

航空機部材の成形および
自重変形解析に関する研究

機械工学専攻

河野 亮

目次

英文概要

第1章 緒論	1
1.1 研究の背景	1
1.1.1 航空機の機体構造と組立技術	1
1.1.2 航空機用板材成形部品の高精度化へのシミュレーションの ニーズ	6
1.1.3 航空機部材成形シミュレーション	7
1.2 板材のプレス成形のスプリングバックシミュレーションにおける 従来の研究と現状	8
1.3 本研究の目的と概要	10
第2章 航空機用アルミニウム合金板のストレッチ成形におけるひずみ 予測	17
2.1 ストレッチ成形の概要	19
2.2 単軸引張試験	22
2.2.1 供試材	22
2.2.2 実験方法	23
2.3 単軸引張解析によるひずみ予測	24
2.4 単軸引張における成形ひずみ予測結果及び考察	27
2.5 ストレッチ成形試験	34
2.5.1 供試材	34
2.5.2 実験方法	34
2.6 ストレッチ成形解析によるひずみ予測	36
2.7 ストレッチ成形時におけるひずみ予測結果及び考察	39

2.8 結論	45
第3章 スプリングバック解析精度に有限要素モデルが及ぼす影響	47
3.1 ストレッチ成形におけるスプリングバック解析	48
3.1.1 解析モデル	48
3.2 結果と考察	51
3.2.1 収束判定条件による影響	51
3.2.2 ブランクメッシュサイズによる影響	52
3.2.3 板厚方向積分点数による影響	53
3.2.4 降伏関数の影響	55
3.3 結論	56
第4章 航空機スキン自重変形の予測	58
4.1 自重変形試験	59
4.1.1 試験片	59
4.1.2 計測方法	59
4.2 自重変形解析	62
4.2.1 静的陰解法による有限要素解析	62
4.2.2 動的陽解法による有限要素解析	65
4.3 結果及び考察	68
4.3.1 四角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析結果	68
4.3.2 三角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析結果	70
4.3.3 三角形シェル要素による動的陽解法有限要素解析結果	71
4.4 結言	77
4.4.1 静的陰解法による自重変形解析	77
4.4.2 動的陽解法による自重変形解析	77

第5章 航空機スキン材引張曲げ成形の予測	80
5.1 引張曲げ成形後のスプリングバック実験	81
5.1.1 実験装置	81
5.1.2 供試材	83
5.1.3 実験条件および計測方法	83
5.2 引張曲げ解析	85
5.2.1 四角形シェル要素を用いた静的陰解法解析	85
5.2.2 四角形平面ひずみ要素を用いた静的陰解法解析	88
5.2.3 三角形シェル要素を用いた静的陰解法解析	89
5.3 結果及び考察	92
5.3.1 四角形シェル要素を用いた静的陰解法解析による曲率半径 解析結果	92
5.3.2 四角形平面ひずみ要素を用いた静的陰解法解析による曲率 半径解析結果	94
5.3.3 三角形シェル要素を用いた静的陰解法解析による曲率半径 解析結果	95
5.4 引張曲げ成形解析の精度に対する理論式からの考察	98
5.5 引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測試験	101
5.5.1 実験装置	101
5.5.2 供試材	102
5.5.3 試験方法	102
5.6 引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測試験の解析	103
5.7 引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測試験結果 および考察	103

5.8 引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦 依存性をモデル化した解析結果	108
5.9 結論	110
第6章 航空機スキン変形解析	112
6.1 航空機スキン部品成形工程解析	113
6.1.1 四角形シェル要素静的陰解法の解析方法	114
6.1.2 三角形シェル要素動的陽解法の解析方法	116
6.2 ストレッチ成形後の部品形状測定試験	118
6.3 三角形シェル要素動的陽解法を用いた航空機スキン自重変形 解析における解析時間短縮に関する検討	120
6.3.1 解析方法	120
6.4 四角形シェル要素静的陰解法を用いた航空機スキン変形解析結果	123
6.4.1 引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存 性のモデル化の効果	123
6.5 三角形シェル要素動的陽解法を用いた航空機スキン変形解析結果	125
6.5.1 引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存 性のモデル化の効果	125
6.6 三角形シェル要素動的陽解法を用いた航空機スキン自重変形解析 における解析時間短縮に関する検討結果	127
6.7 結論	129
第7章 結論と今後の課題	131
7.1 結論	131
7.2 今後の課題	133
謝辞	134

Study on Forming and Gravitational Deformation Analysis for Aircraft Structures

Akira Kono

Recently, the accuracy of aircraft part has increased as a result of introducing computer-aided design and computer-aided manufacturing systems. There have been attempts to manufacture parts using the hole-to-hole assembly method which leads to lower the costs. However, to use this method, it is necessary to improve the prediction accuracy for aircraft part dimensions, especially for aircraft fuselage skins. The skins are manufactured by stretch forming. Aluminum alloys used for skins exhibit large springback greater than steel. It is therefore necessary to develop simulation technologies to predict the springback of skin stretch forming for the purpose of designing a die. In addition, a skin is deformed by its own weight at all times because of the large but thin shapes of skin panels. To predict accurately the parts shapes after forming, not only springback but also own-weight deformation must be considered. The purpose of this study is to improve the accuracy of stretch forming analysis by FEM of sheets with a large aspect ratio.

First, strain behavior of aluminum alloy sheets in stretch forming process of aircraft skin is investigated. It is clear that aircraft skin stretch forming process is mainly dominated by unidirectional stretching condition by comparison between the strain behavior of actual production and that of axial tensile test.

Second, own-weight deformation and the springback of stretch forming are examined. Several basic experiments are conducted and the FEM model results are compared against experimental forming data. From the experiment and theoretically consideration, the new model of material properties and better parameters are proposed.

Finally, the actual stretch forming simulation is conducted. The simulation results are in good agreement with experiment. It is confirmed that this approach method is effective to predict the springback of stretch forming.

第1章 緒論

1.1 研究の背景

1.1.1 航空機の機体構造と組立技術

図 1.1 に代表的な機体の構造例を示す¹⁻¹⁾。図から明らかなように、現代の航空機機体は、金属製外板そのものにも曲げ応力およびせん断応力に抗する力を受け持たせる、いわゆる応力外皮構造と呼ばれる構造様式が採用されている。すなわち、胴体では外板(スキン)、機体の長手方向に沿って曲げ荷重を受け持つ縦通材(ストリンガー)と長手方向に並んで構造を所定の形に保つ円筒(フレーム)がその主要構成部材である。

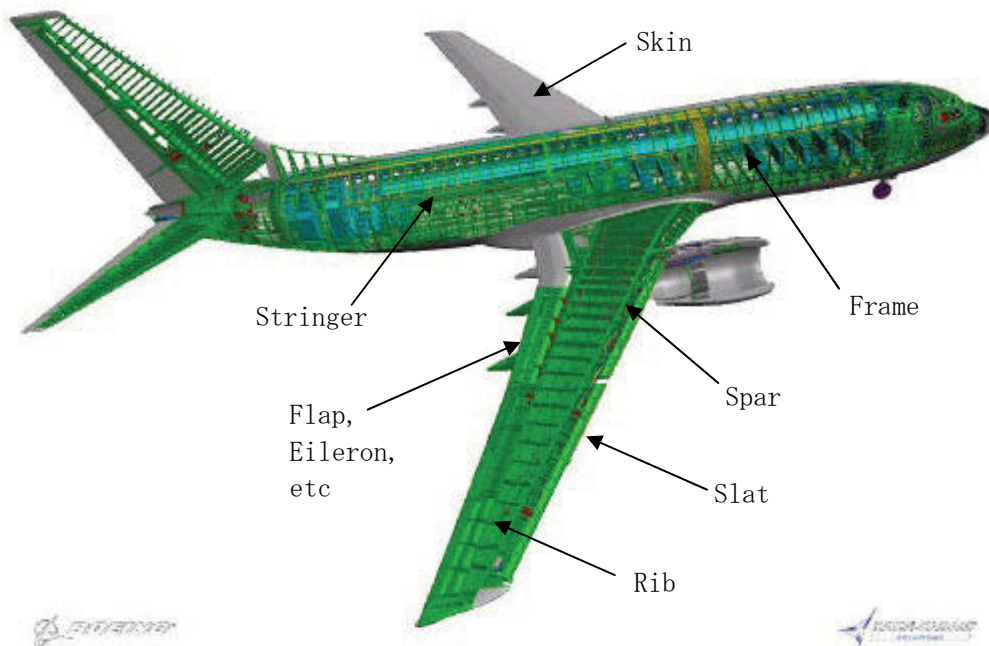


図 1.1 代表的な機体の構造例¹⁻¹⁾

主翼ではスパン方向(長手方向)に沿って配置される前後の桁材(スパー)およびストリンガー、スパン方向に並んでコード方向(周方向)の空力曲面を保つ小

骨(リブ)ならびに外板(スキン)から構成される主構造体兼燃料タンクに、前縁(スラット)、後縁動翼(フラップ、エルロン、スポイラーなど)が組み込まれる。

図 1.2 は、機体主要部の構造をより詳しく示したものである¹⁻²⁾。航空機は規模が大きく著しく多くの構成部品から成り立つ。組立は幾つかのサブ組立に分割し、これを結合して全体構造を組み立てる。航空機構造では、ファスナー(リベット、ボルトなどの締結部品)により組み立てるのが特徴である。リベット結合は疲労強度、気密保持などに優れる一方、取り付けの品質管理が難しく熟練を要し、各ファスナー単位でドリル、皿取、シーリング、締結などの工程が必要で、著しく多くの手間がかかる。大型機(例:Boeing777)の場合1機当たり100万本以上のファスナーを用いる。

