

コンチネンタルビジネスジェット主翼インテグラルスキンの ショットピーン成形技術開発

Development of Shot Peening for Wing Integral Skin
for Continental Business Jets

名古屋航空宇宙システム製作所 山 田 毅^{*1} 高 橋 孝 幸^{*2}
池 田 誠^{*3} 杉 本 周 造^{*4}
技 術 本 部 太 田 高 裕^{*5}

ストリンガーが一体化したインテグラルスキンのショットピーン成形法につき、実験的・解析的検討を行い、変形量に対して板厚とインテンシティで一義的に整理できることを確かめた。鞍形やねじれを有する形状に対しては、両面からショットピーンすることにより素材を伸ばし、成形可能であることを確かめた。また熱応力解析を応用して、有限要素法による変形シミュレーション法を開発し、薄い板厚部での波打ち現象を再現し、その防止法を明らかにした。

Experiments and finite element analysis of shot peen forming of wing skin panels integrated with stringers showed that the radius of panels deformed by peening could be expressed as a function of thickness and shot peening intensity. We verified that panels could be deformed into a saddle-shape or twist by shot peening both sides of the panel at the same intensity, elongating it. Simulation of deformation by shot peening was based on thermal stress analysis using the finite element method. Unexpected waving of the panel edge could be well simulated and prevented based on simulation.

1. は じ め に

当社がカナダボンバルディア社と共同開発中の最新ビジネスジェット機“コンチネンタル”は、8人乗りで航続距離5 700 km（米大陸横断可能）、最大巡航速度0.82マッハを有する高性能機であり、2001年8月に初飛行に成功した。当社は、主翼の開発・詳細設計、製造、プロダクトサポートを担当している。コンチネンタル主翼の構造的特徴としては、インテグラルスキンを採用した点である。インテグラルスキンとは、厚板から縦通材（ストリンガー）と外板を一体で削り出した外板のことで、より一般的な構造である外板とストリンガーをリベットで結合するビルドアップスキンと異なり、リベット結合作業や燃料タンクとしての液密性を確保するためのシール作業が不要となる。さらにリベット穴による強度低下が無く、ストリンガーと一体化しているために圧縮荷重による座屈を生じ難いことから大幅な軽量化が可能である。一方で、材料の大半が切削されてロスが大きいため材料費が増加し、またインテグラルスキン自体が高い構造剛性を有するために、形状付与が困難であるという問題がある。図1に示すように、コンチネンタルの主翼スキンは、片翼上面2枚、下面3枚で構成されており、1枚の大きさは約10 m長さ×約1 m幅である。このように大きく、かつストリンガーと一体化した部品を、従来法である引張成形法により形状付与することは困難であるため、成形ジグを一切必要としないショットピーン成形法により部品形状への成形を行うこととした。ショットピーン成形法とは、数ミリメートル直径を有する鋼球を金属板の表面に勢い良く衝突させて、その

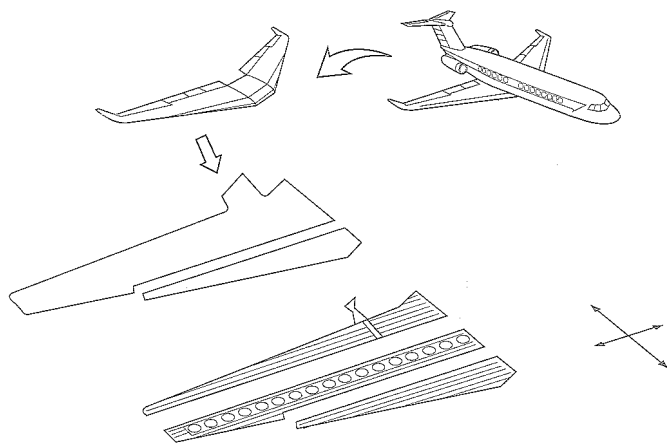


図1 コンチネンタル主翼スキンの構造 主翼の構造と使用される外板の構造を示す
Schematic illustration of wing integral skin for continental business jets

ごく表面部分のみを潰す変形をさせることにより、金属板の表面に圧縮応力を発生させて、金属板を曲げるという成形法である（図2参照）。衝突させる鋼球の量や勢いを調節することで、曲げ半径が1 300 mmからほぼ平面という複雑な曲面形状を有するコンチネンタル主翼スキンの成形を試みた。本報告では、実部品の成形試験及び有限要素法（FEM）を用いた変形シミュレーション結果などについて述べる。

