

突き合わせ接着試験片の疲労破壊特性

システム工学群

機能性材料工学研究室 1190066 黒田悠希子

1. 緒言

接着接合は、CFRP等の軽量化部材の接合に広く使用されている。しかし航空機に使用されているCFRPの接合には、リベット接合が主に使われており、接着接合は採用されていない。それは、接着接合は疲労強度の予測が困難であるとともに、航空機に使用するには信頼性が低いためである。しかしながら、接着接合はリベット接合に比べ、部材のさらなる軽量化及び強度特性の改善の期待ができる。接着接合が航空機のCFRPの接合で使用されるためには、接着接合のみを使用した部材の破壊の様子を予測できなければならない、しかしながらその研究は行われているものの十分な結果が得られていないのが現状である。そこで本研究では、突き合わせ航空機構造用の疲労破壊特性を明らかにすることを目的として実験を行った。

2. 実験方法

2.1 試験片の作成

図1に本試験で用いた突き合わせ接着継手試験片の概略を表す。使用した接着剤、航空用フィルム状エポキシ系構造用接着剤(3M製AF163-2)である。接着層厚さは0.14[mm]で、接着シートを2枚重ねてこれに直径0.2[mm]の樹脂製のビーズで厚み調整を行い、0.2[mm]の接着層厚さが確保できるようにした。ひずみゲージは、ゲージ長が0.5[mm]でゲージファクターが2.1のものを使用した。突き合わせ接着継手の境目に2枚を対面に接着することで、ひずみの平均値をとり、曲げひずみをキャンセルして引張ひずみを測定した。

2.2 疲労試験

本試験では、疲労試験機を用いて疲労試験を行った。試験条件は、応力比0.3の引張-引張であり、最大荷重4~7[kN]、1周波数10または20[Hz]として、荷重制御で試験を行った。

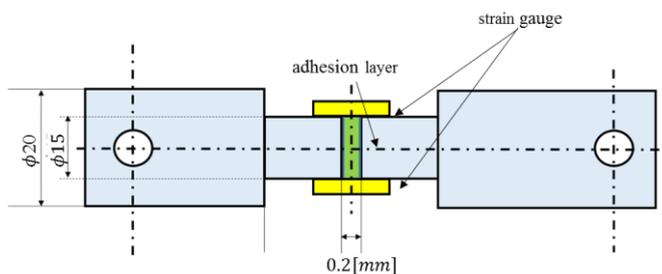


Fig. 1 Dimension of test piece of butt joint

3. 結果

3.1 応力範囲と破断回数の関係

図2に試験で調べた破断回数と応力範囲の関係をを示す。図中の矢印は、破壊が生じなかったために試験を停止したことを示している。図より、約15~28[MPa]の応力範囲で試験を行ったが、ばらつきも大きく明確な関係を見るのが難しいことが分かる。すなわち、S-N曲線を読み取ることが難し

