

航空機スキン部品の成形精度予測に関する研究

○佐々木 颯翼 日大生産工(院)

河野 亮 三菱重工業(株)

高橋 進 日大生産工

1 緒言

近年, 航空機部品は CAD/CAM システムを導入することで精度が向上してきており, 相互の部品の基準穴どうしを合わせるだけで位置決めが可能なホール to ホール組立法が実用化されてきている. 各航空機製造メーカーではホール to ホール組立法を生産に採用して組立治具等のコストダウンを実現している. しかしながら, 本方式を実用化するためには, 塑性加工部品の精度向上が必要不可欠であり, 各航空機製造メーカーでは成形シミュレーション技術を導入して精度向上に取り組んでいる^{1)~2)}. 航空機外板部品にはアルミニウム合金が主に使用されるためスプリングバックによる変形が大きい特徴があり, 高精度にスプリングバック予測できる解析手法が切望されている.

本報では, 航空機外板部品に用いられる各種アルミニウム板材の引張曲げ時のスプリングバックに機械的特性が及ぼす影響について実験結果と FEM 解析結果を比較したので報告する.

2 引張曲げ実験

2.1 実験装置

実験治具および金型寸法を Fig.1, Fig.2 に示す. 実験では引張試験機(島津製作所製オートグラフ AG-100kNX)を使用した. これに金型を固定し, 供試材を金型の曲率(R1500)に沿わせるようにして引張り曲げ成形を行った. 引張試験機は上下に動くチャックが一つしか備え付けられていない為, ストレッチ成形のように素材の両端をつかんで引張ることができない. そこで試験片の片側に穴を開け, L 型の固定プレートとボルトにて金型に固定した. プレートは試験片と接する面に引張試験機のチャック部と同じ溝を掘り, ボルトで締め付けて溝が素材に食い込むように固定を行った.

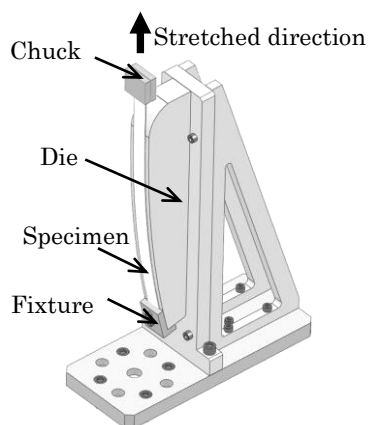


Fig.1 Experimental jig

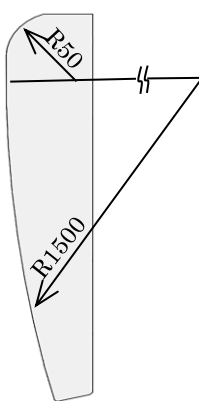


Fig.2 Dimensions of die

2.2 供試材

供試材は, 航空機外板部品として使用されている代表的な 2 種類のアルミニウム合金板 A2024-T3 と A7075-T6 を使用した. A2024-T3 と A7075-T6 の板厚はそれぞれ 1mm, 1.3mm である. これらの板材の圧延方向を試験片の長手方向として, 長さ 500mm, 幅 25mm に加工した. 供試材の機械的性質を Table.1 に示す.

Table.1 Mechanical properties of specimen

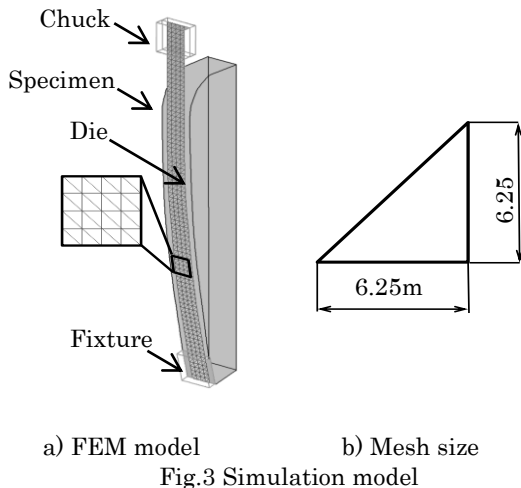
	2024-T3	7075-T6
Young modulus (GPa)	69.9	70.5
Poisson ratio	0.33	0.33
Yield stress (MPa)	325	490
F value (MPa)	2,880	1,900
n value	0.49	0.67
r_0 (Rolling direction 0°)	0.65	0.55
$r_{45}(45^\circ)$	0.88	1.06
$r_{90}(90^\circ)$	0.69	0.54

2.3 実験条件

本実験では, 実際の成形と同様に初期ひずみ速度は $1.5 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$, 伸び量が約 1.9%, となる条件を選択し, 成形後の曲率半径を計測した. 成形後のスプリングバックは成供試材を引張試験機のチャックに固定し吊り下げた状態でレーザー変位計(KEYENCE 社製レーザー変位ヘッド LK-H155)により形状計測を行った. レーザー変位計を引張試験機に固定し引張試験機のチャックを上昇させて水平方向の変位量を測定した. 原点は試験片を固定したチャック部とし, そこから下方 95mm の位置(金型成形領域)から 50mm 間隔にて変位量を計測した. 供試材本数は 6 本とし, 成形前に試験片の反り量を上記と同様の方法で計測した. 成形後の曲率半径は前述測定点のうち隣接する 3 点の座標から計算により求めた.

3 引張曲げ解析

変形解析には板成形用解析ソフト Stampack Ver6.2.5 を使用した. 解析で使用した要素は 3 角形 1 次の Shell 要素とし, 要素の短辺の長さは 6.25mm とした. 2 項のスキン部品引張曲げ実験をモデル化し実験結果との比較のため解析を行った. 解析後の曲率半径は, 2.3 項の成形後供試材をチャックでつかんで吊り下げた状態を模擬し, 重力による自重変形を考慮した解析を行った.



