

Title (en)

Process for making avionic structural elements from an Al-Si-Mg alloy

Title (de)

Verfahren zur Herstellung von Flugzeugstrukturelementen aus Al-Si-Mg-Legierung

Title (fr)

Procédé de fabrication d'éléments de structure d'avions en alliage d'aluminium Al-Si-Mg

Publication

EP 1143027 A1 20011010 (FR)

Application

EP 01420078 A 20010403

Priority

FR 0004456 A 20000407

Abstract (en)

A method for the fabrication of aircraft structural elements from an aluminium alloy comprises the casting of a preformer with a specific composition, the hot, and possibly cold, transformation of this preformer to obtain a product, putting this product into solution at between 540 and 570 degrees C, annealing the product, the production of the structural element by forming and possibly welding and tempering the structural element, in one or more stages, at 175 degrees C for a time expressed in hours of between $(-160+57\gamma)$ and $(-184+69\gamma)$, where γ is the sum of the % composition by weight of Si + 2Mg + 2Cu. The composition of the aluminium alloy is 0.7-1.3% Si, 0.6-1.1% Mg, 0.5-1.1% Cu, 0.3-0.8% Mn, less than 15 Zn, less than 0.3% Fe, less than 0.20% Zr, less than 0.25% Cr, with other elements each less than 0.05% and less than 0.15% in total, the rest being aluminium. An Independent claim is included for the aircraft structural fuselage element fabricated by this method.

Abstract (fr)

L'invention a pour objet un procédé de fabrication d'un élément de structure d'avion, notamment un élément de fuselage, à partir de produits laminés, filés ou forgés en alliage d'aluminium de composition (% en poids) : Si: 0,7 - 1,3Mg : 0,6 - 1,1Cu : 0,5 - 1,1Mn : 0,3 - 0,8Zn < 1 Fe < 0,30Zr < 0,20Cr < 0,25 autres éléments < 0,05 chacun et < 0,15 au total, reste aluminium, comportant : une mise en solution du produit entre 540 et 570°C, une trempe, la réalisation de l'élément de structure par mise en forme du produit, et éventuellement soudage, le revenu de l'élément de structure, en un ou plusieurs paliers, pour lequel le temps équivalent total à 175°C exprimé en heures est compris entre $(-160 + 57\gamma)$ et $(-184 + 69\gamma)$, γ étant la somme des teneurs en % en poids Si + 2Mg + 2Cu. L'invention conduit à une amélioration de la tolérance aux dommages sans perte sur les autres propriétés d'emploi.

IPC 1-7

C22F 1/05; **C22F 1/057**; **C22C 1/08**

IPC 8 full level

C22F 1/05 (2006.01); **C22F 1/057** (2006.01)

CPC (source: EP US)

C22F 1/05 (2013.01 - EP US); **C22F 1/057** (2013.01 - EP US)

Citation (applicant)

- US 2002098391 A1 20020725 - TANAKA KOICHI [JP], et al
- US 6312763 B1 20011106 - EATON JR HARRY EDWIN [US], et al
- EP 1044944 A1 20001018 - UNITED TECHNOLOGIES CORP [US], et al

Citation (search report)

[DX] US 5858134 A 19990112 - BECHET DENIS [FR], et al

Cited by

FR2856368A1; DE10392806B4; CN113684401A; WO2008003504A2; US7666267B2; WO2004113579A1; US6994760B2; US10472707B2; DE112004000603B4

Designated contracting state (EPC)

DE FR GB

DOCDB simple family (publication)

EP 1143027 A1 20011010; **EP 1143027 B1 20080611**; DE 60134357 D1 20080724; FR 2807449 A1 20011012; FR 2807449 B1 20021018; US 2002014290 A1 20020207

DOCDB simple family (application)

EP 01420078 A 20010403; DE 60134357 T 20010403; FR 0004456 A 20000407; US 82628901 A 20010405