

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

Development of Advanced Production Technology
for Wing Integral Tank for GLOBAL EXPRESS

技術本部 太田 高 裕^{*1}
名古屋航空宇宙システム製作所 八代 充 造^{*2} 池 田 誠^{*3}
船 渡 俊 行^{*4}
中菱エンジニアリング株式会社 高 橋 明 男^{*5}

長尺・変肉外板を対象としたショットピーン成形法につき、解析的・実験的検討を行い、変形量に対しては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。局部的曲率変化を有する主翼外板に対しても、この値とその分布を制御することにより、成形し得ることを確かめた。一方、これを燃料タンク用に液密銲（スラグリベット）で組立てるには、打銲（だびょう）工具の形状及び打銲力制御が重要であることを、動的陽解析法を用いた FEM 及び実験で確かめ実機生産条件を設定した。このような液密性付与打銲条件下では、穴周りに生ずる円周方向圧縮残留応力によって、継手の疲労強度が向上する効果を確認した。

Theoretical analyses and experiments on the peen forming of wing skin sheets showed that the distribution of residual stress and the radius of sheets deformed by residual stress could be expressed as a function of the intensity of shot peening. It was verified that precise control of the intensity and peening pattern to change the thickness or radius were the most important factors for forming of wing skins. From analyses using explicit dynamic FEM code and riveting tests of fluid tight rivets (slug rivets), it was verified that interference between the rivet shank and hole was directly affected by the geometry of the anvil and squeezing force. Fatigue testing of joints installed using the established process and parameters showed that considerable improvement of fatigue strength could be expected.

1. ま え が き

1.1 対象機種仕様と主翼構造

当社がカナダ ボンバルディア社と共同で開発中の高速ビジネスジェット機“グローバルエクスプレス”は、ノンストップで地球上のどこへも行ける 6500 マイルの航続距離と 747 ジャンボ機並みの最大巡航速度 0.89 マッハを有する高性能機であり、1996 年秋に初飛行試験を目指している。当社は、主翼と中胴の開発・詳細設計、製造、プロダクトサポートを担当する。

主翼形状は、種々の CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析に基づき、風洞試験により確認された 35°の後退角を有する先進翼型である。

また主翼平面図においてその後縁は、ダブルランクと呼ばれる 2 段の折れ曲がりとなっており、それに伴って、上下面板はキンク形状を含む複雑な難成形曲面を呈している (図 1)⁽¹⁾。

燃料タンクを兼ねる主翼の構造は、最新の要求である損傷許容設計法を全面的に採用し、かつ構造重量を最小にするため、外板と縦通材（ストリング）をファスナ結合し、これと前後桁（けた）とを組立てるトルクボックス構造とした。また、高飛行性能を可能にするにはぎりぎりの重量軽減が必要であることから、縦通材と外板との結合ファスナは、軽量で高疲労強度が期待できるスラグリベットと称する液密保証リベットを採用している。

1.2 主翼製造新技術とその開発課題

上述のような主翼部材に対する空力的要求及び構造設計上の要求は、新しい製造技術の採用を促すこととなった。すなわち、大型で板厚変化を有する一体外板は、在来の引張成形法の適用を困難としショットピーン成形法⁽²⁾の採用が不可欠となった。しかし、

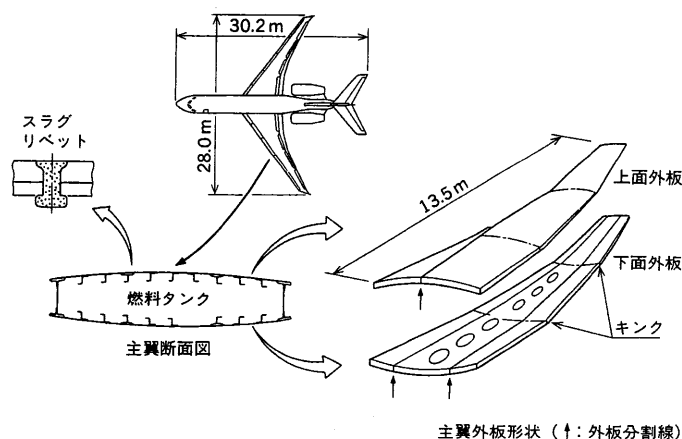


図 1 主翼インテグラルタンク構造と主要構成部材 主翼の構造と使用される外板、スラグリベット等の説明図。
Schematic illustration of wing integral tank, outer-skin and slug rivet joint