2. 主翼インテグラルスキンのショットピーン成形試験

2.1 実機外板の成形技術上の課題

コンチネンタル主翼は単純な円錐形ではなく、翼長手方

^{*1} 研究部材料研究課エネ博

^{*4} 民間機技術部構造設計課主席

^{*2} 研究部材料研究課

^{*5} 高砂研究所製造技術開発センター

^{*3} 大江工作部生産技術課

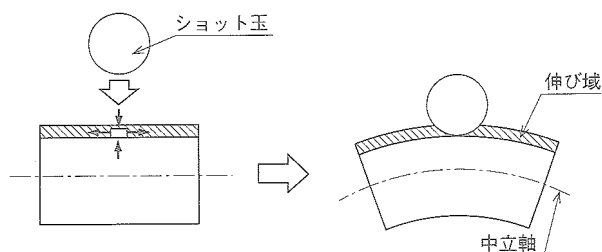


図2 ショットピーン成形の原理 ショットピーン成形の変形原理を示す。
Principle of shot peen forming

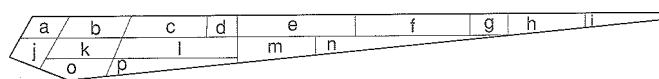


図3 成形条件の領域区分例 同一成形条件で成形を行う領域の区分の一例を示す。
Example of area division for the same peening condition

向にも曲率を有した鞍形で、ねじれを持った翼形状となっている。平板をこのような形状に成形するためには、素材各部の長さを伸ばす変形を与えなければならない。また翼根から翼端に向けての板厚減少、ストリンガー部やリブとの結合部は急激に板厚が増加しているなど、素材自体が構造的剛性変化に富んでいるため、板厚変化に対応したショットピーン条件の選定が必要となる。これらの技術課題は、具体的には、(1)飛行方向曲面形状の成形条件設定、(2)太鼓形状変形の防止、(3)コンチネンタル主翼スキン特有の成形条件設定に大別される。そこで部分供試体及び実大供試体を用いて試験した。

2.2 飛行方向曲面形状の成形条件設定

コンチネンタルに限らず航空機の主翼の飛行方向曲面形状（翼弦形状）は所定の飛行性能を得るための空気力学に基づく要請から、複雑に変化する曲率を有する。しかし現実には広い面積の主翼スキンに対して細かく曲率半径や板厚に応じて成形条件を変化させながらショットを打ち分けていくには膨大な時間が掛かり現実的ではない。そこで図3に示すように主翼スキンを大まかに10個程度の領域に分け、その領域内での曲率半径は一定と仮定し、さらにこの範囲内での平均板厚を求めて、その平均板厚と平均曲率半径に対応する成形条件で成形を行うこととした。本成形方法は、当社が以前にカナダボンバルディア社と共同開発した高速ビジネスジェット機“グローバルエクスプレス”の開発時に開発した手法であり、曲率半径に及ぼす板厚及びインテンシティ（ショットピーニング強さ）の影響についても、当時様々な板厚を有する試験片を用いて取得したデータに基づいて決定した^①。グローバルエクスプレス機の主翼は、ビルドアップスキンであったためにストリンガーは無かったが、結果として翼弦形状の成形においては、ストリンガーの有無は大きな影響を及ぼさず、コンチネンタル主翼スキンの成形も本手法により所定の翼弦形状へ成形できることが確かめられた。

2.3 太鼓形状変形の防止

ショットピーンにより素材表面に導入される圧縮応力は等方的であるために、平板の片側に鋼球を投射すると、四方に曲率がついた太鼓形状（球面の一部に相当）になる（図4参

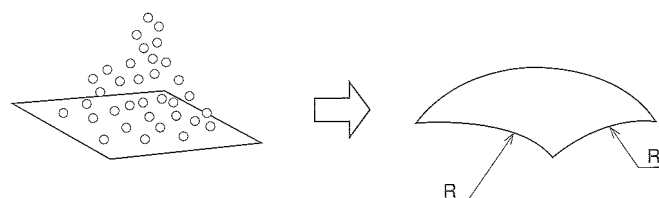


図4 太鼓形状の説明 均一板厚の平板をショットピーン成形すると球面の一部をなすような変形が起こる。
Spherical deformation by shot peen forming

