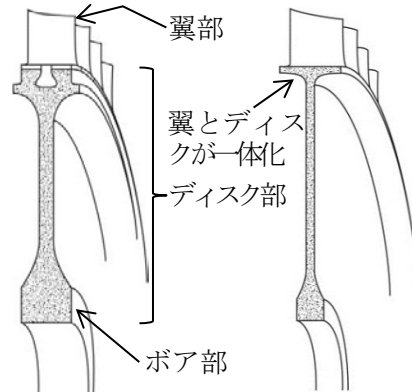


27-6 航空機用エンジンへの線形摩擦接合 (LFW) 技術の適用

1. 緒言

航空機のジェットエンジンでは、翼(Blade)とディスク(Disk)を一体化したブリスク(Blisk 別称 IBR : Integrally Bladed Rotor)をファンや圧縮機のロータに採用する事例が増えている。これは、翼とディスクの結合部の重量と、それを支えるためのディスクのボア部の重量削減による軽量化と、翼座と翼座の隙間からの漏れを削減することで性能向上を達成することを目的としている。

従来型の翼/ディスク構造と、ブリスク構造の比較を図1に示すが、一般にブリスク構造にすることで約20%の重量軽減が可能と言われている。これまでブリスク構造は軍用機のエンジンを中心に採用されてきたが、近年は民間機用のエンジンにも性能向上のため積極的に適用する例が増えてきている。表1に代表的な民間機用エンジンのブリスク採用例を示す。表からわかるように、どの推力レンジでも近年開発されたエンジンでは、圧縮機の段数は減っていく傾向にあるのに対し、ブリスク構造が採用されている段数は増えている。



翼/ディスク構造 ブリスク構造

図1 圧縮機ディスク構造の比較²⁾

表1 代表的な民間機用エンジンのブリスク構造採用例

エンジン名称	型式承認 時期 (西暦)	推力 (kN)	ブリスク構造採用段数/全段数		
			ファン	低圧圧縮機	高圧圧縮機
PW305	1990	23.2	0/1	0/0	4/5
PW545	1997	20.0	1/1	1/1	2/3
CFM56-5B3	1996	148.12	0/1	0/4	0/9
PW1100G-JM	2014	146.79	0/1	3/3	8/8
LEAP-1A	2015	146.35	0/1	0/3	5/10
CF6-80C2B1	1985	249.0	0/1	0/4	0/14
GEnx-1B	2008	310.5	0/1	0/4	3/10

ブリスクの製造には、鍛造素材から翼部を削り出す製造方法が一般的である。ファン、圧縮機のディスク、翼の素材には高価なチタン合金が使われることが多く、ブリスクを削り出しで製造すると粗加工段階の切粉として多くの素材が無駄になる。この課題を解決するために、LFW (Linear Friction Welding : 線形摩擦接合) 技術を利用してブリスクを製造する方法が考案され、戦闘機用エンジンなどで実用化されている。LFW とは、図2に示すように、別途製造した翼部品とディスクを接合することによってブリスクを製造する技術である。