い。ただし、疲労寿命に対する応力振幅の感度が大きいことは読み取ることが出来る。以上により、S-N関係から寿命を読み取ることが難しいことが分かった。

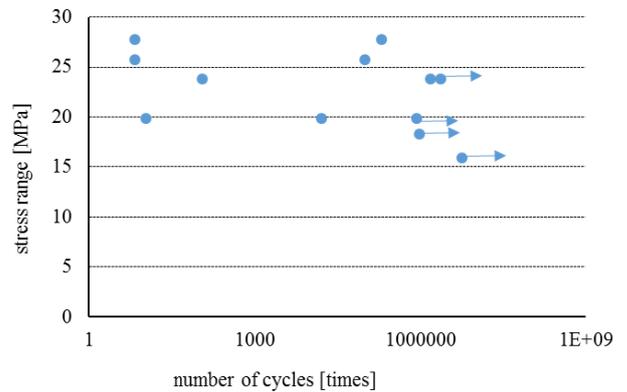


Fig.2 Relationship between stress range and number of cycles to fracture

3.2 荷重-ひずみ関係

図3に最大荷重6[kN]の2本目の試験片の荷重-ひずみ線図を疲労回数500, 10^4, 10^5, 10^6についてそれぞれ示す。

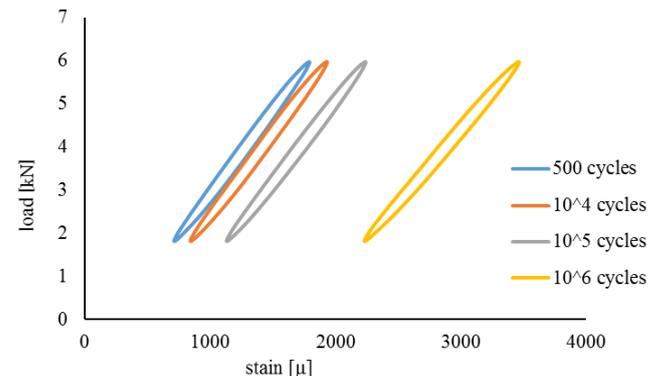


Fig.3 Load-strain curves during fatigue test ($P_{max}=6$ [kN]).

図より本試験での荷重-ひずみの関係には、ヒステリシスループが見られ、接着剤の応力-ひずみ特性が非線形性を持っていることが分かる。疲労回数が増えるごとに傾きが小さくなっている。これは、接着材の劣化による剛性低下が起こっていることを示している。また、ひずみの平均位置がシフトしている様子から、疲労によって永久変形が累積していくことが分かるが、この試験片では10^5から10^6回で大きなシフトが生じ、損傷が発展していることが分かる。

3.3 損傷挙動

疲労過程における接着材の損傷発展を評価するために、損傷変数を求めた。ヤング率を E 、損傷変数を D 、初期のみかけ

のヤング率を E_0 とし、式(1)に損傷変数を求める式を示す。

$$D = 1 - \frac{E}{E_0} \quad (1)$$

求めた損傷変数と疲労回数の関係を、疲労破断回数 1000 回未満と 1000 回以上に分け、図 4、図 5 にそれぞれ示す。

図 4 には最大荷重 5kN-No.1, 6kN-No.1, 6.5kN-No.2, 7kN-No.2 の結果が示されている。図より、6.5kN-No.2 の試験片は初期から急速に損傷が進展していることが分かる。この挙動は、一般的に知られている、最初は非常にゆっくり進展する典型的な接着剤の疲労劣化挙動とは大きく異なっており、接着剤に初期欠陥が存在したのではないかとと思われる。また、5kN-No.1 と 7kN-No.2 の試験片は損傷係数が小さいうちに最終破断に進展したことが分かる。これは、接着剤の劣化が進展する前に被着体と接着剤の界面が破壊し、不安定破壊を引き起こしたためであると考えられる。すなわち、本研究で注目している損傷モードとは異なるモードで破壊したと思われる。6kN-No.1 の試験片については、疲労進展は急速に進んだが、損傷変数は接着剤の劣化を表していると思われる。

図 5 には最大荷重 5kN-No.2, 6.5kN-No.1, 7kN-No.1 の結果が示されている。これらの結果は、一定の疲労回数まではほとんど損傷が進展せず、損傷変数が 0.1 を超えると損傷が加速的に進展することを示している。これは典型的な接着剤の劣化挙動とよく似ており、損傷変数は接着剤の劣化を表していると思われる。しかし、荷重が大きくなるほど疲労回数が大きくなっており、これは一般的な挙動とは正反対であり、それが生じた理由は試験体のバラツキによるものと考えられる。より多くの結果が詳細な検討には必要になる。

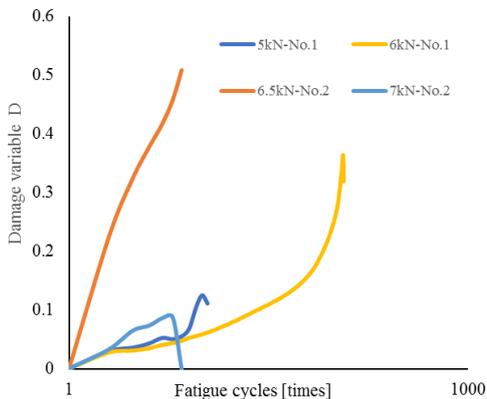


Fig.4 damage variable (fatigue cycle is less than 10^3)