照）。これは変形原理に基づく現象であり、一般に防止は困難である。コンチネンタル主翼スキンの場合は、ストリンガーが一体となっているため、素材の構造的剛性の異方性から翼長手方向への曲げ変形はある程度生じ難くなっている。しかし、翼弦形状への成形が終わった段階で、翼長手方向でも数十mm程度中心部が浮き上がる変形を生じた。これを修正するために、ストリンガーのみをショットピーンすることでストリンガーを伸ばし、太鼓形状を修正できることが確かめられた。このような修正が可能であるのは、インテグラルスキンであるからである。ビルドアップスキンではスキン自体に構造的な剛性異方性がないためにこのような方法では太鼓形状を修正できない。コンチネンタル主翼スキンにおいても、スキンとリブが結合する部分において、ストリンガーが切り欠かれている領域があり、この領域では上述の方法で太鼓形状を修正することができない。そこでこのような領域では、ショットピーン成形の前に、プレスを用いてその領域を予め成形しておくことで、ショットピーン成形による太鼓形状の変形を防止することとした。

2.4 コンチネンタル主翼スキン特有の成形条件設定

コンチネンタル主翼スキン特有の課題は、上述のとおり鞍形とねじれを有する点であり、平板からこのような形状へ成形するには素材の長さを一部伸ばす成形をする必要がある。ショットピーン成形は元来、曲げ成形をする方法であるが、伸ばす成形をするために素材の両面を同じ強さでショットピーンし、どちらの方向にも曲がらない状態（つり合っている状態）を作り、結果として素材が伸びるという特殊な成形方法を適用した。伸び量とインテンシティの関係を得るために、一定板厚の短冊状試験片の両面を様々なインテンシティでショットピーンする実験を行った。しかしながら、大きな伸びを得ようとインテンシティを増加させて行くと、伸ばそうとした部分が座屈して波打ちが現れる。そこで後述のシミュレーション技術により成形条件の設定を行い、実際の拘束状態による実験を行うために、実機外板と同様な形状を有する供試体を用いて検証した。結果として、伸ばす成形を行う場合には、機械的に所定の伸び量を所定の場所に与えるようにショットピーンするのではなく、局所的なショットを避けて、より大きな範囲で少しずつ変形させることが重要であることが確かめられた。

3. 有限要素法による変形シミュレーション

3.1 変形シミュレーションの必要性

ショットピーン成形においては、曲率半径と板厚及びイン

テンシティの関係が成形条件を設定する上での基礎データとなる。しかしながら、実機外板は均一な板厚分布を有することは無く、板厚は変化に富んでおり、巨視的な変形に対する予測は前記の基礎データから可能であるが、細部については部品各部での板厚分布や形状など、構造的な剛性変化や拘束状態により、面外への膨らみ（キャン）や波打ちが発生したりするなど、詳細な成形条件の設定には多くの検討すべき課題がある。このすべてを実験により検証していくことは可能であるが、膨大な試験数が必要となり、効率的な成形条件設定が困難である。そこで、有限要素法解析（FEM 解析）を用いた変形シミュレーションにより、実験前の予備検討を行い、実験の中で確認された不均一な変形などの現象を合理的に把握した。

3. 2 解析手法の確立

FEM 解析により変形シミュレーションを行う場合に問題であったのは、素材の表面付近のみに塑性ひずみ（鋼球に叩かれて潰れる変形）をいかに導入するかという点であった。シミュレーションとは言え、素材表面に数百から数千個もの鋼球を衝突させるような解析は現実には不可能である。そこで、図 5 に模式的に示すように、素材の表面部分のみ線膨張係数（温度上昇に伴って素材が伸びる割合）が小さいというモデルを用いて、材料全体を所定温度に加熱後、冷却するという解析を新たに考案した。素材を加熱した際には、表面部のみが伸び難いために、その他の伸びやすい部分に引張られることにより、表面部のみ塑性ひずみが導入される。その後、元の温度に冷却した際には、表面部のみ伸ばされた（変形した）状態となるため、ショットピーン成形と同じように表面部のみ圧縮応力が残留する。元の温度に冷却した状態での変形状態が、ショットピーン成形での変形状態に似た曲げ変形した状態となる。表 1 にこのような解析手法によって、板材の変形をシミュレートして求めた曲率半径と、試験により得られた結果を比較して示す。インテンシティが高い場合（0.01 インチ）では、試験結果に比べて大きな曲率半径とな