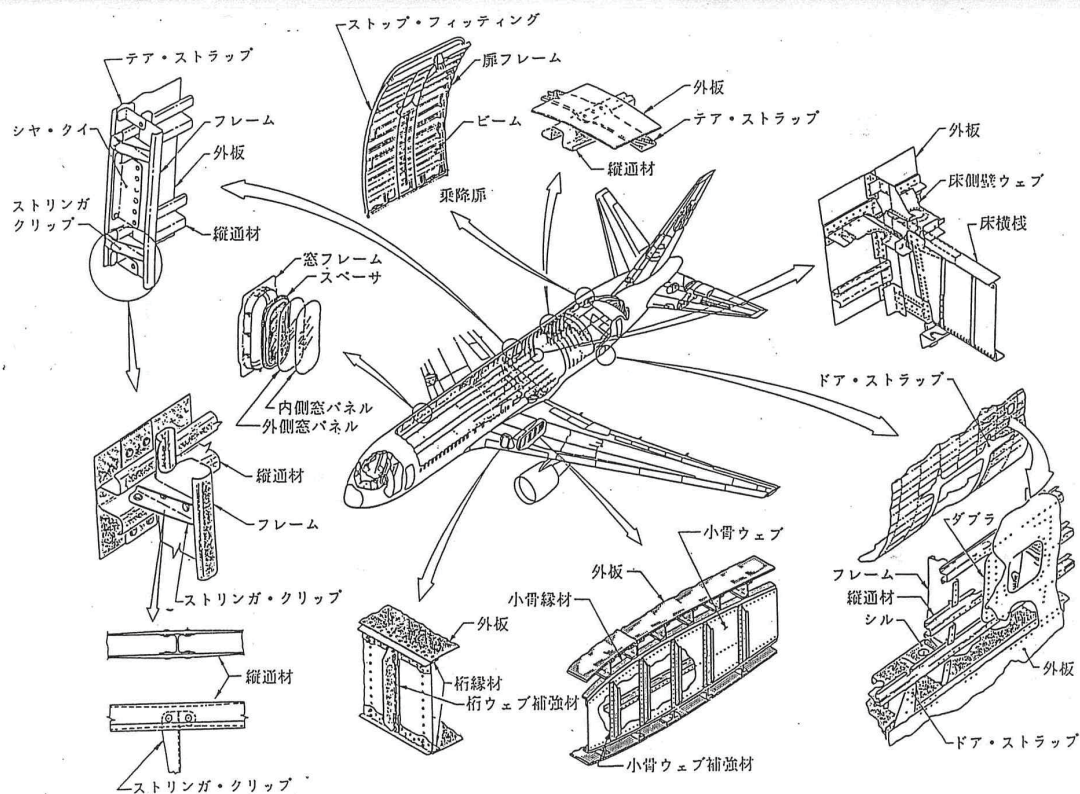
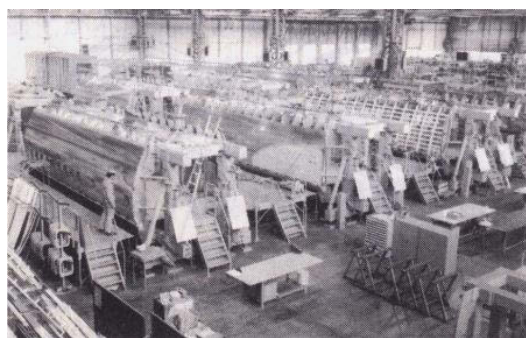
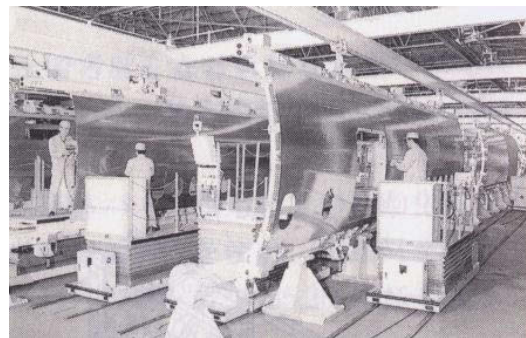


図 1.2 機体主要部の構造¹⁻²⁾

構造組立を行う基本的な工程は、部品どうしを位置決めし、穴をあけてリベットなどの各種ファスナーを使用して締結する作業である。航空機は、空力性能を確保するため、翼や胴体などの複雑な曲面を高い精度で組み立てなければならない。部品やサブ組立品の位置決めは、30年前までは部品の大型化および高精度加工が困難であったため、構造は多数の小部品をリベット結合で組み立てた。このため、サブ組立から最終組立まで精度を確保するには大小様々な治具を製作し、膨大な作業面積、人員、費用が必要であった。図 1.3¹⁻³⁾に航空機部組立方式の例を示す。従来の組立方式に示すような部品を位置決めする大型据え置き型治具は、対象とする機体専用に製作し、派生型機、新型機に対応する度に改修・増設され、高コストの要因であった。また、組立職場はリベット打鉋時の振動・騒音が大きいことや、重い工具類を持って複雑供給部の作業をしなければならないという問題もある。



a) Conventional assembly



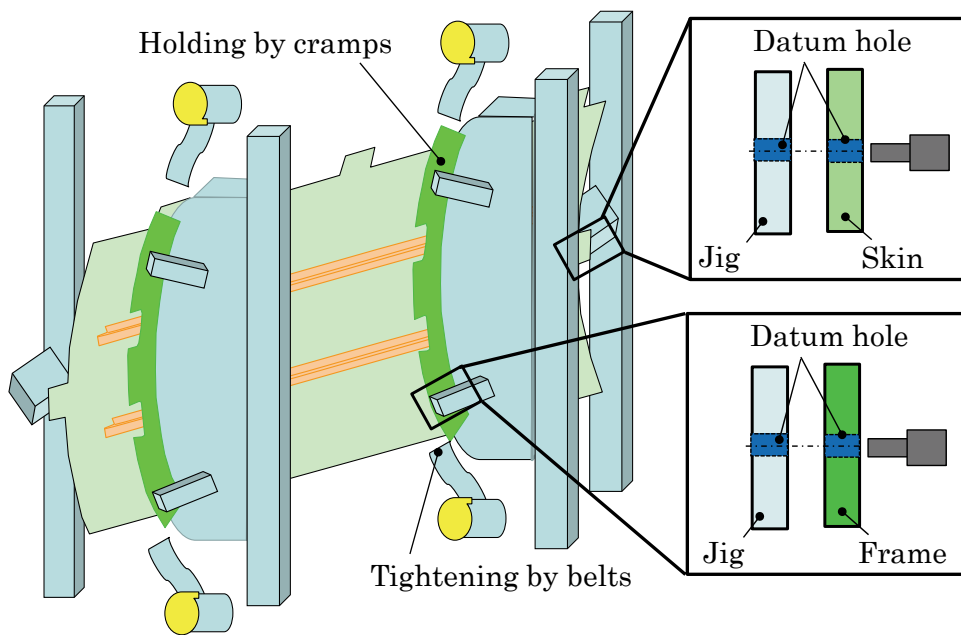
b) Hole to hole assembly

図 1.3 航空機部組立方式の例¹⁻³⁾

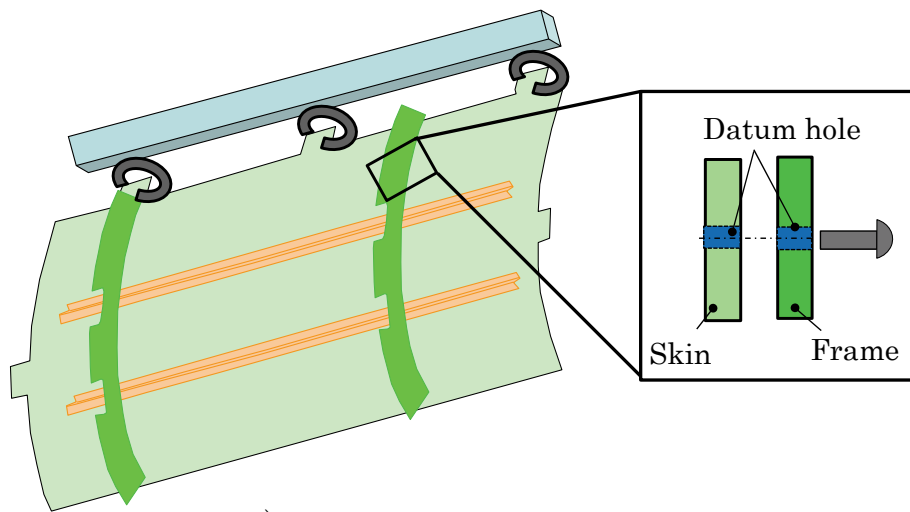
近年、欧米航空機メーカーの再編、世界的な軍需の減少など、国際競争が世界的に激化している。このような背景の中、国際競争に生き残るためには、高い品質レベルを維持しながらのコストダウンが求められている。航空機部品は

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、組立治具を使用して組み立てる従来工法から、あらかじめ部品に穴を明けておき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 (Determinant Assembly) が実用化されている^{1-4)~1-8)}。