板厚の急激な変化や 2 段キンクのような急激な曲率変化への適用に対してはこれまで公表されたデータは余りない。

一方、打銲（だびょう）のみで液密性を確保するには、原理的には打銲後下穴がリベットによって少なくとも入口側、出口側で充填されている必要がある。しかし、頭部が既に形成された普通リベットでは、横断面積の差によって、打銲しても既製頭側軸部の直径方向変形が抑制されるので、この用途には適さない。このため、ストレート軸又は半成形頭部を持つ、いわゆるスラグリベット⁽³⁾の採用が必要条件の一つとなる。ほかに精密公差穴の採用、打銲工具の形状・寸法及び打銲力等の適正条件設定が重要となるが、これも公開されたデータは余り見られない。

^{*1} 高砂研究所製造技術開発センター ^{*4} 大江工作部組立三課
^{*2} 航空機技術部民間機設計課長 ^{*5} 実験総括部航空材料試験室主管
^{*3} 大江工作部生産技術課

本報では、以上の新製造法の適正条件・製造プロセス設定を目的として実施した基礎試験及びその実機実用化試験の結果並びに継手疲労強度試験結果等を報告する。

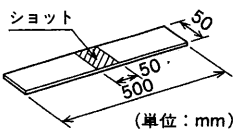
2. 主翼外板のショットピーン成形試験

2.1 基礎試験

2.1.1 供試体及び試験方法

板材の成形曲率を支配するショットピーン成形因子を把握し、各板厚の材料を所定の曲率半径に成形する条件設定を目的として基礎試験・解析を行った。

表1 ショットピーン成形基礎試験数値解析用材料特性値
Material data for calculation of deformation analysis

項目	アルメン ゲージ	供試材	供試材形状・寸法
材質	AISI 1070	7075-T 651	 (単位: mm)
ヤング率 (kgf/mm ²)	21 000	7 460	
ポアソン比	0.33	0.33	
降伏応力 (kgf/mm ²)	65.0	55.0	
応力定数 (F 値: kgf/mm ²)	94.0	78.0	
加工硬化指数 (n 値)	0.060	0.086	

基礎試験に用いた供試材料は、実機と同一の 7075-T 651 とし、板厚 0.125～0.313 in、板幅 50 mm、板長さ 500 mm の帯板供試体 (表 1) とした。ショットは、直径 0.056 in の鋼製のものを用い、ノズル径 10 mm のエアブラスト式装置から上記供試体の片側中央部 50 mm 四方 (他部分はマスキング材で防護) に投射した。またショットピーニングの強さは、通常のショットピーニングにおける条件確認用に用いられているアルメン試験片のたわみ量 (これをインテンシティと呼ぶ) で測定した。なお解析は、表 1 に示す材料特性値を用い H. Guechichi ら⁽⁴⁾の解析法に基づいてショットピーニング後の残留応力分布をまず求め、これを基に板の二次元たわみ量の弾塑性計算を行った。

2.1.2 試験結果

図 2 に面内残留応力の板厚方向分布についての解析結果と実験 (X 線残留応力測定法による) 結果との代表例を示す。残留応力及びその発生領域とも両者は比較的良く一致していることが分かる。図 3 はこの残留応力解析値をベースに、成形曲率半径とインテンシティとの関係を計算した結果であり、これに実験結果を合せてプロットしたものである。残留応力発生深さの元板厚に対す

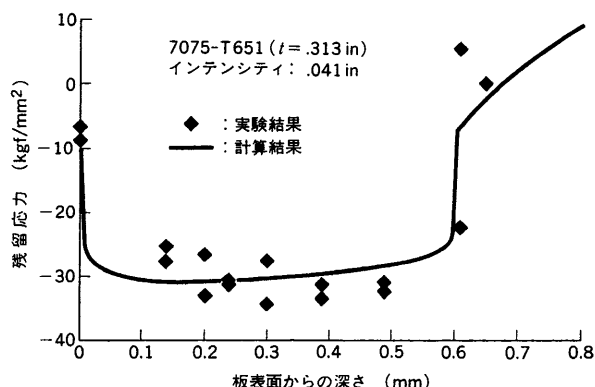


図2 残留応力分布の解析結果と実験値の比較 板面方向残留応力の板厚内分布についての計算値と実験値の比較。
Comparison of experiment and analysis on distribution of residual stress induced by shot peening