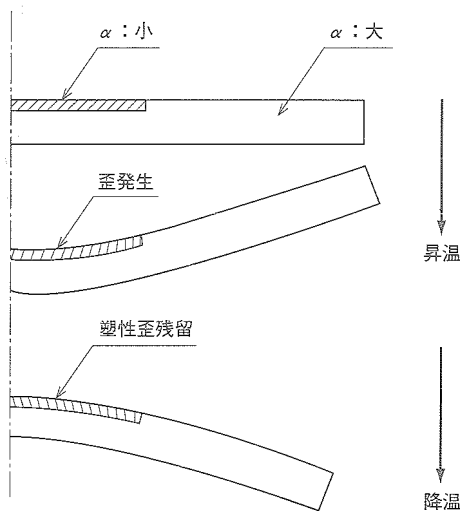


図 5 解析モデルの原理 ショットピーン成形による変形シミュレーションのモデルを示す。
Principle of analysis model for simulation

表 1 ショットピーン成形の試験結果と解析結果の比較
Comparison of experiments and analyses on deformation by shot peening

インテンシティ (inch)		曲率半径 (mm)		
		素材板厚 = 0.125 inch	素材板厚 = 0.18 inch	素材板厚 = 0.25 inch
0.0007	実験結果	6 625	12 500	23 500
	解析結果	6 517	12 480	22 932
0.01	実験結果	953	2 150	4 083
	解析結果	1 367	2 832	5 656

る傾向が認められるが、低いインテンシティ（0.0007 インチ）では、試験結果と良く一致することが確かめられた。定量的には上限があるものの、定性的には変形の傾向を良く再現していることから、ショットピーン成形における変形現象を合理的に理解するためにも有用であると思われる。

3. 3 前縁部品取付用ステップ部の変形解析

コンチネンタル主翼スキンの前縁部（航空機の進行方向側：図 1 参照）には、翼の尖った形状を作り出すために U の字が少し開いたような断面形状を有する前縁部品があり、これが上面スキンと下面スキンに取付けられる。取付部は重ね合わせてリベットで結合するために、板厚が半分程度に掘り下げられており（ステップ部）、急激な板厚変化がある領域である。このステップ部では、部分模擬供試体による成形試験において、ステップ部が波打つという変形が確認され、この波打ちをいかに防止するかという検討に FEM 解析による変形シミュレーションを用いた。波打ちを生じるのは、翼弦形状へのショットピーン成形により、同一のインテンシティが異なる板厚の素材に対して与えられるために、薄い板厚の部分は剛性が低いので、板厚の厚い部分に比べて変形し過ぎる（伸び過ぎる）ことに起因すると考えられる。そこで、図 6 に示すような単純な形状のモデルを用いて、様々なインテンシティの組合わせを試して検討を行った。その結果、ステップ部を相対的に弱いインテンシティで成形したとしても、波打ち現象は完全に防止できないことが確かめられ、ステップ部を全く成形しなければ、波打ちが発生しないことが判明した（図 7 参照）。ステップ部を全く成形しないという条件でショットピーン成形した実機外板では、ステップ部に波打ちが現れず、変形シミュレーションによる検討結果が有効で

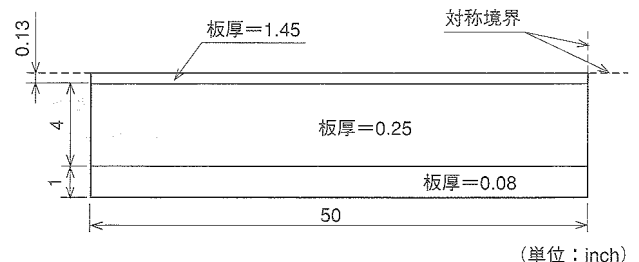
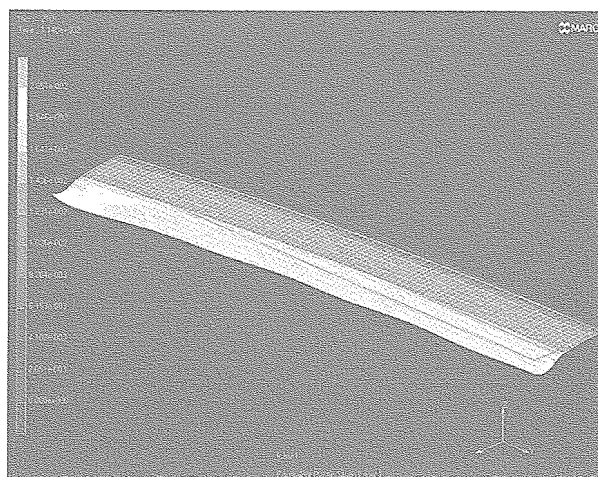
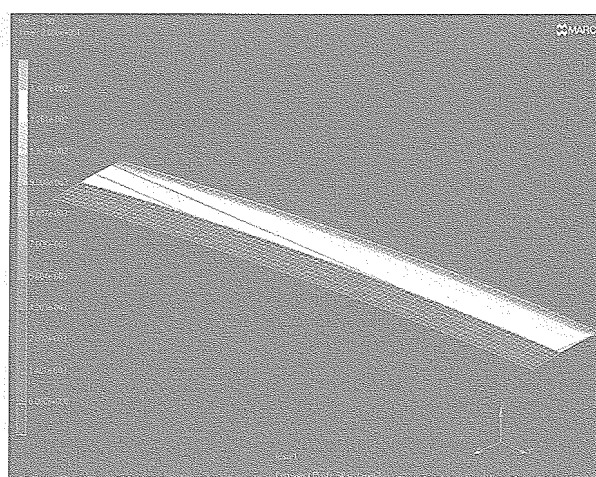