図 1.4 にスキンとフレームの組立を例に挙げた、従来の組立法とホール to ホール組立法の概略を示す。a) に示す従来の組立法では、スキンとフレームを治具により位置決め後組み立てる。従来の部品は寸法精度が低く相手側の形状と合致しなかった。そのためベルトにより治具に矯正する必要があり、用いられる治具の精度維持コストが大きく、さらにスキンやフレームの形状に合わせた大型形状の治具を工場内に多数配置しなければならないため、作業スペースを圧迫する要因となっていた。一方、ホール to ホール組立法は、形状矯正を必要としない高精度な部品の使用を前提とした組立方式である。部品の相互に設けた基準穴同士を合わせることで位置決めを行うことが可能となり、ハンガーで保持されたスキンに直接フレームを合致させそのまま締結を行うことができる。ホール to ホール組立法の利点は、組立ロケータやコンタバーなどの治具が最少で済み、比較的簡素な組立治具や移動式の簡素で軽い固定治具で組立ができる点であり、Boeing 社を始めとする各航空機製造メーカーではホール to ホール組立法を単純形状の機体部位に採用して組立治具などのコストダウンを実現している。また、組立治具が削減されることにより、組立作業者の作業スペース確保につながり生産性向上による低コスト化も実現している。



a) Conventional assembly



b) Hole to hole assembly

図 1.4 従来の組立法とホール to ホール組立法の概略

1.1.2 航空機用板材成形部品の高精度化へのシミュレーションのニーズ

ホール to ホール組立技術を実用化するためには、部品を組立可能な精度で製造する必要があるが、プレス成形部品は一般的に機械加工部品や CFRP などの複合材成形部品に比べて部品精度が悪い。プレス加工は板材に永久変形が生じる力を金型に加えて成形するため、成形終了時点での成形品内には、残留応力が発生する。したがって成形終了後に金型を開いて、成形品を金型から取り出すと、残留応力により必ず弾性変形が生じるため、部品は最終的に必ず成形金型と異なる形状になる。この現象をスプリングバックと呼び、スプリングバック変形を精度良く予測し、あらかじめ成形金型に反映しておく(見込みという)ことが成形品の高精度化のためには重要である。

プレス加工に用いる多くの金型は過去の見込み実績値などによるデータに基づき設計を行っているが、ストレッチ成形法は成形部品の素材全体に塑性変形を与え 2~10%の永久ひずみが残る程度に成形加工を行うためスプリングバック変形量が比較的小さい特徴がある。そこで金型にスプリングバックを見込まずに成形する工法が一般的であったが、近年はホール to ホール組立法の適用に対する要求から航空機スキンについてもスプリングバック変形を予測する高精度化技術が求められている。航空機スキンの場合、空力性能を高めるために複曲面でかつ微妙な曲率変化を有していることから航空機スキン部品のスプリングバック変形をどのように正確に予測するかが課題であった。これらの課題に対し、近年は CAE 技術が発達し、板材成形シミュレーション用ソフトが多数市販されており、数値シミュレーションによりスプリングバック変形を計算することが可能になっている¹⁻⁹⁾。しかし、航空機スキン部品はサイズが大きいことに伴いコンピュータ演算能力の制約上 FEM 解析メッシュのアスペクト比が大きくなりがちであり、これによる精度悪化が課題となっている¹⁻¹⁰⁾。

1.1.3 航空機部材成形シミュレーション

航空機部材成形シミュレーションとしては、燃料タンクの超塑性バルジ成形の板厚予測が最初である¹⁻¹¹⁾。以前はコンピュータも発達しておらず各自独自の有限要素コードを開発して使用していた背景から、経験的に予測することが難しい特殊用途でかつ単純な形状に限定されて用いられていた。コンピュータの発達により市販ソフトが販売されるようになってから、国内では1997年頃から汎用コードMARCを用いて超塑性成形シミュレーションを行った事例が報告され始め¹⁻¹²⁾、近年での航空機部品に用いた事例として、超塑性成形¹⁻¹³⁾のみならずバーソンホイロン法加工における皺発生予測¹⁻¹⁴⁾、ピーン成形形状予測解析^{1-15), 1-16)}まで様々な解析事例が報告されている。海外においても、国内と同様で最も多い解析は超塑性成形シミュレーションであり製造時における成形圧力条件の最適化事例が多数報告されている^{1-17)~1-19)}。その他にはピーン成形解析¹⁻²⁰⁾、クリープ成形解析¹⁻²¹⁾、外板ストレッチ成形解析^{1-22)~1-24)}やハイドロフォーミング成形時のスプリングバック変形解析¹⁻²⁵⁾及びハイドロフォーミング成形における板材のネスティング形状の逆解析(成形後の形状から平板に戻す、成形工程と逆の解析する手法)¹⁻²⁶⁾、近年ではCFRPなどの複合材板のプレス成形シミュレーション¹⁻²⁷⁾まで幅広い成形シミュレーションが行われている。

1.2 板材のプレス成形のスプリングバックシミュレーションにおける従来の研究と現状

近年、車体の軽量化を目的としてアルミニウム合金板や高張力鋼板の使用量が自動車業界を中心に伸びている¹⁻²⁸⁾。これらの材料はスプリングバックによる離型後の変形が普通鋼板と比較して大きいため、高精度にスプリングバック変形量を予測できる解析手法が切望されている。故に板材成形シミュレーションによるスプリングバックの予測の研究が主に自動車業界にて積極的に行われているが、高精度にかつ安定して解が得られる手法は未だ確立されていないのが現状である。

金属板材のプレス成形におけるスプリングバックの FEM による解析精度は、予ひずみが付与されると除荷時の弾性係数が変化する現象^{1-29~1-31)}、要素数や積分点数などの解析パラメータ¹⁻³²⁾、金型の弾性変形¹⁻³³⁾、要素の種類などに影響を受ける。また、動的陽解法、静的陰解法及び静的陽解法などに代表される時間積分の手法も、スプリングバック解析精度に大きな影響を及ぼすことが報告されており¹⁻³⁴⁾、これらの内容に関する研究が積極的に行われている。特に近年では、材料モデリングがスプリングバックの予測精度に及ぼす影響に関する研究が積極的に行われている¹⁻³⁵⁾。均等曲げのスプリングバック計算値で例えば 90° も曲げた場合、Hill の二次降伏条件式を仮定した場合と Hosford の 6 次降伏条件式を仮定した場合にスプリングバック角度が大きく異なることが報告されている¹⁻³⁶⁾。故に二軸引張試験法により正確な降伏曲面を求めスプリングバック予測精度を高める研究が多く行われている^{1-37), 1-38)}。

航空機部材のプレス成形におけるスプリングバックシミュレーションの研究事例は自動車部材に比べて少ない。

海外では前述した航空機組立工程のニーズから、シミュレーションによるス

トレッチ成形後のスプリングバック予測の試みが、米国では Boeing 社にて 1993 年から開始され、2002 年頃には航空機スキンの製造に実用化されているとの報告があるが、スプリングバックシミュレーションに関する報告は本事例のみに留まっている^{1-39), 1-40)}。本シミュレーションは板厚 1~5mm、幅 2.3m、長さ 6~12m の板を要素数 4,000 にて実施しており、板厚に対するメッシュアスペクト比は最大で 80 と大きい。部品サイズは比較的大きい一方、板厚は薄いため部品そのものは自重によるたわみなど重力の影響を受けやすい。しかしながら、自重変形に関する検討はされておらず、スプリングバック変形量の解析精度の定量評価が不十分であるのが課題である。

国内においても、三菱重工にてシミュレーションによるスキンのトレッチ成形におけるスプリングバックの予測が試みられており、定量評価がされているが、これらの事例はスプリングバックの予測精度が悪く、実機部品の試作までにとどまり実機製造に適用できるレベルとなっていない^{1-10), 1-41)}。

航空機外板部材は、自動車で用いられている鋼と異なりアルミニウム合金やチタン合金が主で鋼のヤング率の 1/3 もしくは 1/2 であるため、スプリングバックによる変形量が大きい特徴がある。また、前述の理由から、スプリングバック予測精度は悪化しやすい。この状況におけるスプリングバック予測技術の向上に関する研究はほとんど行われておらず、解析を成形用金型の設計に適用できるまでには至っていないのが現状である。

1.3 本研究の目的と概要

前節で述べた通り、板材のプレス成形におけるスプリングバックの予測研究については自動車業界で積極的に行われており、降伏関数の最適化による高精度化事例が多数報告されている。しかし、航空機スキン部材は、部品そのものが自重によるたわみなど重力の影響を受けやすく、部品サイズは比較的大きい一方、板厚は薄いため FEM 解析におけるメッシュのアスペクト比も大きくなる傾向がある。航空機部品に合わせたアスペクト比が大きい状況におけるスプリングバックの予測研究はほとんど行われていないのが現状である。そこで、本研究では、航空機部材ストレッチ成形特有の上記影響を考慮したスプリングバック予測技術の向上に関する研究を行う。

本論文は以下の 7 章により構成されている。

第 1 章 緒論

第 2 章 航空機用アルミニウム合金板のストレッチ成形におけるひずみ予測

第 3 章 スプリングバック解析精度に有限要素モデルが及ぼす影響

第 4 章 航空機スキン自重変形の予測

第 5 章 航空機スキン材引張曲げ成形の予測

第 6 章 航空機スキン変形解析

第 7 章 結論と今後の課題

第 1 章では、本研究の背景およびこれまでに行われてきた研究をまとめることにより、本研究の意義および目的を明らかにする。

第 2 章では航空機胴体外板のストレッチ成形解析に用いるアルミ材の材料モデリングを実施する。材料モデリングは単軸引張試験法や二軸引張試験法で対象とする工程に応じて試験法及び降伏関数を選択する。二軸引張試験法は二方

向に引張を付与するため試験片及び試験方法が複雑である。一方、単軸引張試験は一般的な試験装置にて単純に取得可能である。故にその成形による板材のひずみを把握し、スプリングバック予測に重要な材料試験法を絞り込むことは、シミュレーション予測精度を効率的に向上させる上で有益である。本章ではストレッチ成形時に付与されるひずみを実験により測定し、単軸引張試験時に付与されるひずみと比較することにより、材料モデリングの効率化についても検討する。