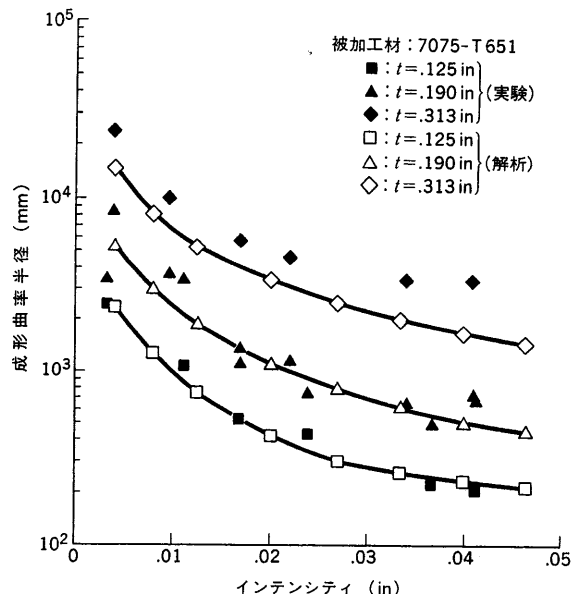


図3 曲率半径に及ぼす板厚及びインテンシティの影響
インテンシティ、板厚と帯板の成形曲率半径との関係を示す。
Relationship between intensity and deformation of peen formed specimen

る割合が低下する厚板領域では計算精度は良くないが、薄板領域では実用上十分な精度で曲率を解析し得ることが分かった。

2.2 実大外板の成形試験

2.2.1 実機外板の特徴と成形技術上の課題

実機外板は、図 1 に示したように翼根部から翼端部に向けての板厚減少、ストリングやリブ接続部のランドなどの板厚変化及びスパン方向の局所的な凸状や凹状のキックを有しているため、いかにしてその成形条件を設定するかが大きな課題となる。この課題は、具体的には、板厚変化に対応したショットピーン条件の選定と板厚が同一でも局所的な曲率変化に対応した成形条件の選定に大別され、使用するショットピーニング装置の形式やその能力が関係してくる。そこで本項では、部分供試体及び実大外板を用いて上述の基礎試験結果及び解析手法をどのように適用すべきかを試験することとした。

2.2.2 板厚変化外板のショットピーン成形試験

板厚が変化するスキンのショットピーン成形条件を設定するには、外板をある大きさの要素に分割し、それぞれに対する曲率半径及び平均板厚を求めて、図 3 の実験値から対応するインテンシティを設定する方式と、各部分の板厚に直接対応してインテンシティを設定する方式とが考えられるが、これまでの報告例ではあまり明確になっていない。いずれにしても、このようなショットピーニング条件のゾーンコントロールを行うためには、ショット投射エネルギーを場所的に制御しやすいピーニング方式の採用が望ましく、この理由から本試験ではエアブラスト式ショットピーニング装置を使用した。

その結果、平均板厚化した要素分割方式を採用した場合、特に薄肉部と厚肉部の板厚急変部で曲率半径の不連続が生じて多角形となるのに対し、各部の板厚に直接対応する成形条件を採用した場合には、その傾向が少なくほぼ目標形状に近い成形が可能であった。この具体的実証は、後掲の図 4 に示す。

