intercooler Hoses – Inspection/Replacement

Manufacturer(s):

SMA AERO ENGINES GmbH, formerly Société de Motorisations Aéronautiques (SMA), SAFRAN Aircraft Engines

Applicability:

Textron Aviation Inc. (formerly Cessna) Model 182M, 182N, 182P, 182Q, 182R, all serial numbers (s/n); and (Reims-manufactured) F182P and F182Q aeroplanes, all s/n; if modified in accordance with EASA STC 10013975 at Revision 15 or earlier, or (formerly) STC EASA.A.S.00774 (installation of Engine SMA SR305-230 or SR305-230E); and

Textron Aviation Inc. (formerly Cessna) Model 182Q, 182R, all s/n, if modified in accordance with EASA STC 10016495 at Revision 1 or earlier, or (formerly) STC EASA.IM.A.S.02857, (installation of Engine SMA SR305-230/-230-1).

Definitions:

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



Affected part: Intercooler inlet/outlet hose having Part Number (P/N) SP01170459-0, P/N SP01170385-1, P/N SP01170460-0, P/N SP01170386-1, P/N 1500004183-1 or P/N 1500004182-1.

Serviceable part: Intercooler inlet hose, eligible for installation in accordance with SMA Aero Engines instructions, which is not an affected part; or an affected part which is new or which accumulated less than 500 flight hours (FH) since first installation, provided that, within 7 days before installation, it has passed an inspection (no damages found) in accordance with the instructions of the SB.

The SB: SMA Aero Engines Service Bulletin (SB) SB-C182-71-011.

Groups:

Group 1 aeroplanes are those modified in accordance with EASA STC 10013975 at Revision 15 or earlier, or (formerly) STC EASA.A.S.00774 (installation of Engine SMA SR305-230 or SR305-230E). Group 2 aeroplanes are those modified in accordance with EASA STC 10016495 at Revision 1 or earlier, or (formerly) STC EASA.IM.A.S.02857 (installation of Engine SMA SR305-230/-230-1).

Reason:

Occurrences were reported of damaged intercooler air hoses.

This condition, if not detected and corrected, could result in the loss of the manifold pressure and subsequent loss of engine power, potentially leading to a forced landing, damage to the aeroplane and injury to occupants.

To address this potential unsafe condition, SMA Aero Engines GmbH issued the SB, as defined in this AD, providing inspection instructions and introducing a life limit for affected parts. Consequently, EASA issued AD 2025-0225-E requiring repetitive inspections of the affected parts and, depending on findings, replacement. That AD also required replacement of affected parts before exceeding the life limit.

Since that AD was issued it was determined that EASA STC 10016495 at Revision 1 or earlier, or (formerly) STC EASA.IM.A.S.02857 are also affected by the unsafe condition addressed by that AD, and SMA Aero Engines GmbH revised the SB (now at Revision 01) accordingly.

For the reason described above, this AD retains the requirements of EASA AD 2025-0225-E, which is superseded, and expands the Applicability.

For aeroplanes previously affected by EASA AD 2025-0225-E, this AD retains the requirements of that AD, with no additional actions.

This AD is still considered to be an interim action and further AD action may follow.

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:



Inspection(s):

- (1) Within the compliance time as specified in Table 1 of this AD, as applicable, and, thereafter, at intervals not exceeding 50 FH, inspect each affected part in accordance with the instructions of the SB.

Table 1 – Compliance Time

Aeroplane Group	Compliance Time
Group 1	Before next flight after 20 October 2025 [the effective date of EASA AD 2025-0225-E]
Group 2	Before next flight after the effective date of this AD

Corrective Action(s):

- (2) If, during any inspection as required by paragraph (1) of this AD, any damage is detected on an affected part, before next flight, replace that affected part with a serviceable part.

Replacement:

- (3) From the effective date of this AD, before an affected part accumulates 500 FH since first installation on an engine, replace that affected part with a serviceable part. The applicable STC maintenance manual supplement provides instructions which are an acceptable method to comply with this requirement.

Part(s) Installation:

- (4) From the effective date of this AD, it is allowed to install an affected part on an engine, provided that it is a serviceable part, as defined in this AD.

Ref. Publications:

SMA Aero Engines GmbH SB-C182-71-011 original issue dated 13 October 2025 or Revision 01 dated 20 October 2025.

The use of later approved revisions of the above-mentioned document 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: SMA Aero Engines GmbH, Am Flugplatz, 63329 Egelsbach, Germany; Telephone: +49 (0) 6103 4002 710; E-Mail: design21j@roeder.aero.