第 3 章では航空機スキンパネルストレッチ成形の有限要素シミュレーションの精度にモデリング条件やパラメータが及ぼす影響について検討を行う。シミュレーション結果の精度と、メッシュアスペクト比などのシミュレーション条件及び収束判定などのシミュレーションパラメータとの関係を検討し、より良いシミュレーション条件及びパラメータを提案する。

第 4 章では航空機部品に合わせたアスペクト比が大きい状況における自重変形の予測技術の向上を検討する。自重変形解析は金型と材料の接触を計算するため著しく時間がかかる。本章では解析精度のみならず、動的陽解法などの解析手法、メッシュ形状などのパラメータを解析時間の観点からも評価し、航空機部品のようなサイズの大きい解析モデルを実用的な時間で計算することも目的とする。

第 5 章では、引張成形の実験結果と解析結果とを比較しメッシュのアスペクト比が解析値に及ぼす影響を検討する。引張曲げ時の引張方向板厚断面の外周側と内周側のひずみ分布を実験により取得し、金型との摩擦をモデル化し解析によるスプリングバック量の予測精度を向上する方法を提案する。

第 6 章では第 2 章から第 5 章にて得られた知見を用いて航空機胴体外板の実機シミュレーションを行い、スプリングバック予測精度を向上させる手法につ

いて考察する。

最後に第 7 章において本研究を総括し、さらに今後解決すべき課題について言及する。

第1章 参考文献

- 1-1) Darrell A. Wade : Accurate FEA Prediction of Extrusion Forming to Improve Aircraft Design and Manufacturing, Boeing Publication 4B00 #002, (2001) , pp1-6.
- 1-2) 塩谷義 : 航空宇宙材料学, 東京大学出版会, (1997) , pp155-157.
- 1-3) 半田邦夫 : 航空機生産工学, オフィス HANS, (2002) , pp236-238.
- 1-4) 寺田雅一・山上潤・米澤太志 : 低コスト設計生産プロセスの研究, 第 41 回飛行機シンポジウム予集, (2003) , pp766-773.
- 1-5) 田村純一・天田聡・深川仁 : 生産技術の将来動向—組立技術, 第 37 回飛行機シンポジウム予集, (1999) , pp193-196.
- 1-6) Daniel E. Whitney : MECHANICAL ASSEMBLIES, OXFORD UNIVERSITY PRESS , New York, (2004) , pp213.
- 1-7) Muske, S. : Application of Dimensional Management on 747 Fuselage, SAE Paper 975605, (1997) , pp1748-1753.
- 1-8) Hartmann, J., Meeker, C., Weller, M., Izzard, N. et al. : Determinate Assembly of Tooling Allows Concurrent Design of Airbus Wings and Major Assembly Fixtures, SAE Technical Paper 2004-01-2832, (2004) .
- 1-9) 藤井和慶 : 航空機部品製造における板金生産技術の方向性, 型技術, 26-1 (2011) , pp29-33.
- 1-10) 河野亮・近藤美智雄・山田毅・都筑隆之 : 航空機スキン高精度化への取り組み, 第 44 回飛行機シンポジウム予集, (2006) , pp784-787.
- 1-11) 高橋明男・清水正治・都筑隆之 : 球形タンクシェルの超塑性バルジ成形における板厚制御技術, 塑性と加工, 31-356 (1990) , pp1128-1134.
- 1-12) Nihat Akkus, Ken-ichi Manabe, Masanori Kawahara and Hisashi Nishimura : A Finite Element Modeling for superplastic bulging of titanium alloy tube and pressure path optimization, Materials Science Forum, 243-245 (1997) , pp729-734.
- 1-13) 平山浩・長沼年之・福岡照城 : FEM を用いた超塑性成形の解析, 第 45 回飛行機シンポジウム予集, (2007) , pp681-684.
- 1-14) 岡田豪生 : 航空機部品への成形解析技術の応用, 第 42 回飛行機シンポジウム予集, (2004) , pp439-442.
- 1-15) 太田高裕・八代充造・池田 誠・船渡俊行・高橋明男 : グローバルエキस्प्रेस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, 33-3 (1996) , pp36-39.
- 1-16) 高橋孝幸・山田 毅・石川孝司 : ピーン成形の有限要素解析手法に関する研究, 塑性と加工, 48-553 (2007) , pp120-124.

- 1-17) St.DOLTSINIS: Numerical analysis and design of industrial superplastic forming, JOURNAL DE PHYSIQUE IV Colloque C7, supplement au Journal de Physique III, 3 (1993) , pp1187-1197.
- 1-18) Mohammad A.Nazzal, Marwan K.Khraisheh, and Basil M. Darras:Finite Element Modeling and Optimization of Superplastic Forming Using Variable Strain Rate Approach, Journal of Materials Engineering and Performance, 13-6 (2004) , pp691-699.
- 1-19) L.Filice, F.Gagliardi, S.Lazzaro and C.rocco : FE simulation and experimental considerations on Ti alloy superplastic forming for aerospace applications, Int J Mater Form, 3 (2010) , pp41-46.
- 1-20) R. D. VanLuchenene, J. Johnson and R. G. Carpenter : Induced Stress Relationships for Wing Skin Forming by Shot Peening, Journal of Materials Engineering and Performance, 4(3)June (1995) , pp283-290.
- 1-21) A. I, Oleinikov, and K. S. Bormotin : The Inverse Problems of Wing Panel Manufacture Processes, The 9th International Conference and Workshop on Numerical Simulation of 3D Sheet Metal Forming Processes, (2014) , pp1048-1051.
- 1-22) Wisselink, H.H. and Boogaard van den, A.H. : Proceedings of the 6th International Conference and Workshop on Numerical Simulation of 3D Sheet Metal Forming Processes. Detroit: American Institute of Physics, (2005) , pp60-65.
- 1-23) Xie Shaohui, Liu Yuqi, Du Ting and Zhang Zhibing : Numerical method for simulating skin stretch forming, Mechanic Automation and Control Engineering (MACE), 2010 International Conference, (2010) , pp255-258.
- 1-24) S. Kurukuri, A. Miroux, H. Wisselink, and T. V. Boogaard : Simulation of stretch forming with intermediate heat treatments of aircraft skins, Int J Mater Form 4, (2011) , pp129-140.
- 1-25) Rajen Subhaschandra Pandya : Prediction of Variation in dimensional tolerance due to sheet metal hydroforming using finite element analysis, the paper of faculty of graduate school of Wichita State University, (2006) , pp25-68.
- 1-26) D. Hu, Y. Bao, and L. Liu : Blank Outline Estimation Approach of Aircraft Part for Rubber Bladder Forming, The 9th International Conference and Workshop on Numerical Simulation of 3D Sheet Metal Forming Processes, (2014) , pp1024-1027.
- 1-27) M. T. Abadi : Finite Element Model for Forming Process of Thermoplastic

- composite shells, 16th international conference on composite materials, (2007) , pp1-9.
- 1-28) NIPPON STEEL MONTHLY, 152, (2005), pp1-8.
- 1-29) F. Yoshida and T. Uemori : A model of large-strain cyclic plasticity describing the Baushinger effect and workhardening stagnation, International Journal of Plasticity 18 (2002) , pp661-686.
- 1-30) 岩田徳利・蔦森秀夫・鈴木直守・石倉洋・松井正夫・後藤学：連続変形中に除荷を受ける鋼板の材料特性, 塑性と加工, 43-503, (2002) , pp1178-1182.
- 1-31) 蔦森秀夫・岩田徳利・鈴木直守：除荷時の材料特性を考慮した計算手法の提案, 塑性と加工, 44-508 (2003) , pp519-523.
- 1-32) 蔦森秀夫・岩田徳利・鈴木直守：薄板の3次元形状の精度不良予測, 塑性と加工, 44-513 (2003) , pp1024-1028.
- 1-33) 高村正人・大浦賢一・須長秀行・桑原利彦・牧野内昭武：静的陽解法 FEM による金型弾性変形を考慮した板成形シミュレーション, 塑性と加工, 47-540 (2006) , pp64-68.
- 1-34) 桑原利彦・関則夫・高橋進：弾塑性ひずみ増分理論に基づく引張曲げ曲げ戻し変形の数値解析と残留応力計算, 塑性と加工, 39-453 (1998) , pp1081-1086.
- 1-35) 桑原利彦：軽量化材料の材料モデリングと成形シミュレーションへの影響, 塑性と加工, 44-506 (2003) , pp234-239.
- 1-36) H. Vegter and A. H. van den Boogaard : A plane stress yield function for anisotropic sheet material by interpolation of biaxial stress states, International Journal of Plasticity, 22 (2006) , pp557-580.
- 1-37) T. Kuwabara, Y. Asano, S. Ikeda and H. Hayashi : An evaluation method for springback characteristics of sheet metals based on a stretch bending test, Proc. IDDRG2004, (2004) , pp55-64.
- 1-38) T. Naka, T. Uemori, R. Hino, M. Kohzu, K. Higashi and F. Yoshida : Effects of strain rate, temperature and sheet thickness on yield locus of AZ31 magnesium alloy sheet, J. Mater. Processing Technol., 291-1/3 (2008) , pp395-400.
- 1-39) Darrel Wade : Stretch Forming Springback Analysis of Large Aircraft Skin Panels, MSC Marc International Users Conference, (1996) , pp61-72.
- 1-40) Darrel Wade : Virtual manufacturing significantly reduces fuel costs for Boeing, MSC Software Virtual Manufacturing, (2001) , pp5-6.
- 1-41) 藤井和慶・松永優・菊原岳大・渡辺省二・糠谷猛：デジタルマニユファ

クチャリングを活用した高精度板金加工技術の開発, 第 50 回飛行機シンポジウム JSASS-2012-5071, (2012) , pp1-5.