4 結果及び考察

4.1 引張曲げ成形試験及び解析結果

引張曲げ成形を行った後の供試材曲率半径計測結果をFig.4に示す。曲率半径は供試体全ての平均値を示す。金型の曲率半径1500mmに対してA2024-T3材は約250mm, A7075-T6材は約200mm曲率半径が大きい値を示した。全ての領域においてA2024-T3材の方がA7075-T6材よりも曲率半径が大きくなる傾向が認められた。引張曲げ成形解析により計算した供試材曲率半径は測定部位に依存せず、全ての領域にて一定の値を示した。全ての領域において実験結果と同様にA2024-T3材の方がA7075-T6材よりも曲率半径が大きくなる傾向が認められた。金型の曲率半径1500mmに対してA2024-T3材は約150mm, A7075-T6材は約100mm曲率半径が大きくなる値を示した。解析結果の方が実験値よりも約100mm程度小さい値を示しており、解析モデルについては定量値の予測精度向上に関する検討が必要と考えられる。

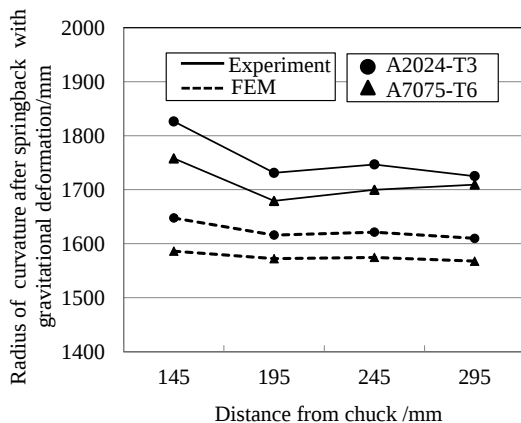


Fig.4 Radius of curvature of test pieces after springback with gravitational deformation

4.2 考察

降伏応力が高いA7075-T6がA2024-T3よりもスプリングバックが小さくなった理由について考察する。引張力が負荷されない通常の曲げの場合は板厚断面の外周側が引張、内周側では圧縮による塑性降伏が発生し、中央部は必ず引張応力から圧縮応力に移行する領域がある。そのため塑性降伏しない弾性変形領域が存在する。一方、引張曲げ成形の場合は板厚断面の外周側と内周側はどちらも引張による塑性降伏が発生するため、板厚断面で引張から圧縮へ移行する時の弾性成分を考慮する必要が無い。この時の板のスプリングバック後の曲率半径の計算は以下

下の式で示される。曲げモーメント M は

$$M = b\rho^2 \int_{\varepsilon_i}^{\varepsilon_o} \sigma(\varepsilon+1) d\varepsilon \quad (1)$$

直線加工硬化塑性域の式は

$$\sigma = \frac{\sigma_c E}{(E+F)} + \frac{EF\varepsilon}{(E+F)} \quad (2)$$

(2)式の第二項を(1)式に代入し、 $\varepsilon_o = t/2\rho$, $\varepsilon_i = -t/2\rho$ で積分すると

$$M = \frac{bEFt^3}{12\rho(E+F)} \quad (3)$$

スプリングバック後の曲率半径 ρ' は

$$\frac{1}{\rho'} = \frac{1}{\rho} - \frac{M}{EI} \quad \rho' = \frac{F}{E}\rho + \rho \quad (4)$$

ここで t :板厚, I :断面 2 次モーメント, ε_o :外周面における曲げひずみ, ε_i :内周面における曲げひずみ F : Δ 塑性応力 / Δ 塑性ひずみ, ρ :金型曲率半径である。本式から、スプリングバック後の曲率半径は F : Δ 塑性応力 / Δ 塑性ひずみに依存する。このことは降伏応力の値に依存しないことを意味している。理論式から求めた曲率半径をFig.5に示す。理論値は自重変形量を考慮していないため、実験値および解析値よりも小さな曲率半径を示したが実験値と解析値と同様に2024-T3の曲率半径が大きくなる傾向が確認された。

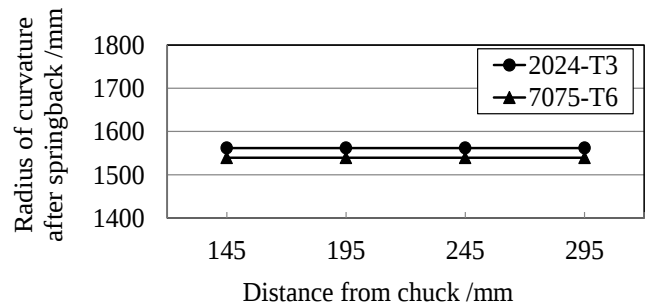


Fig.5 Comparison of the theoretical value of the amount of springback

5 結言

航空機外板部品に用いられる各種アルミニウム板材の引張曲げ時のスプリングバックにつき実験結果とFEM解析結果を比較し機械的特性に及ぼす影響につき評価した結果、以下の結論が得られた。

- (1) 実験結果と解析結果共に2024-T3材の方が7075-T6材よりも曲率半径が大きくなる傾向が認められた。
- (2) ストレッチ成形のスプリングバック量は降伏応力の値に依存せずに、 Δ 塑性応力 / Δ 塑性歪の大小が影響を及ぼすと考えられる。
- (3) 解析モデルについては定量値の予測精度向上のため、 F 値に影響を及ぼす板厚断面の外周側と内周側のひずみの発生挙動に対する検討が必要と考えられる。

参考文献

- 1) A. Kono, et al: Numisheet 2014, (2013), 736-739.
- 2) 河野亮ほか: 平 26 塑加春講論, (2014), 97-98