TRADUCTION DE COURTOISIE

de la DIRECTIVE de NAVIGABILITE de l'EASA de référence 2025-0230-E

SMA AERO ENGINES GmbH

SMA SR305-230 engine installation

**Groupe motopropulseur – Durites du turbocompresseur et de l'intercooler –
Inspection / Remplacement**

DATE D'ENTREE EN VIGUEUR :

23 octobre 2025

CONSTRUCTEUR(S) :

SMA AERO ENGINES GmbH (anciennement Société de Motorisations Aéronautiques – SMA), SAFRAN Aircraft Engines

APPLICABILITE :

Textron Aviation Inc. (anciennement Cessna) Modèles 182M, 182N, 182P, 182Q, 182R, tous les numéros de série (n/s) ; et avions F182P et F182Q (fabriqués par Reims), tous les numéros de série ; s'ils ont été modifiés conformément à la certification EASA STC 10013975, révision 15 ou antérieure, ou (anciennement) STC EASA. A.S.00774 (installation du moteur SMA SR305-230 ou SR305-230E) ; et

Textron Aviation Inc. (anciennement Cessna) modèles 182Q, 182R, tous les numéros de série, s'ils ont été modifiés conformément à la certification EASA STC 10016495, révision 1 ou antérieure, ou (anciennement) STC EASA. IM.A.S.02857, (installation du moteur SMA SR305-230/-230-1).

DEFINITIONS :

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

Pièce affectée : Durite d'entrée/sortie d'intercooler portant les numéros de pièce (P/N) SP01170459-0, SP01170385-1, SP01170460-0, SP01170386-1, 1500004183-1 ou 1500004182-1.

Pièce utilisable : Durite d'entrée d'intercooler éligible pour l'installation conformément aux instructions SMA Aero Engines et qui ne serait pas une pièce affectée, ou une pièce affectée neuve ou ayant moins de 500 heures de vol (FH) depuis sa première installation, à condition qu'elle ait été inspectée sans dommage dans les 7 jours précédant son installation conformément aux instructions du SB.

SB : Bulletin de service SMA Aero Engines (SB) SB-C182-71-011.

Groupe :

Les avions du groupe 1 sont ceux modifiés conformément à la certification EASA STC 10013975, révision 15 ou antérieure, ou (anciennement) à la certification STC EASA.A.S.00774 (installation du moteur SMA SR305-230 ou SR305-230E).

Les avions du groupe 2 sont ceux qui ont été modifiés conformément à la certification EASA STC 10016495, révision 1 ou antérieure, ou (anciennement) à la certification STC EASA.IM.A.S.02857 (installation du moteur SMA SR305-230/-230-1).

RAISON :

Des cas de durites d'air d'intercooler endommagés ont été signalés.

Cette condition, si elle n'est pas détectée et corrigée, peut entraîner une perte de pression du collecteur et une perte de puissance moteur, pouvant conduire à un atterrissage forcé, des dommages à l'avion et des blessures aux occupants.

Pour remédier à cette situation potentiellement dangereuse, SMA Aero Engines GmbH a publié le SB, tel que défini dans cette CN, fournissant des instructions d'inspection et introduisant une limite de durée de vie pour les pièces concernées. En conséquence, l'EASA a publié la CN 2025-0225-E exigeant des inspections répétitives des pièces concernées et, en fonction des résultats, leur remplacement. Cette CN exigeait également le remplacement des pièces concernées avant qu'elles n'atteignent leur limite de durée de vie.

Depuis la publication de cette CN, il a été déterminé que le STC EASA 10016495, révision 1 ou antérieure, ou (anciennement) la STC EASA.IM.A.S.02857, sont également concernées par le problème de sécurité traité par cette CN, et SMA Aero Engines GmbH a révisé le SB (actuellement à la révision 01) en conséquence.

Pour la raison décrite ci-dessus, cette CN conserve les exigences de la CN EASA 2025-0225-E, qui est remplacée, et étend son champ d'application.

Pour les avions précédemment concernés par la CN EASA 2025-0225-E, cette CN maintient les exigences de cette dernière, sans mesures supplémentaires.

Cette CN est toujours considérée comme une mesure provisoire et d'autres mesures CN pourraient suivre.

ACTIONS ET DELAIS D'APPLICATION :

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

Inspection(s) :

- (1) Dans les délais de mise en conformité spécifiés dans le tableau 1 de cette CN, selon le cas, puis à des intervalles ne dépassant pas 50 FH, inspecter chaque pièce affectée conformément aux instructions du SB.

Groupes	Temps de mise en conformité
Groupe 1	Avant le prochain vol après le 20 octobre 2025 [date d'entrée en vigueur de la CN 2025-0225-E de l'EASA].
Groupe 2	Avant le prochain vol après la date d'entrée en vigueur de cette CN

Mesures correctives :

- (2) Si, lors d'une inspection requise au paragraphe (1) de cette CN, un dommage est détecté sur une pièce affectée, remplacer cette pièce avant le prochain vol par une pièce utilisable.

Remplacement :

- (3) À compter de la date d'entrée en vigueur de la CN avant qu'une pièce affectée n'accumule 500 FH depuis sa première installation sur un moteur, remplacer cette pièce affectée par une pièce utilisable. Le supplément au manuel d'entretien STC applicable fournit des instructions qui constituent une méthode acceptable pour se conformer à cette exigence.

Installation des pièces :

- (4) À compter de la date d'entrée en vigueur de cette CN, il est permis d'installer une pièce affectée sur un moteur, à condition qu'il s'agisse d'une pièce utilisable, telle que définie dans cette CN.

DOCUMENTS DE REFERENCE :

SMA Aero Engines GmbH SB-C182-71-011, version originale datée du 13 octobre 2025 ou Révision 01 datée du 20 octobre 2025

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

REMARQUES :

[...]