

<製造・加工分野>

疲労亀裂の伝播を抑制する新しい方法

発名の名称：特願 2006- 0 36586 亀裂進展抑制方法

出願者：琉球大学 / 発明者：真壁朝敏・近藤了嗣

<発明の背景>

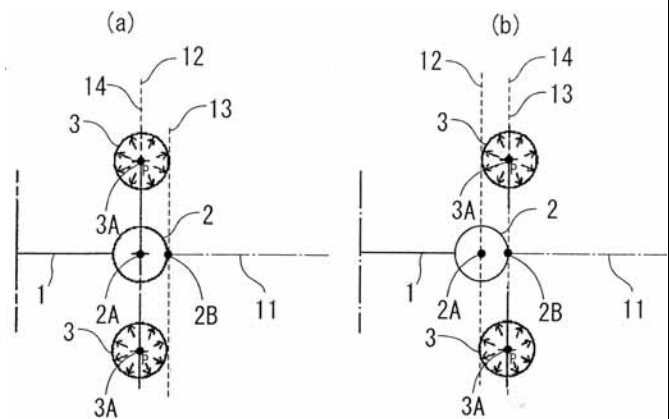
航空機において、運用中に機体の一部に疲労亀裂が発生した場合、その亀裂は航空機に甚大な破壊事故をもたらす恐れがあるので、亀裂長さが定められた長さ到達し、しかも、運用の都合上本格的な整備が出来ない場合には、その亀裂の先端に亀裂の進展を抑制するためにストップホールを加工することがある。

このストップホールは、亀裂先端の応力集中を緩和し、亀裂の進展を抑制するために有効である。しかしながら、ストップホールによる亀裂進展の抑制については、新技術が殆ど開発されておらず、その手法の改良を試みた研究例は非常に少ない。そのため、航空機等の寿命の延命化の検討に当たっては、ストップホールの加工に関連した技術の改良も重要な検討課題と位置づけられる。

<発明の概要>

本発明は、スリット先端に加工したストップホールの先端に圧縮応力を作用させることによって、さらに効果的にストップホールからの亀裂進展を抑制する新手法を提案するもので、次の5つの請求項で構成されている。

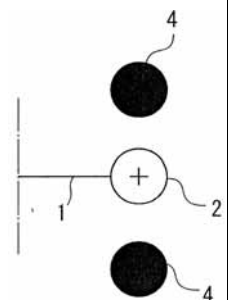
【請求項1】疲労亀裂の伝播を抑制するために、図のように、スリット(1)の端部にストップホール(2)を施し、その周辺に穴(3)を設け、その穴に内圧を負荷することで、ストップホールの亀裂発生部位に圧縮応力を発生させることを特徴とする亀裂進展抑制方法。



【請求項2】請求項1で、図(a)のように、スリット方向を亀裂仮想線(11)としたとき、一对の穴(3)を亀裂仮想線に対して対象に設けたこと特徴とする請求項1に記載の亀裂進展抑制方法。

【請求項3】請求項1で、図(b)のように、ストップホールの中心を通り前記亀裂仮想線に対する垂線をストップホール仮想中心線(12)とし、ストップホールの亀裂発生部位(2B)を通り亀裂仮想線に対する垂線をストップホール仮想外周線(13)としたとき、対称の位置に設けた一对の穴のそれぞれの中心線を結ぶ穴位置仮想線(14)が、ストップホール仮想中心線とストップホール仮想外周線との間に位置することを特徴とする請求項1に記載の亀裂進展抑制方法。

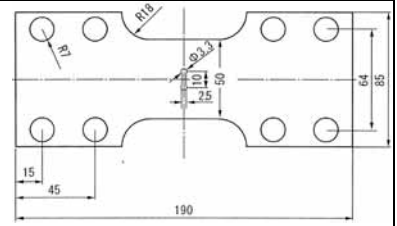
【請求項4】右図のように、前記の穴にリベット(黒丸)加工を施したことを特徴とする請求項1に記載の亀裂進展抑制方法。