LFW における接合進展の模式図を図3に示す。LFW は、一方の部品を他方の部品に押

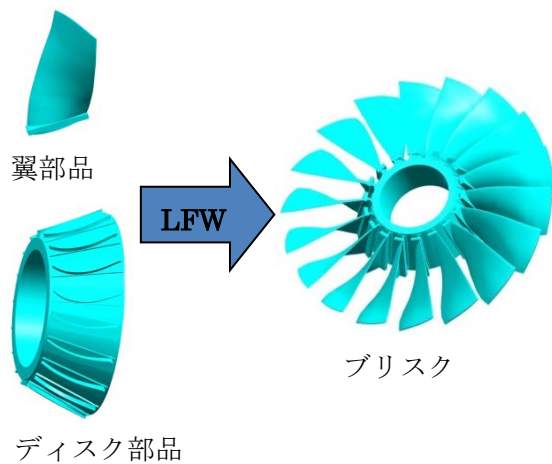


図2 LFWによるブリスク製造の模式図

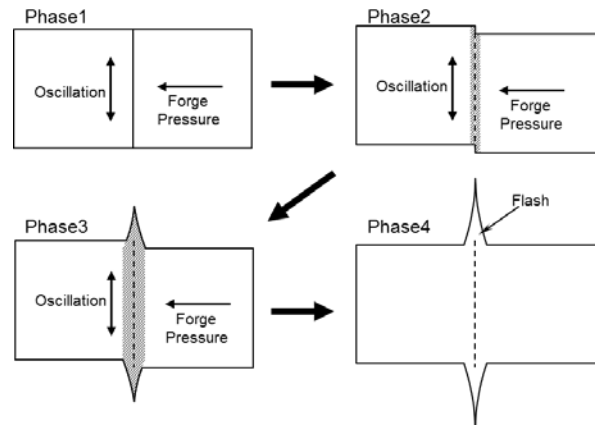


図3 LFWにおける接合進展の模式図

し付け、一方を接合面に平行に高速の往復運動をさせることで発生する摩擦熱を利用して接合を実現する技術であり、接合プロセスは以下の4つのフェーズにより成り立つ。

- | | |
|----------------------------|---|
| Phase1 : Initial phase | 摩擦発熱により接合部が昇温する。 |
| Phase2 : Transition phase | 接合部から軟化した材料がバリ (Flash) として排出され、加圧方向の押し込みを生じる。 |
| Phase3 : Equilibrium phase | 温度上昇とバリの排出が連続して生じ、押し込み速度が一定となる。 |
| Phase4 : Forging phase | 摺動を終了し、加圧力を維持し結合させる。 |

本溶接法は固相接合 (solid-state welding : 接合部材を溶融することなく固相(固体)状態のまま加熱し軟化させ、さらに加圧して塑性変形を与えて接着する溶接法のこと。) の一種であり、溶融接合に比べて、ポイド等の欠陥がない良好な継手組織が安定して得られるため、高い信頼性を求められるブリスク製造に適している。また、継手形状の自由度が高く、軸対称形状に限られる回転摩擦接合に対しても優位性をもつ。本稿では、LFW 継手の特性とブリスク製作実証試験の結果を示す。また、世の中の開発動向について報告する。

2. LFW 接合部の金属組織と継手性能

継手の金属組織と機械的特性を調べるため、実際の圧縮機の動翼と同じ断面積をもった矩形断面の試験片で接合実験を行った。試験片の材料は、ファン、圧縮機のディスク、ブレードの材料としてよく使われる Ti-6Al-4V (AMS4928) とし、接合時の押し付け荷重については、基準となる摩擦圧力 P に対して、その 3 倍までの圧力で接合を行って影響を確認した。

2. 1 金属組織

接合部のマクロ組織写真を図4に示す。通常の溶接継手組織で見られる熱影響部は LFW では不明瞭であり、接合部は接合界面と摩擦熱と摩擦圧力の影響により図5のよ

うに結晶粒が変形した様相を示す TMAZ (Thermo-Mechanical Affected Zone : 熱塑性加工域) の領域により構成される。接合界面と TMAZ を合わせた幅は、摩擦圧力によって異なり、標準的な圧力 P で 1.5mm、圧力 3P で 0.8mm となって、圧力が低い方が広い。これは、圧力が低いと変形を開始するのにより強度を低くする必要があるため変形開始温度が高くなり、より高い温度にさらされていること、また、接合を開始するのに時間がかかり摩擦熱がより広範囲に拡散するためと考えられる。

使用した母材のマイクロ組織は図 6 に示すとおり、Ti-6Al-4V の鍛造材として一般的な α と β の Bimodal 組織である。それに比べ接合界面のマイクロ組織は図 7 に示すように、ごく微細な針状 α 組織の様相を呈しており、接合時の温度が Ti-6Al-4V の β 変態を超えていたことが確認できる。また、摩擦圧力が高いほど針状 α 組織の結晶粒はより微細となっている。

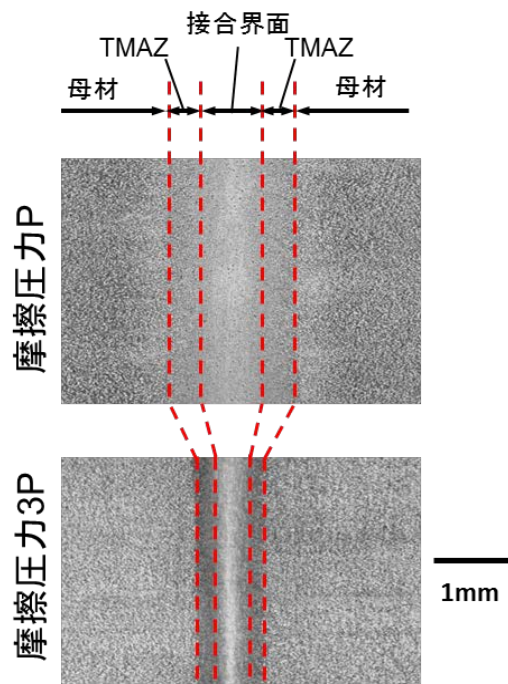


図 4 LFW 継手のマクロ組織³⁾



図 5 TMAZ のマイクロ組織

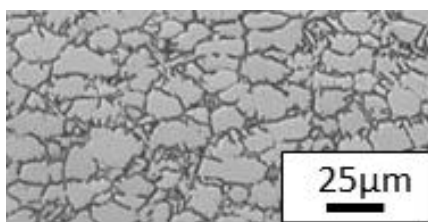


図 6 Ti-6Al-4V 母材の組織

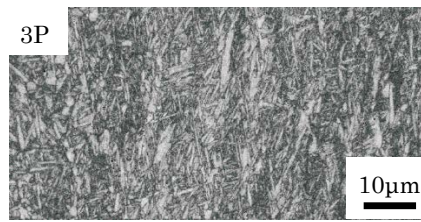
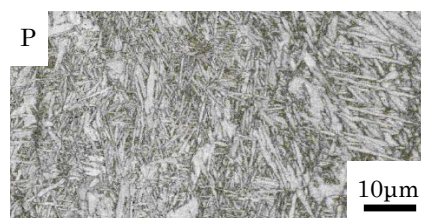


