

研究種目：基盤研究（B）
 研究期間：2006～2008
 課題番号：18360407
 研究課題名（和文）CFRP積層板機械ピン継手の疲労内部損傷の進展と強度に関する研究
 研究課題名（英文）Study on the internal damage evolution and strength of the mechanical pin joint of CFRP laminates under fatigue loading

研究代表者
 高雄 善裕（TAKAO YOSHIHIRO）
 九州大学・応用力学研究所・教授
 研究者番号：30108766

研究成果の概要：

標準的複合材料積層板 CFRP の機械継手の引張疲労試験を実施し、その疲労損傷機構を初めて明らかにした。主に積層構成[0/45/-45/90]3s を使用したが、積層構成を3Sから2S、[0/45/-45/90] から[90/45/-45/0]、また複合材供給メーカを代えてもほぼ同様の結論が得られた。つまり、静的破壊では繊維の急激な坐屈が破壊の起点であるが、疲労では接触部の緩やかな圧縮崩壊損傷の進展が破壊の起点である。また、疲労では接触部での摩擦の不安定性に起因して発生する繰り返し横荷重の役割が大きい。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2006年度	3,300,000	990,000	4,290,000
2007年度	3,500,000	1,050,000	4,550,000
2008年度	2,800,000	840,000	3,640,000
年度			
年度			
総計	9,600,000	2,880,000	12,480,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：複合材料積層板、継手、疲労強度、損傷解析、限界損傷

1. 研究開始当初の背景

(1) 次世代の超音速旅客機の開発を目指して、宇宙航空開発機構は2005年10月10日、オーストラリアの飛行実験場で実験機の飛行実験に成功し、エンジンを搭載した飛行実験の実施と機体材料の軽量化が現実的課題となって来た。また、民間ジェット旅客機の研究開発も世界的な需要予測に合わせ30～50席から70～90席に変更され7年後の飛行を目指している。更に、次期固定翼哨戒機を転用した125席の計画も始まっている。YS-11からほぼ半世紀の空白を経て本格的な民間

ジェット国産機の登場となる。

(2) 競合機に勝るには、機体材料の軽量化が鍵になる。軽量化を担うのは炭素長繊維強化樹脂系複合材料CFRPになる。機械部品の主力材料である鋼材や航空機分野のアルミ合金などの金属構造材料には、実に多くの力学的評価が行われてきた。その膨大な強度データを基に、負荷に対する適切な形状の部材を使用する技術が確立されてきた。今後は、軽量化を担うCFRPに金属同様のデータの蓄積が必要となってくる。しかし、現在の軽量化は、運航費用の低減に役立つ段階を過ぎ、購入費

用の低減をも目的にした段階の厳しい物に変わってきている。

(3) そこで、重量増加に直結するCFRP構造の応力集中部、特に直接負荷が作用する機械的継手（ピン及びボルト）に破壊データの蓄積と現象の的確な把握が求められる。この把握は、データの蓄積方向を明確にし、設計指針に確固とした基礎を与える。大学等の基礎研究機関がその能力と蓄積したノウハウとを展開させる絶好の機会であり、使命でもある。

機械継手には接着継手に比べ、①構造要素の部分的取り替えが可能である、②取り外して内部検査ができる、③破壊が不安定でない、④水分や温度の影響をあまり受けない等の利点がある。また、機械継手は、その耐力が大きく破壊が比較的安定したベアリング損傷モードが起きるように設計できる。

(4) この機械継手の破壊についての研究には、数値シミュレーション、強度実験、最終破壊形状の実験解析などマクロな解析が多い。

(準) 静的負荷では（非線形>）線形>非線形>最大荷重>最終破壊状態等の過程を取る。これに対応し多種の微視的損傷が複雑に絡まってくるが、その損傷進展を解明したのは申請者グループの実験解析が初めてであり、この成果は J. Compo Mater. に受理された (N. Hirano, Y. Takao, W.X. Wang, Effects of Temperature on the Bearing Strength of CF/Epoxy Pinned Joints, *J. Compo. Mater.* 41, 2007, 335-351)。ここでは、荷重を動的にモニターし、最大負荷の0.2~0.3%の荷重減少が起きたら、速いスピードで除荷する動的制御を考案した。この方法により、静的負荷時のピン機械継手において、最大負荷時の損傷と付随的に起きた現象を区別することに成功した。そして、広範な温度範囲で最大負荷時の実体（=内部損傷状況）が何であるかを示すことができた。これまで静的負荷時の微視的損傷の研究が無かったのは、付随的な損傷を最終破壊状態の損傷から区別する方法を思い至らなかったためと思われる。