第2章 航空機用アルミニウム合金板のストレッチ成形におけるひずみ予測²⁻¹⁾

アルミニウム合金は軽量化を目的として航空機には広く用いられている。アルミニウム合金はスプリングバックによる離型後の変形が鋼と比較して大きいため、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。

近年では、降伏関数もスプリングバックの予測精度に影響を及ぼすことがわかっており、より正確な降伏曲面を求めスプリングバック予測精度を高める研究が多く行われている。航空機スキンのストレッチ成形工程における降伏関数を把握することは、シミュレーション予測精度を向上させる上で有益である。本研究では解析精度のみならず、動的陽解法や静的陰解法の解析手法、メッシュの寸法などのパラメータを解析時間の観点からも評価し、航空機部品のようなサイズの大きい解析モデルを実用的な時間で計算することも目標とする。

近年板材シミュレーションの商用ソフトウェアとしては、動的陽解法を採用したコードと静的陰解法を採用したコードの二種類の解法が主に用いられてきている²⁻²⁾。動的、静的とは加速度項を考慮した動的な釣り合い式(運動方程式)を解くか、加速度項を無視した静的な釣り合い式を解くかの違いに起因する。また陽解法と陰解法とは、微分を前進差分で近似するか後退差分で近似するかに起因するものである。陽解法では単純に増分量を加算するため、短時間で必ず解が得られ計算時間を短縮できる長所がある²⁻³⁾。その反面、変形後の力の釣り合いを満足していないので、増分回数の増加とともに誤差が蓄積されているという欠点がある。陰解法では増分後の時点で力の釣り合いを満足させるので、計算誤差が小さくなるという利点がある。しかし、一回の増分計算ごとに収束計算が必要であり、この計算に時間がかかる。また、計算条件によっては収束しないという問題が生じることがある。ストレッチ成形の解析では、金型と板材との接触を考慮する必要がある。一般的な変形解析に使用されている静的陰

解法では、力の釣り合いを満足するように解いていくので精度は良いが、接触判定で収束しない場合が考えられるので、静的陰解法に加えて金型の設計において確実に解析結果が得られる動的陽解法も使用した。

本章ではストレッチ成形時に付与されるひずみを実験により測定した結果と、降伏関数、解析手法などがスキンのストレッチ成形時に付与されるひずみに及ぼす影響に関して検討した。

2.1 ストレッチ成形の概要

ストレッチ成形は板材を引張り、降伏点を越えてから雄型に馴染ませながらさらに引張り力を与え、成形する工法である。ストレッチ成形法は、雄型だけで成形できるので治具費が安い特徴がある。加工対象部品は、緩やかな曲面のついた胴体スキンや翼前縁、各種の押し出し型材部品などであり、複曲面を有するスキン板材部品のストレッチ成形にはシートストレッチと呼ぶ成形装置を使用する。シートストレッチ成形法には、大きく分けて「ジョー固定式」、「ジョーとラム移動方式」の2つの方法があり、大型旅客機の複雑な複曲面を持つ幅広胴体スキンにはジョーとラム移動方式が用いられる。ジョーとラム移動方式は「ストレッチラップ成形法」とも呼ばれ、最初に分割されたジョーで素材をチャックし、ジョーを引張ながら金型を固定しているラムを上昇して、素材を金型に巻きつけて成形を行う。図 2.1²⁻⁴⁾にストレッチラップ成形法による代表的なシートストレッチ成形装置の詳細を示す。最近ではこれらの動きをすべてNCで駆動させるシステムを実現している。

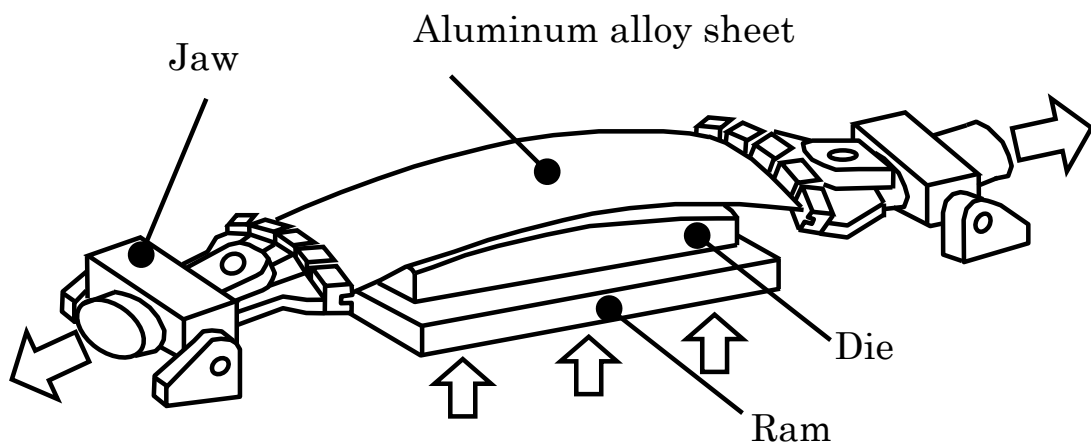


図 2.1 シートストレッチ成形装置の詳細²⁻⁴⁾

図 2. 2²⁻⁴⁾にシートストレッチ成形装置を示す。本装置は、分割されたジョーの位置をボルトを用いて機械的に調整を行っているが、ストレッチ量、ラム移動量はNCで制御するシステムとなっている。



図 2. 2 シートストレッチ成形装置²⁻⁴⁾

図 2. 3²⁻⁴⁾にシートストレッチ成形装置による成形工程を示す。航空機スキンは一般にこのようにストレッチ成形される。最初に金型上に板材を置き(図 2. 3a)板材の両側をジョーでつかむ(図 2. 3 b)。ジョーは5つに分割されていて各ジョーは任意に回転が可能で、板材にカーブをつけることができる。ジョーを回転させて板材を曲げ(図 2. 3 c)た後、板材を引張ると同時に金型を上昇させて成形する(図 2. 3 d)。成形後に除荷(図 2. 3e)して、引張力がほぼ 0 になった状態にてジョーを解放する(図 2. 3f)。

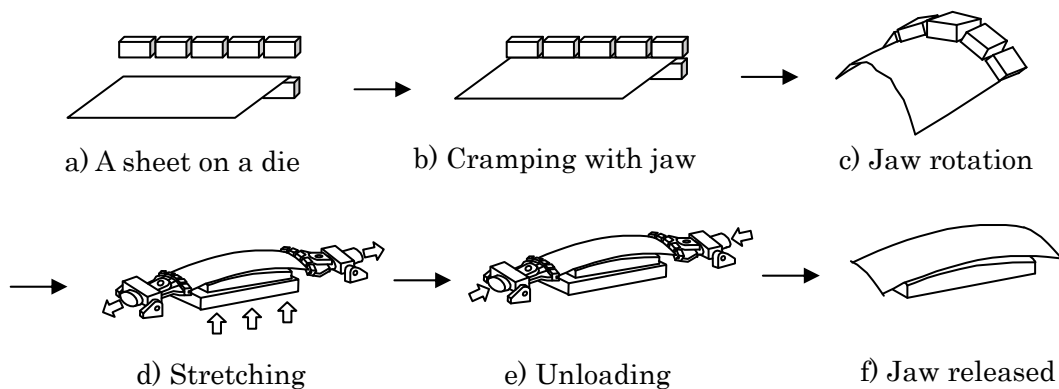


図 2. 3 シートストレッチ成形装置の成形工程²⁻⁴⁾

航空機スキンのストレッチ成形工程は板材の短辺両端のみをつかんでいるが、長辺側は拘束されていない。つまり、引張方向の直交方向に圧縮変形できる構造となっているので、単軸引張に近いことが予想される。降伏関数については、単軸引張試験法および二軸引張試験法を対象とする工程に応じて選択しスプリングバックの予測が行われている。故にその成形による板材のひずみを把握することが、スプリングバック予測に重要な材料試験法を絞り込むことにつながり、シミュレーション予測精度を効率的に向上させる上で有益である。

2.2 単軸引張試験

前述した様に航空機スキンのストレッチ成形は1軸方向にのみ引張力を付与する変形である。しかしながら凸形状金型に素材を密着させた状態で引張力を付与するため、引張の直交方向に対しては張出し状態になっている可能性がある。ストレッチ成形時に付与されるひずみの状態を正確に把握する上で、単軸引張でのひずみ付与状態を把握しておく必要があるために、単軸引張試験を実施した。

2.2.1 供試材

実験に用いた材料は、航空機部品のスキンに用いられる 2024-T3C アルミニウム合金である。板厚 3.2mm の板材から幅 25.4mm、長さ 60mm の平行部を有する ASTM E8 号試験片形状に加工した。図 2.4 に引張試験片の形状を示す。