図 7 接合界面のマイクロ組織³⁾

2. 2 継手性能

これらの継手から試験片を切り出した引張試験の結果を図 8 に、疲労試験の結果を図 9 に示す。引張試験では、いずれの試験片でも母材と同等の強度が得られており、摩擦圧力および試験片採取位置（継手中央および端部）による違いも見られなかった。破断位置は継手部ではなく母材部であり、母材の強度を反映していると考えられる。疲労強度についても、P~3P の摩擦圧力によって有意差がないことが確認されており、LFW

は摩擦圧力に対する感度が低いので施工条件の範囲が広く、優れた製造技術であることがわかった。

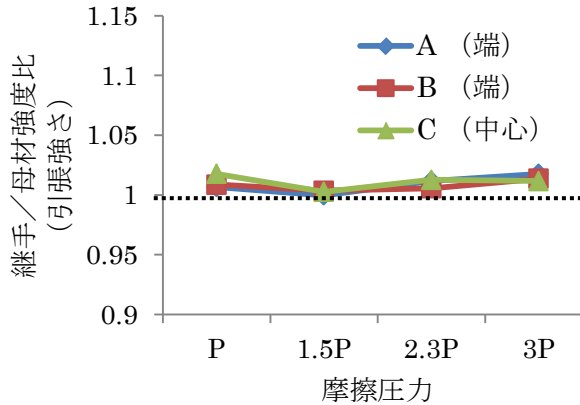


図 8 引張強さの比較³⁾

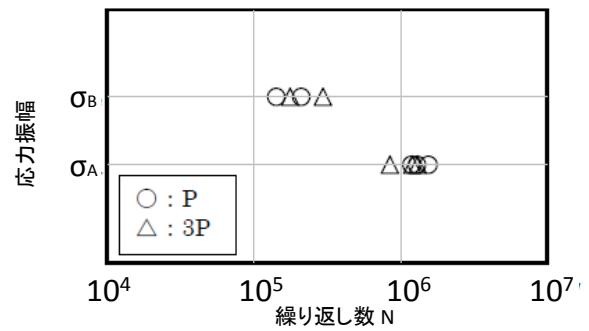


図 9 疲労強度の比較³⁾

3. ブリスク試作による実証

3. 1 寸法精度

ブリスク製造能力を実証するため、実物大の圧縮機ブリスクの試作をおこなった例を図 10 に示す。翼部品を加振し、ディスク部品を押し付ける構成となる。翼部品は、加振時にしっかりと把持するために、グリップ用のフランジを有する。接合位置は、翼根部の応力集中を避けて、翼根元 R から離れた位置で接合する。

接合完了後に、翼先端の位置を 3次元計測器で計測し寸法精度を確認した。翼の傾きに換算すると、そのばらつきは長辺方向に 0.04° 程度であった。これは 100mm の高さの翼を接合した場合に 0.07mm のずれに相当し、公差幅に対して十分に小さく工程能力は十分であることがわかる。(図 11)



図 10 LFW で製造した
圧縮機ブリスク⁴⁾

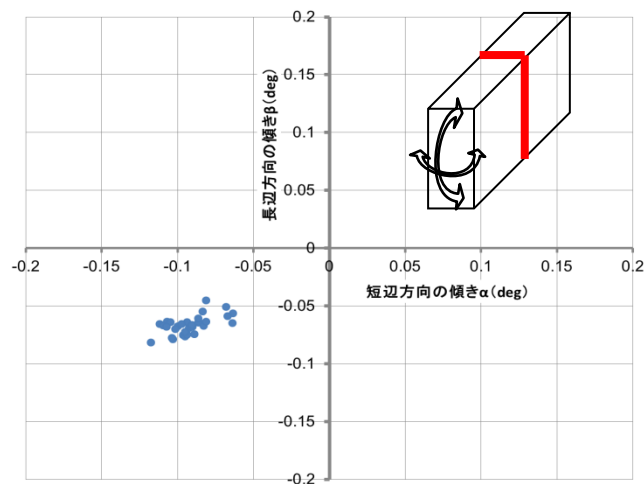


図 11 LFW 継手の傾きのばらつき³⁾

3. 2 実翼 HCF 試験 (High Cycle Fatigue : 高サイクル疲労)