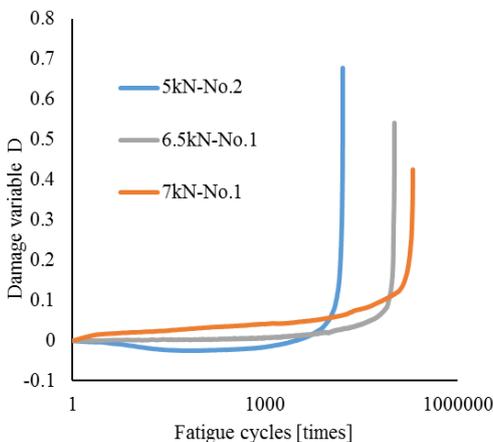


Fig.5 damage variable fatigue cycle is more than 10^3)

4 疲労損傷進展特性のモデル化

これまでの研究から、接着剤の疲労損傷進展速度 dD/dn は応力範囲 $\Delta\sigma$ と損傷変数 D の関数となることが知られており、Stigh らは以下のモデルを提案している。(1)

$$\frac{dD}{dn} = \alpha \left[\frac{1}{\sigma_0} \left\{ \left(\frac{\Delta\sigma}{1-D} \right) - \sigma_{th} \right\} \right]^\beta \quad (4)$$

ここで、 σ_{th} は損傷進展が生じる応力範囲の閾値、 σ_0 、 α と β はフィッティングパラメータである。得られた結果から疲労損傷進展速度と $\Delta\sigma/(1-D)$ の関係を求め、フィッティングパラメータを決めればよい。

図 5 に、5kN-No.2, 6.5kN-No.1, 7kN-No.1 の試験片について得られた疲労損傷進展速度と $\Delta\sigma/(1-D)$ の関係を示す。図より、互いの試験片の結果にある程度の相似は認められるものの、各試験片の挙動が 1 つの曲線で表せていないことが分かる。この理由は本研究で用いた接着剤の疲労回数に対する応力範囲の感度が非常に大きく、 σ_{th} が試験片毎に異なってしまう、その結果バラツキが大きくなったためであると考えられる。モデル作成のためには、 $1000 \sim 10^6$ で、疲労劣化を起こして破壊する結果をより多く求める必要がある。

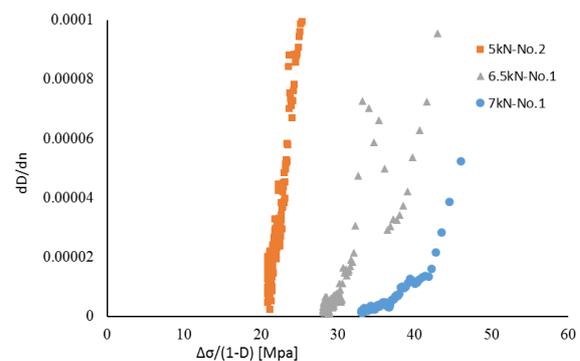


Fig.5 relationship between dD/dn and Δ

5 結言

本研究では、航空機用接着剤の疲労特性を明らかにするために突き合わせ接着継手を用いて疲労試験を行った。その結果、S-N 曲線からは寿命予測は困難であることが分かった。また損傷変数を用いることで、突き合わせ接着継手疲労損傷進展挙動を明らかにした。さらにモデル化のために疲労損傷進展速度と $\Delta\sigma/(1-D)$ の関係を求めたが、ばらつきのために一つの関係式に整理することはできなかった。モデル化するためには、より多くのデータの収集が必要である。

参考文献

Ulf Stigh, et al., Int. J. Frac. (2014) 190, 125-146.

謝辞

本試験を行うにあたり、多くの助言とご指導をいただきました高坂達郎准教授、楠川量啓教授に心から感謝申し上げます。あわせて、突き合わせ接着継手試験片を提供していただいた大阪教育大学技術教育講座 今中誠教授に深く感謝申し上げます。