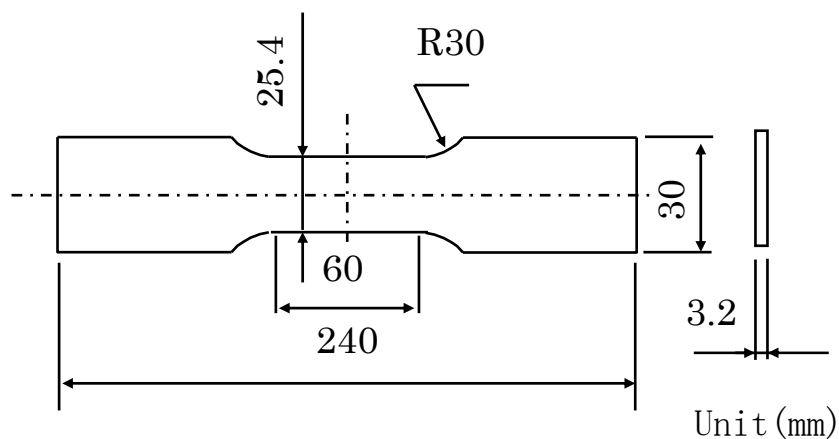


図 2.4 引張試験片の形状

2.2.2 実験方法

試験片の標点距離(50mm)に伸び計をセットした後引張荷重を付与し、引張荷重と伸び量の関係を取得した。試験片本数は35本とし、29本は圧延方向、残り6本は各3本を圧延方向に対して 45° 、 90° であるように切り出した。圧延方向に切り出した試験片のうち26本は単軸引張時に付与されるひずみを把握するため、ひずみゲージ(型番KFEL-5-120-D34L:共和電業社製)を試験片中央に引張方向と引張に直交方向に貼り付けて、引張試験時に付与されるひずみを測定した。ひずみゲージは、同一部位のひずみを計測するために、試験片の表と裏の同一部位に貼り付けた。引張試験で負荷したひずみは、0.5、1、1.5、2、3、5%の6条件とした。各条件の試験片本数は、0.5、1、1.5、2%は5本、3、5%の条件は3本とした。引張試験で引張方向に付与されたひずみの最大値を全ひずみとし、引張力を完全に解放した状態のひずみを塑性ひずみ、引張力を除荷した際に生じたひずみ変化量を弾性ひずみとした。ストレッチ成形におけるひずみ状態が単軸引張時と二軸引張のどちらに近いかを評価する値としてひずみ比を求めた。ひずみ比は引張に直交方向のひずみを引張方向ひずみで除する値とした。

Hill'48の降伏関数を解析で使用するためには圧延方向、圧延方向に対し 45° 、 90° である3方向のランクフォード値を求める必要がある。各方向に対して引張方向が平行になるように切り出した引張試験片を各3本、計9本製作し、負荷した全ひずみが3%であるように引張試験を行い、ランクフォード値をJIS2254(薄板金属材料の塑性ひずみ比試験方法)により求めた。

2.3 単軸引張解析によるひずみ予測

弾塑性有限要素法は構成式に応力が含まれるため剛性方程式が非線形方程式になる。このため、変形を少しずつ増加させる繰返し計算が必要である。解く釣り合い式は動的、静的の 2 種類があり時間の増分計算方法にも、陰解法と陽解法の 2 通りがある。また、解析要素についても四角形や三角形要素が存在する。材料降伏モデルに加えて増分計算方法や解析要素が単軸引張解析の予測精度に及ぼす影響を把握するために単軸引張の有限要素解析を実施した。

引張成形解析におけるモデルの構成を図 2.5 に示す。解析ソフトは板成形用解析ソフトのうち航空機成形シミュレーションの実績がある Stampack ver6.2.5 (Quantech 社製) と MSC. Marc 2005 (MSC 社製) を用いた^{2-4)~2-7)}。Stampack は線形補完変位関数三角形シェル要素、動的陽解法を用い、MSC. Marc では双一次内挿変位関数四角形シェル要素、静的陰解法を用いた。これらのシェル要素は積分点数と節点数は同じであるが、離散的 Kirchhoff 制約を適用した要素であるので一次関数であるが三次の近似関数を有する変位型定式化により得られる要素と同一なものとなる²⁻⁸⁾。材料端部の変位制御方法は、Stampack では両端をジョーでクランプして引張方向にジョーを変位させた。MSC. Marc では長手方向端辺の全ての節点に対し引張方向以外の自由度を拘束し、引張方向の変位のみを素材が伸びる方向に付与した。引張試験モデルのメッシュ分割を図 2.6 に示す。要素の大きさは、三角形シェル要素は短辺の長さを 12.5mm、四角形シェル要素は 3mm とした。要素数は、三角形シェル要素モデル：1,625、四角形シェル要素モデル：21,504 である。節点数は三角形シェル要素モデル：3,072、四角形シェル要素モデル：43,008 である。図 2.7 に計算のフローチャートを、表 2.1 に解析に入力した材料特性データを示す。von Mises と Hill' 48 の材料降伏のモデル化も実施し、これらのモデル化がひずみ付与に及ぼす影響を評価した。

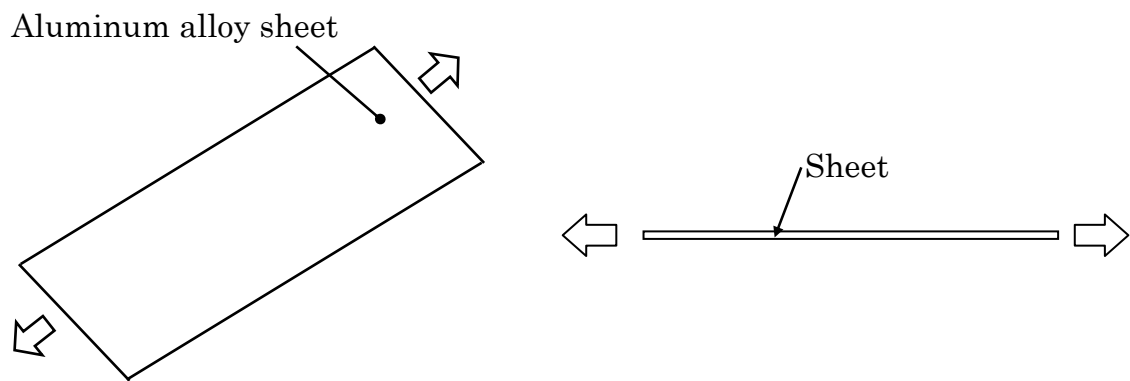


図 2.5 ストレッチ成形解析モデル

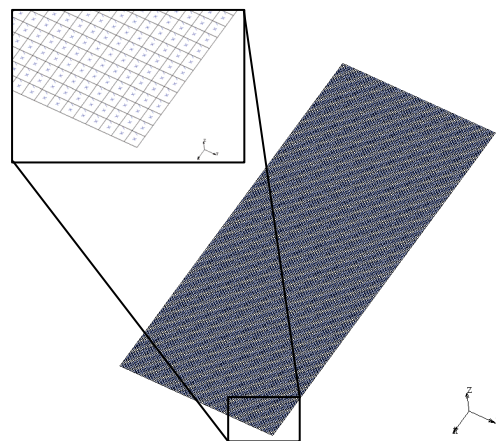


図 2.6 解析モデルのメッシュ分割

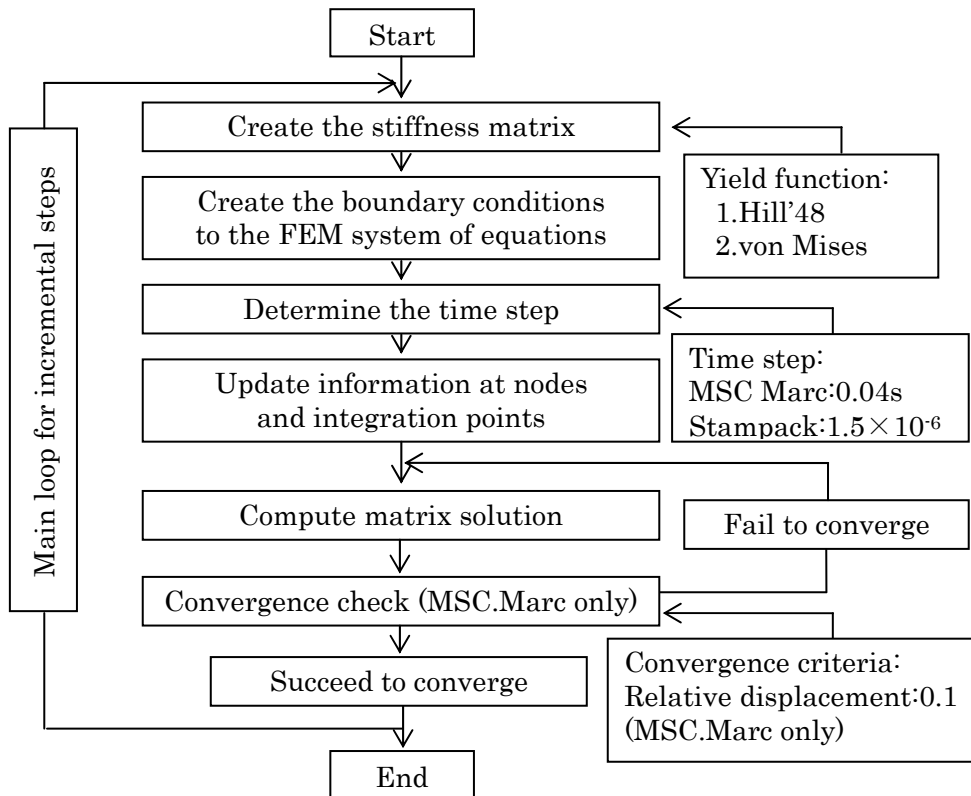


図 2.7 計算のフローチャート

表 2.1 解析に入力した材料特性データ

Young's Modulus (GPa)	68.95	
Poisson ratio	0.33	
Yield function	Hill'48, von Mises	
r value (only Hill'48)	r ₀	0.635
	r ₄₅	0.936
	r ₉₀	0.635
Yield stress (MPa)	370.9	
Analysis method	Stampack	Dynamic explicit
	MSC.Marc	Static implicit