2.2.3 キック部の成形試験

ここでは、代表例として上面スキンの凸状キックについての試験結果を述べる。基本的にはコード方向曲面成形後、キックライ

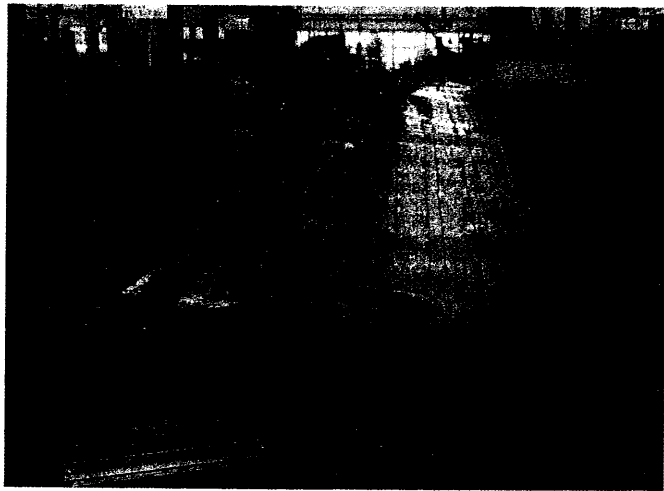
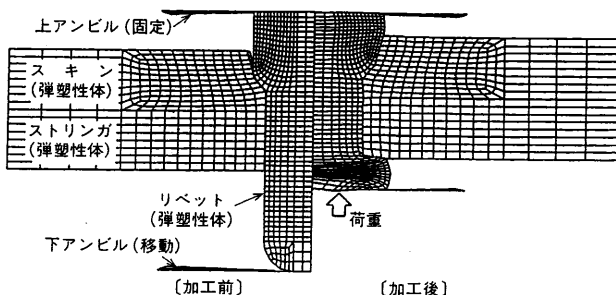


図4 ショットピーニング成形後の実機上面外板の外観 ショットピーニング成形後の外板をテンプレート上で曲面チェックしている。
Appearance of upper wing skin after shot peen forming

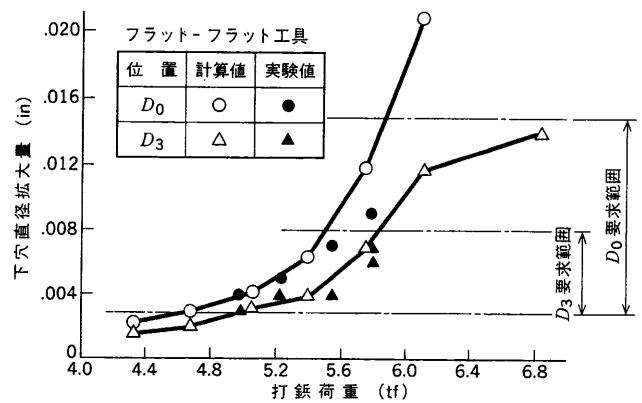
表2 打鉚試験片とその数値解析用材料特性値
Configuration, dimension and material data for deformation analysis of slug rivet installation

スキン・ストリンガ	形状・寸法
・材料 2024-T3 ・材料特性値 $E=7400 \text{ kgf/mm}^2$ $\nu=0.33$ $\sigma=78.8 \epsilon 0.161 \text{ kgf/mm}^2$	
リベット	
・材料 7050-T73 ・材料特性値 $E=7840 \text{ kgf/mm}^2$ $\nu=0.33$ $\sigma=75.0 \epsilon 0.096 \text{ kgf/mm}^2$	

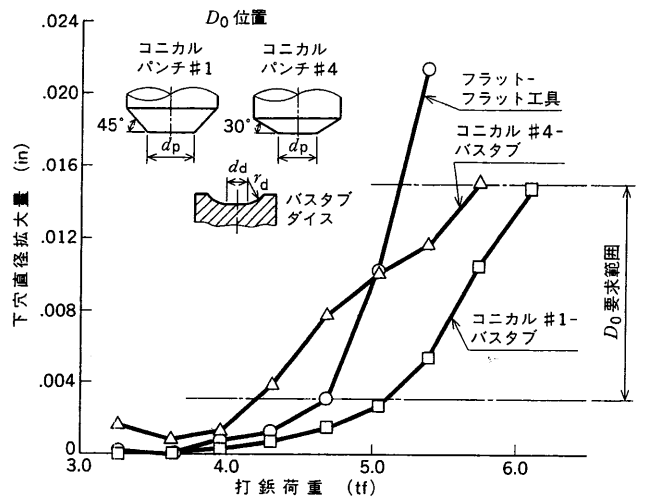
要素分割 (含、変形状況解析例)



ンに沿って、それよりも高いインテンシティで帯状にショットピーニングすることによって、スパン方向曲面を得るようにした。条件設定に当っては、あらかじめ弾塑性解析を行ってキंक部曲率を得るためのインテンシティ及び投射領域を求めた。これに基づいて実大外板を成形した結果、ほぼ目標曲率は得られたが、周囲から当該部が局部的に盛上がる傾向が見られた。このため最終的には帯状ピーニング部をカバーするように修正ピーニングを施すことによって、曲面接続がスムーズとなった。最終成形品の外観は図4に示すとおりであり、所定の曲面検査法にて要求精度を満足することを確認した。