しかし、疲労となると、破壊に迫った数値シミュレーション研究もなく、ボルトのトルク圧（=ワッシャの圧力）効果についての実験解析がある程度である。疲労の微視的損傷進展の実験解析、まして静的損傷と疲労損傷の関連性についての解析はこれまで行われていない。基本となる静的負荷での微視的損傷進展研究がなかったからである。

なお、国内及び国外の規格では、CFRP機械継手の強度限界を①最大負荷、②これが発現しない時は円弧が4%伸張した時の負荷（これは多くの場合、トルク圧が作用するボルト（ファスナとも言う）に対応している）と定義している。この定義は静的及び繰り返し負荷の両方に適用されている。しかし、①と②の関係が不明である。また静的負荷ですら、

①に対応する内部損傷が我々の研究までは不明であった。

今回の研究により、機体材料であるCFRPのより一層の有効（無駄もなく危険もない）利用が進み、機体の大幅な軽量化に寄与できる。また、今回の結果は、CFRP機械継手の疲労数値シミュレーション用の充実した基礎データになり、疲労数値シミュレーション研究に寄与する。更に、構造健全性をダイナミックにモニタリングする技術開発（現在の技術開発は平板等の均一形状部を対象にしている）が機械継手に拡大する時、その基礎資料となる。

以上のような背景と研究動向、つまり、①軽量化における機械的継手の意義、②機械継手研究の世界的な研究状況、③我々研究グループの本分野における研究方法の優位性と成果等を基に、次のような研究目的を設定する。

2. 研究の目的

(1) CFRP機械継手の負荷繰り返し数と内部損傷進展の関係を求める。

(2) 機械継手の静的損傷進展結果と比較して、疲労損傷進展形態の特徴を明らかにする。これにより、CFRP機械継手の静的損傷と疲労損傷のどこが違い、どこが同じかを、両者の内部損傷進展の比較を基に示す。

(3) 機械継手の最大荷重時における損傷の保存法（我々の研究グループで初めて成功）を繰り返し負荷試験にも適用し、疲労において急激に荷重が低下する時の微視的損傷を捉える。これにより、CFRP機械継手の疲労において急激に荷重が低下する前後の損傷の違いを求める。

(4) 破損の規格に対応した繰り返し限界の意味を明らかにする。

(5) (2)~(4)に与える積層板の積層構成の影響を求める。

(6) 最後に、全体を総括し、現在の機械継手の疲労破壊規格がどの程度安全側あるいは危険側にあるかを評価し、提案を行う。

3. 研究の方法

(1) 疲労試験の損傷を把握するには、同一試験片の静的引張り試験での損傷を正確に理解しておく必要がある。先に述べた最大負荷時の損傷保存方法を、今回の試験片の静的実験解析にも適用する。

(2) 航空機で使用される平座ファスナーの場合、片面は無拘束に近く、他面は完全拘束に近い。最終的には両拘束についての理解が必要であるが、今回は、無拘束であるピン継手を使用した。完全拘束に近いボルト継手に比べ、ピン継手では、発生する損傷の特徴が理解しやすい利点がある。

(3) 損傷観察には超音波顕微鏡による観察と損傷試験片を切断・研磨し、光学顕微鏡で

損傷面を観察する方法を採用した。前者では観察準備過程で損傷部に力が作用しないが、得られる像の精密さに劣る。後者には研磨に技術と長時間を要するが、所望の方向から見た鮮明な損傷が得られる。また、後者では個々の損傷模様を別々の試験片から求めている。今回は、主に後者を使用し、適宜前者により後者の結果に2次的損傷が無いことを確認した。

(4) 上記(1)~(3)により、静的負荷試験を行い、ピン継手の最大荷重と損傷進展を把握する。

(5) ピン継手の最大荷重から疲労引張試験の最大荷重を決め、荷重比(最小荷重と最大荷重の比)0.1の疲労試験を行い、荷重~ストローク曲線(10のN乗(N=1,2,...)及び最終破壊前の5サイクル)、荷重~寿命線図を得る。疲労試験片に対しても(3)の損傷解析を行う。試験の後半ではレーザー変位計を使用し、マイクロレベルの精度で変位(ストローク)計測を実施した。