2.4 単軸引張における成形ひずみ予測結果及び考察

図 2.8 に四角形シェル要素静的陰解法により計算した単軸引張時における全ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を、図 2.9 に三角形シェル要素動的陽解法により計算した単軸引張時における全ひずみ比と引張方向全ひずみの関係を示す。横軸は引張方向全ひずみを縦軸は全ひずみ比を示しており、全ひずみ比は引張に直交方向の全ひずみを引張方向の全ひずみで除した値である。実験結果は、全ひずみ比が $-0.43 \sim -0.33$ の範囲で変化した。引張方向全ひずみ 0.5%ではひずみ比が -0.33 と最も大きい値を示したが、引張量が増えるに伴って 1.5%まではひずみ比が減少する傾向を示した。引張方向全ひずみが 2%を超えるとひずみ比は逆に増加の傾向を示し、5%まで引張量が増えるにつれてひずみ比は緩やかに増加した。

いずれの解析法によっても単軸引張時におけるひずみ比の計算結果は全ひずみ比が 1.5%までは降伏関数に依存せず実験値とほぼ一致した。しかしながら、2%以上の領域では計算結果は引張量が大きくなるにつれて実験値から外れる傾向を示した。全般的に Hill' 48 の降伏モデルによる計算結果が von Mises の降伏モデルによる計算結果と比べて実験結果に近い値を示した。これは等方性しか表現できない von Mises と異なり Hill' 48 の降伏関数はアルミニウム合金が持つ材料異方性を表現することができるためと考えられる²⁻⁹⁾。

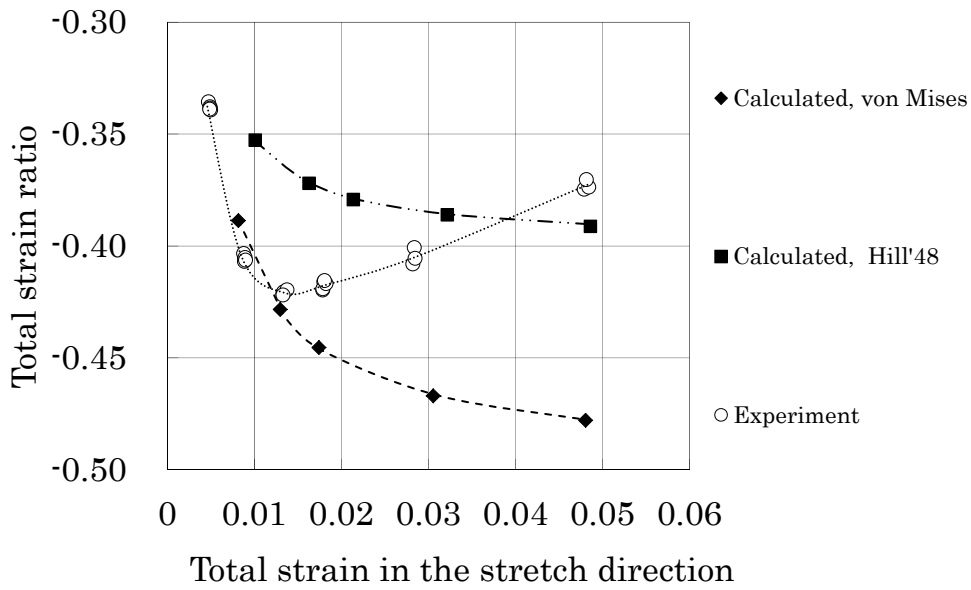


図 2.8 四角形シェル要素静的陰解法により計算した単軸引張時における全ひずみ比と引張方向ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較

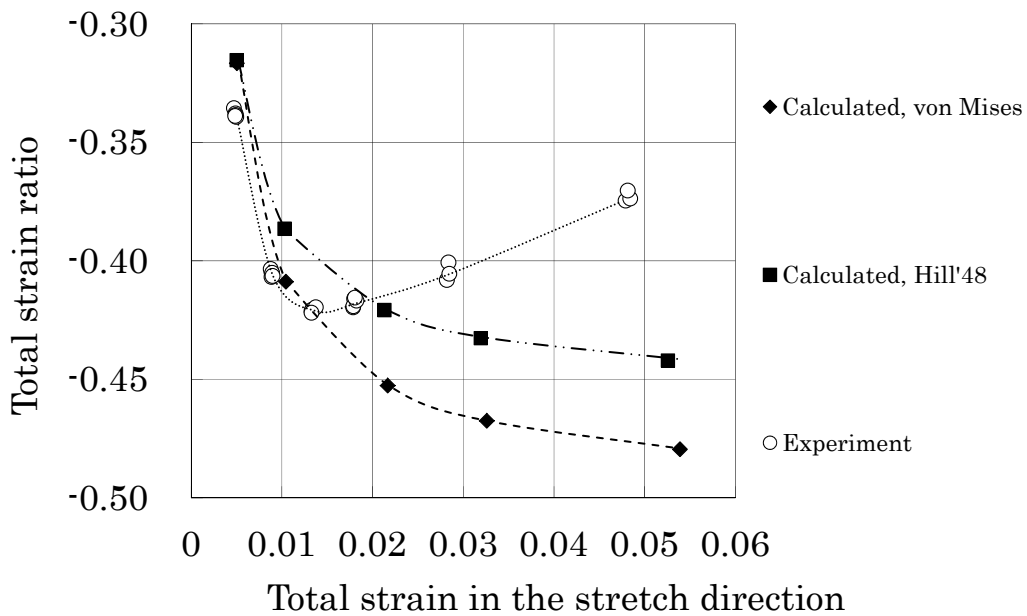


図 2.9 三角形シェル要素動的陽解法により計算した単軸引張時における全ひずみ比と引張方向ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較

図 2.10 に四角形シェル要素静的陰解法により計算した単軸引張時における塑性ひずみ比と引張方向の全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を、図 2.11 に三角形シェル要素動的陽解法により計算した単軸引張時における塑性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を示す。塑性ひずみ比は引張に直交方向の塑性ひずみを引張方向塑性ひずみで除した値である。実験結果は塑性ひずみ比が引張量の変化に伴い $-0.55 \sim -0.39$ の範囲で変化した。塑性ひずみ比は、全ひずみが 1%近傍で最も小さい値を示し、その後全ひずみが増加するのに伴いひずみ比は徐々に増加し、5%付与時に最大値を示した。塑性ひずみ比の計算結果は、解析法に係らず Hill' 48 の降伏モデルによる計算結果の方が von Mises の降伏モデルより大きい値を示し、実験値に近い値を示した。

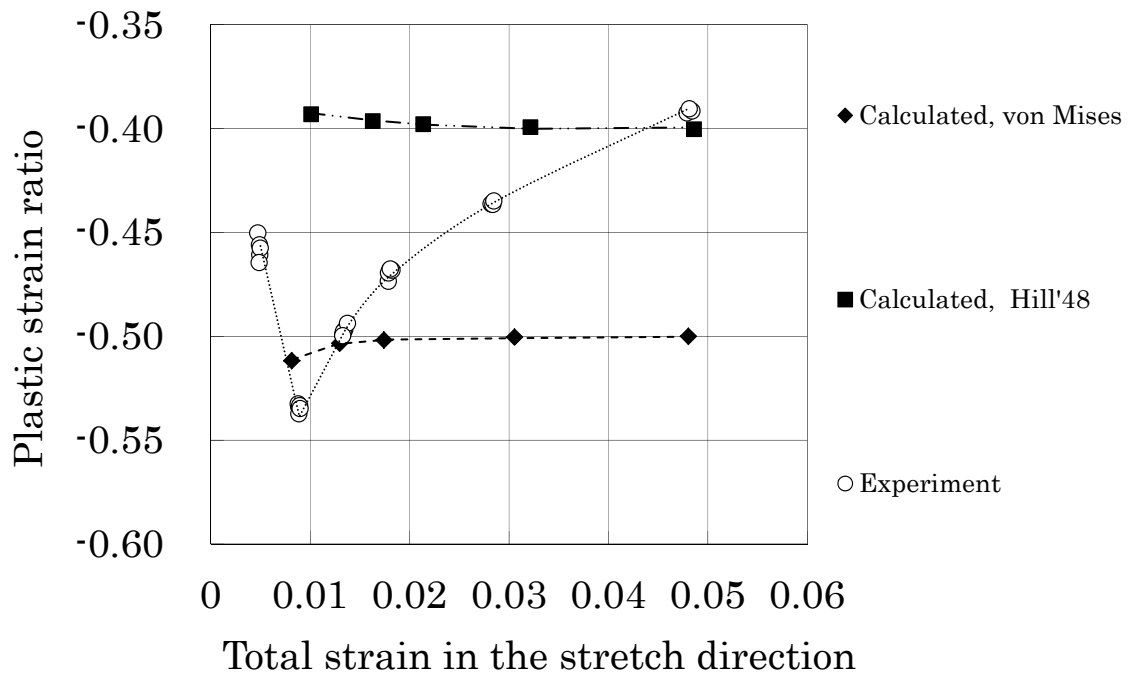


図 2.10 四角形シェル要素静的陰解法により計算した単軸引張時における塑性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果との比較