(a) 穴径拡大量に及ぼす打鉚力の影響 (フラット-フラット工具)



(b) 穴径拡大量に及ぼす工具形状、打鉚力の影響

図5 穴径拡大量に及ぼす各種因子の影響解析結果 穴径拡大量に対する工具形状、打鉚力の影響を計算値で示した。
Analysis and experiment on effect of tool geometry and riveting force on interference

3. スラグリベットの实用化試験

3.1 スラグリベット装着試験

3.1.1 供試体及び解析・試験方法

スラグリベットは一般に直径に比べて長いので、打鉚荷重による座屈や部材外自由掘込み部でのたる型変形の傾向が強く、長手方向に均一な軸径増加を得ることは、かなり難しい。そこで本項では、リベットの下の穴充満度に及ぼす打鉚工具の形状・寸法並びに打鉚力等関連因子の適正範囲設定を目的として数値解析及び打鉚試験を行った。

供試リベットは、実機使用予定の材質 7050-T73、軸径 1/4 in の半成形頭スラグリベットを代表例に取上げた。相手部材は、主翼下面外板をシミュレートして 2024-T3 板材とし、その下穴寸法は標準サイズとされる表2の数値を採用した。解析及び試験における主要因子としては、打鉚工具の形状・寸法、打鉚荷重としそれらの充満度分布に及ぼす影響を調べることにした。解析は、動的陽解法を用いた有限要素コード (LS-DYNA) を用いた。表2に、これを用いた材料特性値及び要素分割を示す。

3.1.2 解析・試験結果

図5に、リベットの充満度 (下穴直径拡大量) に及ぼす各種加工因子の影響を、解析的・実験的に調べた結果を示す。

高打鉚荷重域における皿頭外周位置 (D_0) での実験値と解析値の差が大きいのは、打鉚に伴うリベット頂面の表面状態変化によって、工具との間の摩擦係数が変化していくためと考えられる。

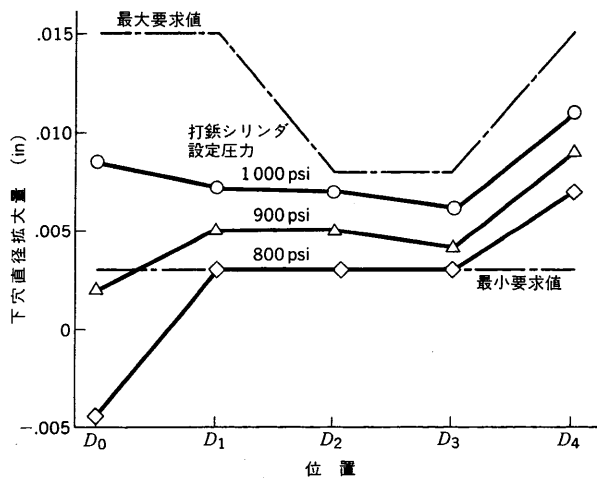


図6 穴径拡大分布に対する打鋸力の影響 穴径拡大量が打鋸力によって改善されることを示した実験結果。
Effect of riveting force on interference

しかし、その影響の少ない低荷重域及び部材分割部 (D_3) では実験値と計算値は良く合っており、実用的に十分な精度で計算し得ることが確かめられた [図5(a)]。皿頭外周位置 (D_0) を代表例として、打鋸工具形状の影響を解析した結果を図5(b)に示す。充満度要求を実生産で安定して確保するには、広い打鋸荷重域で要求値を満たすことが望ましく、その観点からはコンカルパンチとバスタブダイスの組合せが有利なことが分かった。

図6は、上記解析結果から選定したコンカルパンチとバスタブダイス組合せの下で、充満度分布に及ぼす打鋸荷重の影響を実験的に調べた結果である。打鋸荷重が低い場合には、特に皿頭上面の充満度が不足しているが、打鋸荷重増大に伴って改善されており、適正な打鋸力範囲の存在することが分かる。