図 6 波打ち変形シミュレーションの解析モデル ステップ部での波打ち変形シミュレーションに用いた解析モデルを示す。
Analysis model for the waving deformation

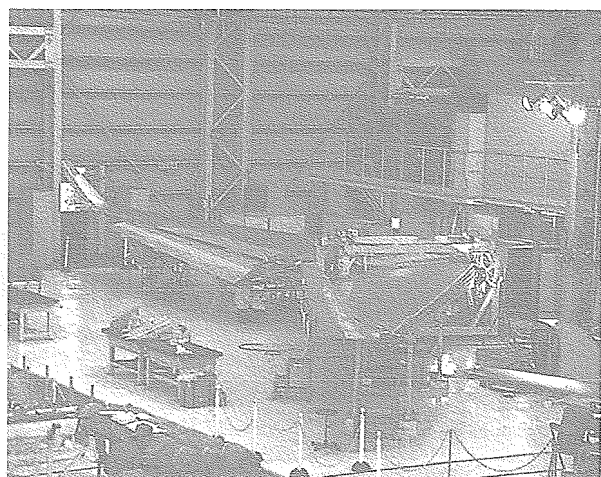


(a) 波打ち発生



(b) 波打ちなし

図7 波打ち変形防止に関する解析結果 ステップ部をショットピーンしなければ波打ち変形を防止できる。
Results of finite element analysis on the waving deformation



(a) 組立作業状況



(b) 主翼スキン外観

図8 コンチネンタル主翼の外観 コンチネンタル主翼の組立時外観とインテグラルスキンの外観を示す。
Appearance of the wing structure for continental business jets

あることが確認できた。このような細部の成形条件の検討も含め、供試体による成形試験とFEM解析による変形シミュレーションを組み合わせた効率的な成形条件の設定を行うことにより、ショットピーン成形設備を1999年12月に新規導入し、わずか4ヶ月後の2000年4月にコンチネンタル主翼スキンの初品製造に成功した(図8参照)。

4. お わ り に

コンチネンタル主翼インテグラルスキンのショットピーン成形技術の開発に対して、供試体を用いた成形試験とFEM解析による変形シミュレーションを行い、以下の結論を得た。

- (1) ショットピーン成形による板材の曲げ変形量(曲率半径)は、板厚とインテンシティで一義的に整理でき、インテグラルスキンの翼弦形状の成形においてもこの関係を適用できる。
- (2) 鞍形やねじれなど素材の伸びを必要とする形状へのショ

ットピーン成形は、素材両面を同じインテンシティによりショットピーンするという方法により実現可能である。

- (3) インテグラルスキンをショットピーン成形した際に発生する太鼓形状は、ストリンガー部のみを後からショットピーン成形して伸ばすことにより修正可能である。
- (4) 有限要素法解析を利用して、素材の表面部のみ線膨張係数の小さいモデルを作成し、これを加熱・冷却する計算を行うことにより、ショットピーン成形の変形シミュレーションが可能であることを確かめた。
- (5) このシミュレーション法を用いて、ショットピーン成形時に発生する波打ち現象を再現でき、波打ち現象の防止対策を見出すことができた。

参 考 文 献

- (1) 太田高裕ほか, グローバルエクスプレス機主翼インテグラルタンクの新製造技術の開発, 三菱重工技報 Vol.33 No.3 (1996) p.162