4. 研究成果

(1) 10の5乗の寿命で耐力が30%程低下する荷重~寿命線図(Fig.1)が得られた。継手の疲労に関する実験は少なく、また、複合材料は疲労に強いという認識が一般的であ

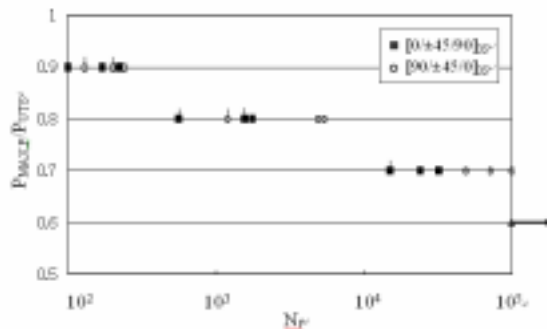


Fig. 1 Relationship between load and fatigue life of CFRP laminates

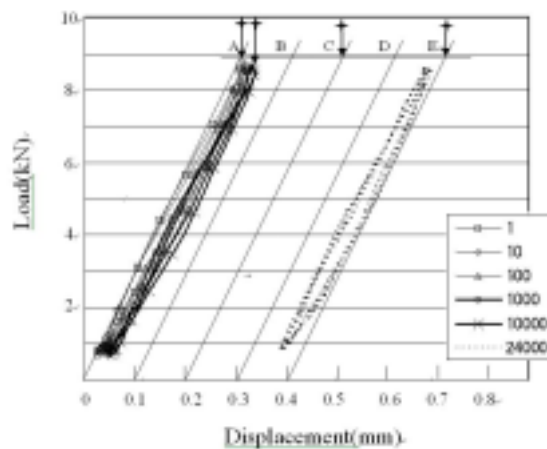
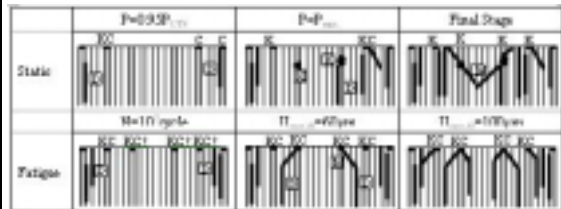


Fig.2 Load-displacement curves of a pin joint due to bearing fatigue loading to $[0/+45/90]_{3s}$ CFRP laminate ; $P_{MAX} = 0.7 P_{UTS}$ and $R=0.1$

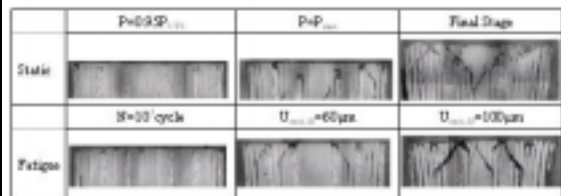
るので、警鐘となる意義深いデータである。

(2) 荷重~ストローク曲線からは多くの場合、破壊の最終段階でストロークが急に増加する事が判った (Fig.2)。

(3) 本研究代表者グループにより、継手を模擬した半円弧試験片について静的負荷条件での詳細な損傷進展観察が行われ、損傷進展機構が示されている。今回、継手試験片(全円弧状)の静的負荷条件での損傷進展を求められた。両者に違いがあること、しかし、最

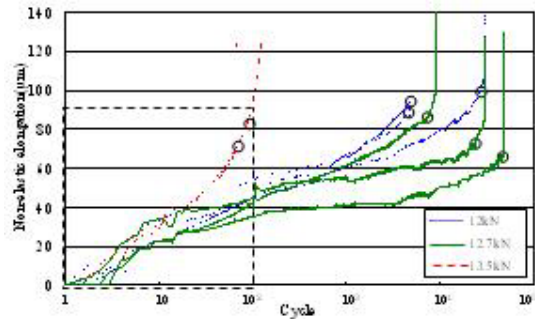


(a)

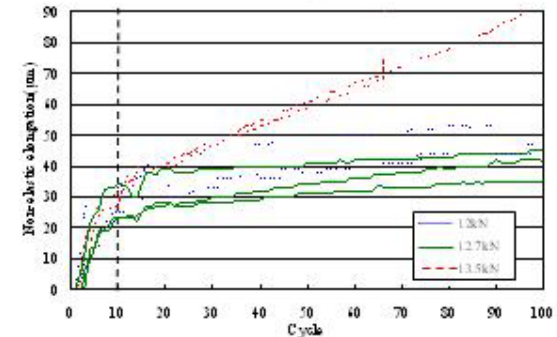


(b)

Fig.3. The difference of damage evolution between static and fatigue conditions in 3S0: (a) schematics and (b) photographs.