3.2 スラグリベット継手の疲労試験

3.2.1 供試体及び試験方法

上述のように、スラグリベットは下穴を拡大した後弾性復帰するため、板材穴周囲に円周方向圧縮応力が残留し、継手の疲労強度向上が期待される⁽⁵⁾。この効果を確認するため、設定した打鋸条件の下で継手試験片 (図7参照) を製作し、電気油圧式疲労試験機 (最大容量: 10 tf, 試験周波数: 15 Hz) を用いて、応力比 0.1 の片振り疲労試験を実施した。比較の基準としては、普通リベット (MS 20426) 及び冷間加工穴へのスラグリベットの普通打鋸 (充満度制御しない通常打鋸) とした。

3.2.2 試験結果

図7に試験結果を示す。専用自動打鋸機で充満度コントロールして打鋸した継手の疲労寿命は、普通リベット (MS 20426) 継手のそれに比べて約5倍に延びており、明らかな改善効果が認められている。また、下穴をあらかじめエキスパングにて約1.5% 塑性加工 (冷間加工) した後、スラグリベットを充満度コントロールせず打鋸した場合も、ほぼ同様な結果を示している。これらの結果は、D.L.Swartz らが既に報告⁽⁵⁾しているように、いずれも穴周りに生じた円周方向圧縮残留応力が、外力による引張応力の最大値を減少するように作用するためと解釈される。

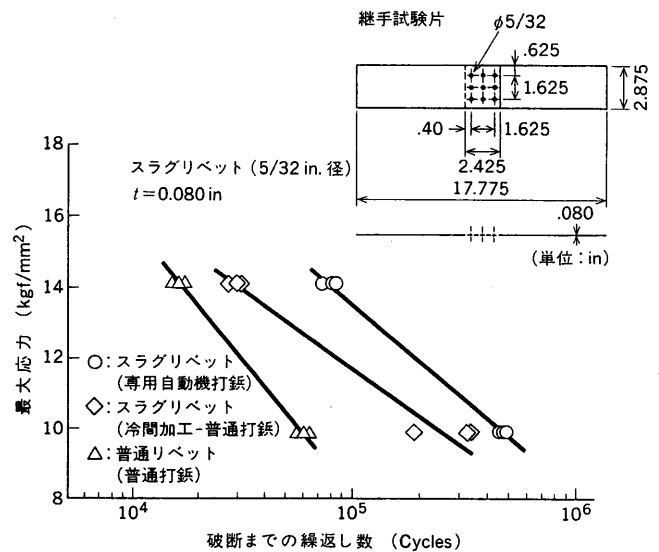


図7 各種リベット継手の疲労試験結果 各種リベット継手のS-Nカーブを比較。
Comparison of S-N curve of joint installed by various rivets

以上の結果から、前項で設定したスラグリベット打鋸条件が継手疲労強度性能面からも適切な範囲であることが、確認された。

4. む す び

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法として、金型を使用しない低コスト型のショットピーン成形法及びシールコスト低減型のスラグリベット装着法を対象に、数値解析・基礎試験及び実機適用試験を行い、次の結論を得た。

- (1) ショットピーニングによる板面内残留応力の板厚方向分布実験値は、H.Guechichi らに基づく計算結果とほぼ合致しており、アルミニウム合金薄板にも適用し得ることを確かめた。
- (2) これに伴う板変形量は、板厚とインテンシティで一義的に整理でき、これを変形量の管理パラメータとして変肉・キंकを有する実機外板の成形に適用し得ることを確認した。
- (3) スラグリベットの穴径拡大分布は、打鋸工具の形状及び打鋸力が影響し、コンカルパンチとバスタブダイスの採用並びに部材板厚組合せごとの適正打鋸力の設定が重要なことが分かった。
- (4) 適正条件下で打鋸されたスラグリベット継手は、普通リベット継手に比べて疲労寿命が約5倍に延び、従来の冷間加工穴継手と同等以上の耐疲労性向上が期待できることを確かめた。

参 考 文 献

- (1) GLOBAL EXPRESS SYSTEMS, CANADAIR Bulltin (1995-9)
- (2) 例えば, Baughman D.L., Peen Forming, Machine Design (1970-12) p.156
- (3) Speller T.H. et al., Fuel tight Fastening by automatic machine, AIRCRAFT ENGINEERING (1972-2) p.4
- (4) Guechichi H. et al., Predicting Residual Stresses Due To Shot-Peening, Impact Surf. Treat (1986) p.11
- (5) Swartz D.L. et al., Machined fastened joints-Their Use in Aerospace Structures, 15th Nat'l Sympo. of the Soc. of Aerospace Mat'l and Process Eng'g (1969-4) p.601