圧縮機の翼にとって、主要な破壊モードは HCF である。LFW で接合された翼が、実機に必要な HCF 強度を発現するかを確認するため、実翼の加振試験を実施した。

最も基本的な1次の曲げモードにおいて、振動応力のピークは翼根元R部に発生するため、そのピーク応力を避けて接合位置を設定した。事前のひずみ分布計測（図12）によって実測した接合部に発生する振動応力はFEM解析の予測（図13）とよく一致しており（表2）、意図した接合部の強度評価を行うことができた。試験の結果、接合部に疲労破壊は見られず、LFWで接合された翼が実機に必要なHCF強度を発現することを確認できた。

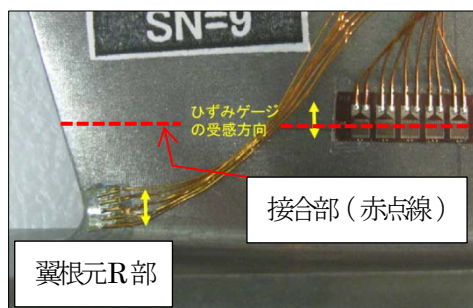


図12 ひずみ分布計測

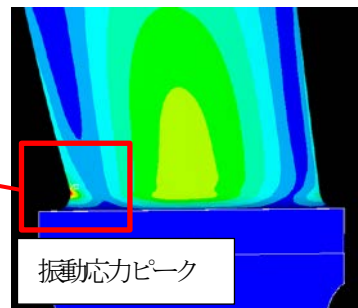


図13 振動応力分布 (FEM解析) 3)

表2 振動応力のひずみ分布計測による実測値とFEM解析値の比較

	実測値	FEM解析値
LFW接合部に発生する最大振動応力 (MPa/mmp-p ^{*1})	32.1	30.7

※1 単位：MPa/mmp-pは振幅1mmあたりの振動応力を示す。

4. LFW技術適用の動向

今後、ブリスク構造の航空機用エンジンへの適用は益々進んでいくと予想される。従来の5軸マシニングセンタによる切削方式も装置剛性の向上や工具の改善、制御方式の革新により生産性を劇的に向上させている。LFW技術をさらに価値の高いものにするには、翼とディスクを別途製作し接合するという特徴を生かす開発を進めていくことが有効である。例えば、圧縮機ブリスクで翼にHCF、ディスクにLCF (Low Cycle Fatigue: 低サイクル疲労) の高い特性をもつ材料をそれぞれ組み合わせることにより、切削方式では実現できない付加価値をもたせることができる。そのためには、異材接合継手の金属組織の解釈や強度評価、接合プロセスのシミュレーションといった基礎研究を進めていくことが重要である。こういった研究は近年、特に中国において盛んに行われており多くの文献^{5), 6)}が発表されている。航空エンジンの生産技術分野で、日本が産・官・学で長年培ってきた接合分野の高い技術基盤を生かしスピード感のある研究開発を進めていくことが求められる。


5. 結言

LFW技術の概要と、ジェットエンジンのファン、圧縮機のブリスク製作に向けた研究開発状況について紹介した。摩擦圧力をP~3Pの間で幅広く振っても、良好な金属組織および継手強度が得られており、LFWは施工条件範囲が広く優れた製造技術であることを

確認した。ブリスクの要素技術として、翼部品を中空化したり、ディスクと翼にそれぞれ適した材料を使用したりすることで、更なる軽量化を実現できる可能性があり、今後ますます発展していることが期待される。

参考文献

- 1) Martin Bussman et al. : Blisk Production of the Future Technological and Logistical Aspects of Future-Oriented Construction and Manufacturing Processes of Integrally Bladed Rotors : ISABE-2009-1169
- 2) R. Turner et al. : Linear friction welding of Ti-6Al-4V: Modelling and validation : Acta Materialia 59 (2011) 3792-3803
- 3) 黒木博史 他 : 線形摩擦接合 (LFW) 技術の航空エンジン部品への適用研究 : IHI 技報 Vol.53 No.4 (2013年12月)
- 4) 加藤 大 他 : シンプル・高性能化技術 (圧縮機) IHI 技報 Vol.47 No.3 (2007年9月)
- 5) B.H.Tao et al. : Effects of post-weld heat treatment on fracture toughness of linear friction welded joint for dissimilar titanium alloys : Materials Science & Engineering A 634 (2015) 141-146
- 6) Chuan-chen ZHANG et al. : Effects of heat treatment on microstructure and micro hardness of linear friction welded dissimilar Ti alloys : Trans. Nonferrous Met.Soc.China 23(2013)3540-3544

 [解説概要一覧に戻る](#)

この解説概要に対するアンケートにご協力ください。

 [▶ アンケート開始](#)