(a)



(b)

Fig.4. Relation between non-elastic elongation and fatigue life cycle of 3S90: (a) logarithmic scale and (b) normal scale.

大荷重時の損傷は同様に内部0度層（負荷軸方向に繊維が配向する層）の座屈であることが示された (Fig. 3).

(4) 疲労試験片の損傷解析から、静的負荷の損傷進展では主要な損傷とはならなかったCFRPの0度層の（ピンとCFRP孔面の接触面で発生する）圧縮崩壊が主要な役割を果たすことが示された (Fig. 3).

静的負荷時、この損傷はかなり低い負荷でも発生するし、最大荷重近傍で漸く発生することもある損傷である。このため、この損傷はピンとCFRP面の（繊維に対し横方向の力がたまたま作用するか否かに影響する）接触状態によると考えられる。この損傷が疲労では必ず発生していることから、疲労では横方向の力が必ず発生してくると考えられる。

(5) 横方向の力の支援を受け、圧縮負荷は静的最大荷重（＝座屈荷重）以下の負荷でも圧縮崩壊進展させることが出来る。圧縮崩壊の成長は0度層に加わる横荷重を大きくし、また、層間の荷重分布のアンバランスも上昇し、大きな応力集中が圧縮崩壊フロントに現れ、新たな損傷（剥離発生・進展、母層剪断亀裂発生・進展）が出現する。

(6) レーザー変位計によるストローク計測は上記(2)、(4)、(5)の議論に以下のような根拠を与えた。

① 各ストロークでの変位の最大値（第1bサイクルからの増分量（非弾性変位）として定義している）は、最初の10～20サイクルで急上昇し、一定上昇（寿命を対数で表示した片対数グラフ上で）に移り、最終破壊で急上昇する (Fig. 4)。疲労サイクルの大半では繰り返し数に反比例した損傷進展が緩やかに進む。

② 初期のレーザー変位出力は1μm未満から6～7μm、そして10μm程度の凹凸を示しながら急増する。6～7μmは炭素繊維の直径に対応する。出力の凹凸は、CFRP孔面に突き出た炭素繊維の突起が崩れ、これが接触面へ落下し、粉碎され、吐き出されることなどで説明される。これは同時に、ピン圧縮荷重の中心と方向がμmレベルで変動することを意味している。これが初期の横荷重作用の原因と思われる。また、圧縮崩壊損傷の進展は一様でない (Fig. 3) が、このことは中間の変位一定上昇過程での横荷重発生を説明する。

③ レーザー変位出力値は最終段階で急上昇を示す。また、初期のストロークには、孔製作時の加工精度の誤差と負荷軸設定の誤差が多く入っていると考えられる。この誤差を除くために、10ストロークでのレーザー変位出力をゼロにリセットする。この疲労最大荷重における円孔の非線形伸び量のうち、10サイクル以降の増加分 $U_{NE,10}^*$ は、同じメーカーの試験片にあれば、最終破壊時にほぼ同じ値

を示す。これにより、 $U_{NE,10}^*$ を疲労破壊の条件とし、その疲労限界条件を $U_{NE,F}^*$ とすることが出来る。今回の2つのメーカーのプリプレグではそれぞれ50μmと35μm（ばらつき±5μm以内）となった。Fig. 5に $U_{NE,F}^*=50\mu\text{m}$ の場合の損傷進展を示している。

