

Andrzej SKORUPA *, Małgorzata SKORUPA *, Tomasz MACHNIEWICZ *, Adam KORBEL *

OBSERVATIONS ON FATIGUE CRACK GROWTH AND FATIGUE LIFE OF RIVETED LAP JOINTS

SUMMARY

Effects of variables related to design and production of riveted lap joints representative of longitudinal sheet connections for a pressurized transport aircraft fuselage were experimentally investigated. The specimens from an aircraft Al alloy D16 Alclad sheets of three different thicknesses (1.9, 1.2 and 0.8 mm) were assembled under load control using round head rivets and rivets with the compensator from a P24 Al alloy. For the joints from 1.9 mm thick sheets fatigue tests indicated a dependency of the crack initiation site and crack path on the squeeze force level and on the rivet type. At the same time, increasing the squeeze force led to improved fatigue properties of the joints, specimens assembled using the rivets with the compensator showing fatigue lives consistently longer than joints with the round head rivets. All observed trends have been explained based on hole expansion and load transfer measurements. For thin sheets connected using the round head rivets, local deformations and indentations under the driven rivet head promoted crack initiation and failure in the adjacent sheet. Fatigue test results indicated that the detrimental effect of this type imperfections could outweigh the benefits associated with a decrease in secondary bending due to thinning the sheets. The rivets with the compensator were observed to cause significant local imperfections beneath the manufactured head, which adversely affected the joint fatigue performance.

Keywords: riveted joints, fatigue life, crack initiation, fatigue crack growth

BADANIA ROZWOJU PĘKNIĘĆ I TRWAŁOŚCI ZMĘCZENIOWEJ W ZAKŁADKOWYCH POŁĄCZENIACH NITOWYCH

Sposób zniszczenia i wytrzymałość zmęczeniowa połączeń zakładkowych stosowanych w lotnictwie zależy od wielu czynników technologicznych i konstrukcyjnych, a w szczególności od rodzaju nitu i siły jego zakuwania oraz grubości łączonych blach. W artykule omówiono te zagadnienia na przykładzie blach o różnych grubościach z lotniczego stopu aluminium D16, połączonych zakładkowo za pomocą nitów z łbem kulistym ze stopu PA24. Próbkę połączeń poddawane były stałoamplitudowym obciążeniom zmęczeniowym przy różnych poziomach naprężeń nominalnych. Wykazano, że wraz ze wzrostem siły zakuwania nitów rośnie trwałość zmęczeniowa połączenia, a tor pęknięcia oddala się od przekroju netto blachy. Zaobserwowano, że pęknięcia zmęczeniowe pojawiają się w blasze, w której ekspansja otworów nitowych jest mniejsza, co z kolei zależy od rodzaju nitu. Trendy te wyjaśniono na podstawie wyników pomiarów ekspansji otworów nitowych wypełnionych nitami zakutymi przy użyciu różnych sił oraz z uwzględnieniem wyznaczonego eksperymentalnie względnego udziału poszczególnych rzędów nitów w transferze obciążenia. Stwierdzono, że nity z kompensatorem nie są odpowiednie do łączenia cienkich blach; w trakcie zakuwania powstają znaczne deformacje złącza obniżające jego własności zmęczeniowe.

Słowa kluczowe: połączenia nitowe, trwałość zmęczeniowa, inicjacja pęknięć, rozwój pęknięć zmęczeniowych.

1. INTRODUCTION

Riveting remains a preferred method for connecting elements of an aircraft structure, though adhesive-bonded and riveted-bonded joints are also applied. A typical design solution for joining sheets of a pressurized transport aircraft fuselage in the longitudinal direction is a riveted lap joint, usually comprising three rivet rows, as shown in Figure 1. Due to eccentricities occurring in the overlap region for this type of a joint, the so-called secondary bending is induced under nominally axial loading on the sheets. The phenomenon of secondary bending can lead to considerably elevated stresses in the sheets and affects the mode of failure of the joint (Skorupa and Skorupa 2010).

The fatigue crack nucleation location, crack path geometry and fatigue properties of a riveted lap joint depend on

the integrated effect of a number of factors related to joint design and production as well as loading conditions. This paper focuses on the influence of the squeeze force, sheet thickness and rivet type.

2. SPECIMENS AND TESTING EQUIPMENT

The configuration of three-row riveted lap joint specimens used in the fatigue tests is shown in Figure 2 and the specimens' dimensions are specified in Table 1. The rivet row spacing $s = 5d$ (d – rivet diameter) and the rivet pitch in row $p = 5d$ are typical for fuselage skin connections. The rivet holes were drilled according to the process specification of the Polish aircraft industry.

* AGH University of Science and Technology, Faculty of Mechanical Engineering and Robotics, Krakow, Poland;
e-mail: askorupa@agh.edu.pl