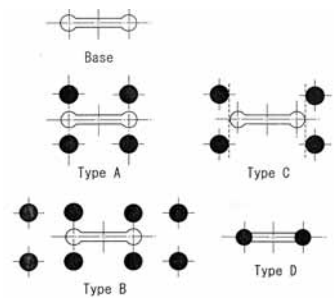
【請求項5】前記の穴に封止部材を圧入したことを特徴とする請求項1に記載の亀裂進展抑制方法。

<発明の効果>

本発明の効果を実験した試験片を右に示す。試験片は航空機に使用されるアルミニウム合金2024と2017で、表面を研磨して鏡面仕上げとし、試験片中央部に軸に対して垂直方向に長さ10mm、幅2.5mmのスリット加工を行い、その先端にストッピングホールに見立てた直径3.3mmの穴あけ加工を施し、その先端から亀裂を進展させた。実験は油圧サーボ式試験機を用いて引張圧縮方式で行った。

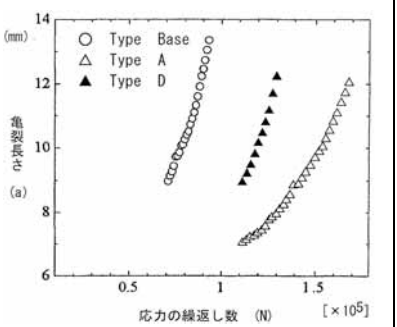
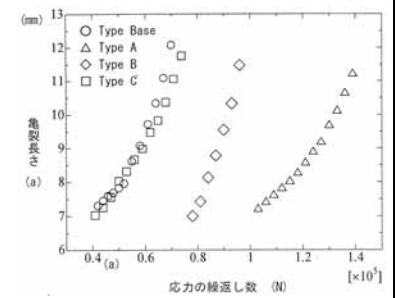


右図に実験に用いたリベット加工の構成図を示す。Baseは、リベット加工を施さず、ストッピングホールのみを加工した構成である。Type Aは穴位置仮想線をストッピングホール仮想線と一致するように設け、この穴にリベット加工を施した構成である。Type Bは、Type Aと同じ位置に穴を設けるとともに、さらに一对の穴を穴位置仮想線がストッピングホール仮想外周線よりも外方向となるように追加し、複数列の穴に対してリベット加工した構成である、Type Cは、ストッピングホール仮想外周線に外周が接する位置に穴をあけ、この穴にリベット加工を施した構成である。



リベット加工を施した穴の直径は3.3mmであり、直径3.2mmのリベットを押し込み、ストッピングホールに圧縮応力が作用するように穴を膨らませてある。なお、亀裂長さはスリット長さとし、スリット両端に設けたストッピングホール直径に、両端に発生した亀裂長さを加えた長さの半長である。

右図上段に示す試験結果は、応力振幅を84MPaとし、試験片としてアルミニウム合金2024-T3を用いて一定応力振幅の疲労亀裂試験をした場合の亀裂進展曲線図であり、縦軸は亀裂長さa、横軸は応力の繰返し数Nである。右図下段に示す試験結果は、応力振幅を84MPaとし、試験片としてアルミニウム合金2017-T4を用いた場合の亀裂進展曲線図である。



リベット加工をした場合はいずれもストッピングホールのみを加工したBaseに対して優位性を示し、リベット加工により穴部が膨らみ、ストッピングホールの先端に圧縮応力が発生して亀裂の発生及び破断寿命の改善を示したものと考える。一方、Type Aに対してType Cの効果が低いことから、穴のストッピングホールに対する位置は、穴位置仮想線がストッピングホール仮想中心線とストッピングホール仮想外周線との間に位置することが好ましく、穴位置仮想線をストッピングホール仮想中心線と一致するよう設けることが最も好ましいことを示している。直接、ストッピングホールにリベットを打ち込むType Dでも、リベットがストッピングホールを広げ、塑性変形がストッピングホールの回りで発生し、圧縮の残留応力の効果によって寿命が延命したものと考えられるが、Type Aがなお効果が高いことを示している。

< 発明の活用 >

本発明による亀裂進展抑制法は、航空機の機体に生じる疲労亀裂に対して有効であることはもとより、その他の基材の切り欠き部から発生する亀裂の進展抑制などにも有用であり、多くの産業現場での利用が期待される。