④ $U_{NE,F}^*$ における内部損傷条件はキンク状損傷がほぼ全内部0度層に発生することになる。

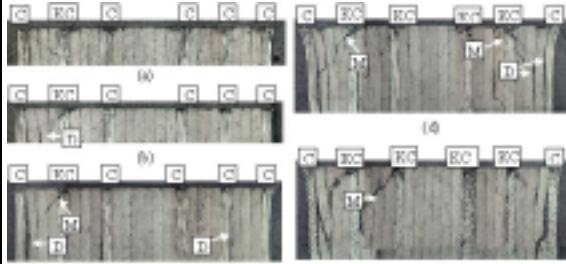


Fig.5 Cross sections of 3S0 at $U_{NE,10}^*$ =(a)20μm, (b)30μm,(c)40μm, (d)50μm and (e)60μm

なお、当初の研究目的(3)に対応した研究は実施しなかった。油圧サーボ疲労試験機では、油突出量を下げていくと、損傷進展による剛性低下が荷重低下を招く。つまり、剛性低下は油突出量の関数となり、本質的な意味を持たないと考えた。同時に、レーザー変位計による実験解析を意義有るものと考え、こちらの研究に舵を切った。

5. 主な発表論文等

（研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線）

〔雑誌論文〕（計5件）

- ① Satoshi Seike, Yoshihiro Takao, Wen-Xue Wang & Terutake Matsubara, Bearing damage evolution of a pinned joint in CFRP laminates under repeated tensile loading, International Journal of Fatigue, (reviewed), doi 10.1016/2009.02.010, 2009, (in press)
- ② Masahiro Moriyama, Yoshihiro Takao, Wen-Xue Wang & Terutake Matsubara, Fatigue characteristics of metal impregnated C/C composites with slots for load transfer, International Journal of Fatigue, (reviewed), doi 10.1016/2009.02.011, 2009, (in press)
- ③ Satoshi Seike, Yoshihiro Takao, Wen-Xue Wang & Terutake Matsubara, Criterion for the final failure of a pin joint with bearing damage in CFRP laminates under cyclic tensile loading, Proceedings of the 13th Japan/US CCM, (reviewed), FAI-6, 2008, 1-8.
- ④ 清家聡, 高雄善裕, 汪文学, 松原監壮,

CFRP ピン継手の疲労と準静的引張り負荷における強度と損傷進展の比較, 日本複合材料学会誌, (査読付), 33, 2007, 161-169

- ⑤ Satoshi Seike, Yoshihiro Takao, Wen-Xue Wang & Terutake Matsubara, Fatigue and static damage of a pinned joint in CFRP, AIAA 2007-2409, (reviewed), 2008, 1-11

[学会発表] (計 8 件)

- ① 高雄善裕, CFRP 積層板機械継手の疲労損傷機構, 平成 20 年 7 月, 北九州
- ② Satoshi Seike, Criterion for the final failure of a pin joint with bearing damage in CFRP laminates under cyclic tensile loading, The 13th Japan/US CCM, Jun., 2008, Tokyo
- ③ Satoshi Seike, Bearing damage evolution of a pinned joint in CFRP laminates under repeated tensile loading, ICFC4., Sept., 2007, Kaiserslautern, Germany
- ④ Yoshihiro Takao, Load control to preserve the critical damage of bearing mode failure from additional damage evolution of a pin joint in quasi-isotropic CFRP laminates under tensile loading, ATEM'07, Sept., 2007, Fukuoka
- ⑤ Satoshi Seike, Critical fatigue and quasi-static bearing damages of a pinned joint in both [0/45/-45/0]3s and [90/45/-45/0]3s CFRP laminates, 16th ICCM, Jul., 2007, Kyoto
- ⑥ 高雄善裕, 表面層繊維方向が CFRP 積層板ピン継手強度・損傷進展に与える影響, 日本複合材料学会 2007 年度研究発表講演会, 平成 19 年 5 月, 東京
- ⑦ Satoshi Seike, Fatigue and static damage of a pinned joint in CFRP, 48th AIAA SSDM Conference, Apr., 2007, Hawaii, USA
- ⑧ 清家聡, 擬似等方性 CFRP ピンジョイントにおける疲労強度とその損傷進展, 平成 18 年 10 月, 長野

6. 研究組織

(1) 研究代表者

高雄 善裕 (TAKAO YOSHIHIRO)
九州大学・応用力学研究所・教授
研究者番号: 3 0 1 0 8 7 6 6

(2) 研究分担者

汪 文学 (WANG WEN-XUE)
九州大学・応用力学研究所・准教授
研究者番号: 4 0 2 4 0 5 6 9