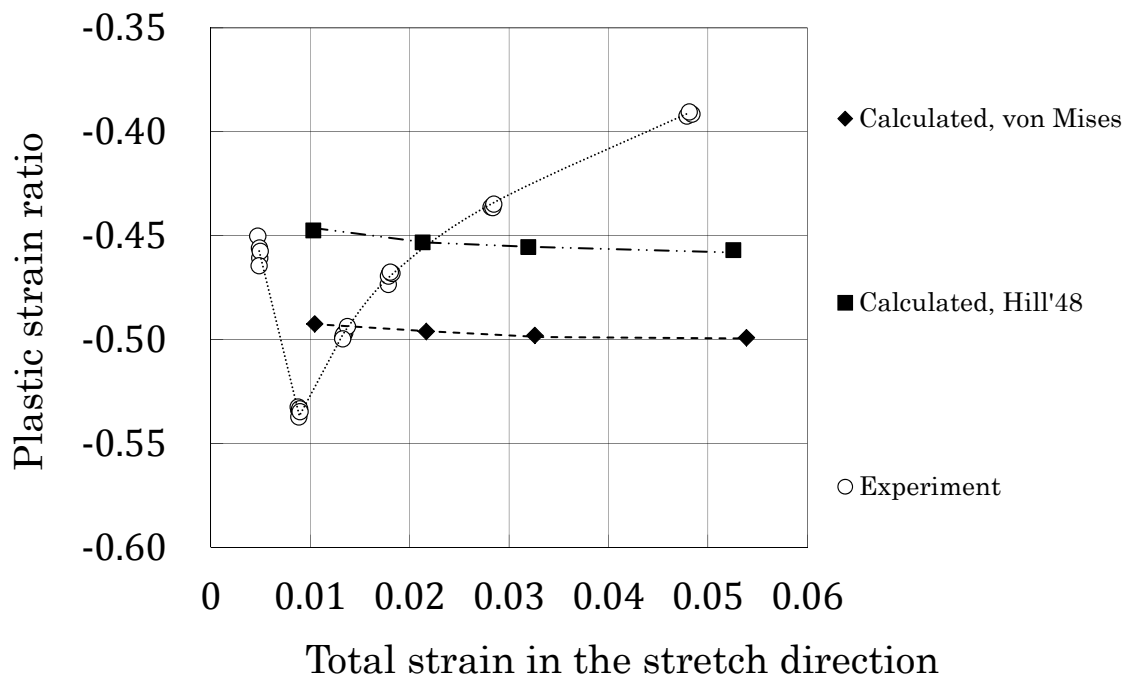


図 2.11 三角形シェル要素動的陽解法により計算した単軸引張時における塑性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果との比較

しかし、いずれの降伏関数を用いた結果においても引張方向全ひずみが 1%以上ではほぼ一定の値を示しており、材料に付与されるひずみの変化に伴う塑性ひずみ比の変化はモデル化できていない。

図 2.12 に単軸引張時における四角形シェル要素静的陰解法により計算した弾性ひずみ比と引張方向の全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を、図 2.13 に単軸引張時における三角形シェル要素動的陽解法により計算した弾性ひずみ比と引張方向の全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を示す。ここで弾性ひずみ比とは単軸引張試験にて引張最大荷重付与時と引張荷重除荷後との間の引張方向ひずみ差を引張最大荷重付与時と引張荷重除荷後との間の引張に直交方向ひずみ差で除した値である。弾性ひずみ比は四角形シェル要素静的

陰解法により計算した値は、ほぼ一定の値を示した。一方、三角形シェル要素動的陽解法により計算した弾性ひずみ比は全伸びが 0.5%の場合に弾性ひずみ比が小さくなったが、1%以上では一定の値を示した。

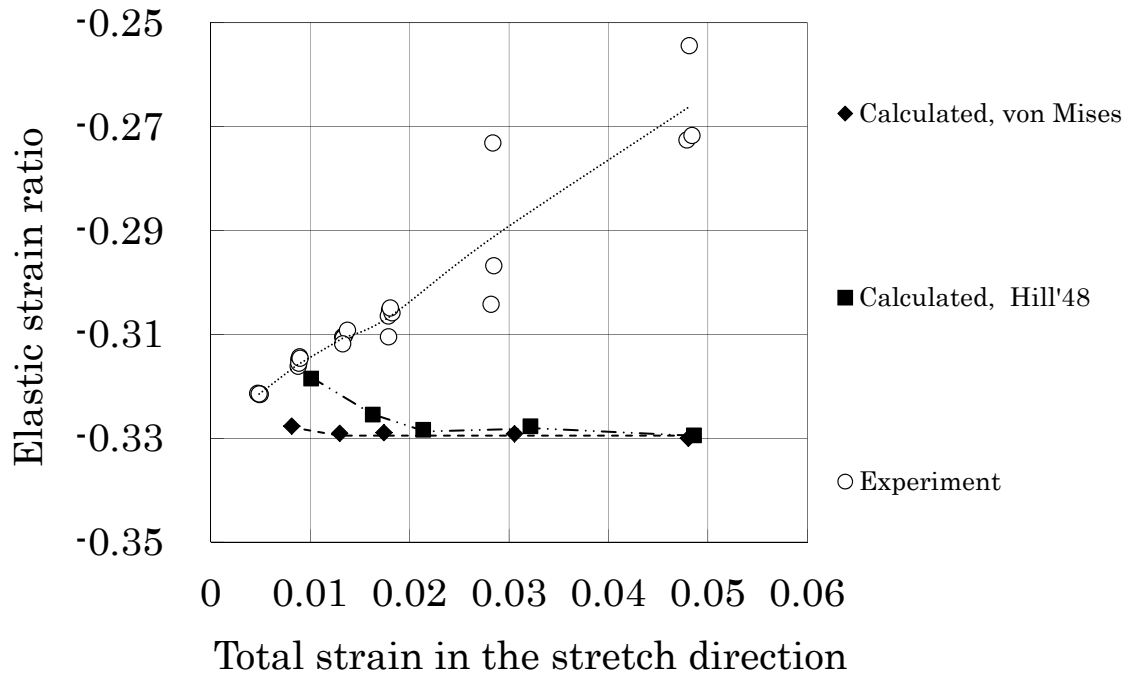


図 2.12 単軸引張時における四角形シェル要素静的陰解法により計算した弾性ひずみ比と引張方向の全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較

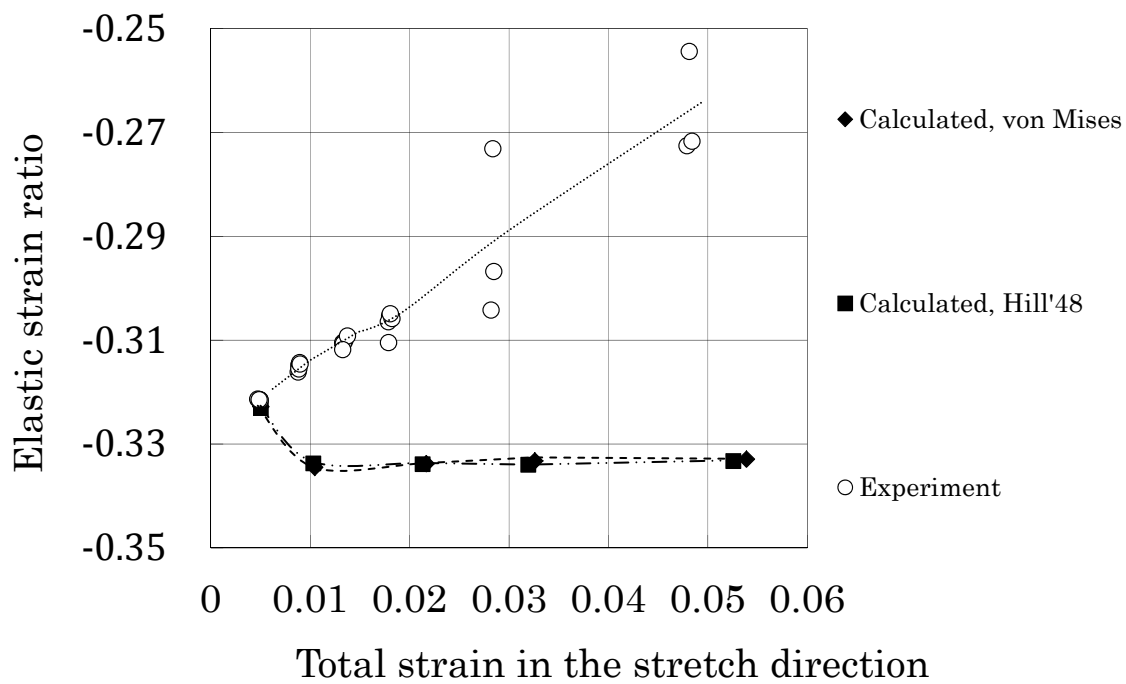


図 2.13 単軸引張時における三角形シェル要素動的陽解法により
 計算した弾性ひずみ比と引張方向の全ひずみの関係の
 実験結果と解析結果の比較

図 2.14 に実際の引張試験の除荷時におけるヤング率と引張方向全ひずみの関係を示す。実験結果は、引張方向全ひずみの増加に伴い弾性ひずみ比が増加する傾向が認められた。このことは、引張変形した材料には転位の集積により内部応力が存在する²⁻¹⁰⁾。この内部応力により引張変形時に降伏を生じた荷重よりも低い降伏荷重で圧縮変形を生じるバウシinger効果が、引張荷重を除荷する工程ではこの残留応力の寄与より圧縮変形が促されるため、応力増分から予測されるよりも大きなひずみ戻り量となりヤング率が低下することが軟鋼材について報告されている²⁻¹¹⁾。このヤング率低下がアルミニウム合金においても発生していると考えられる。

一方、計算結果はどちらの降伏モデルも引張方向全ひずみに依存せずほぼ一定の値を示しており、材料に付与されるひずみ変化にともなう弾性ひずみ比変化をモデル化できていないことが確認できた。

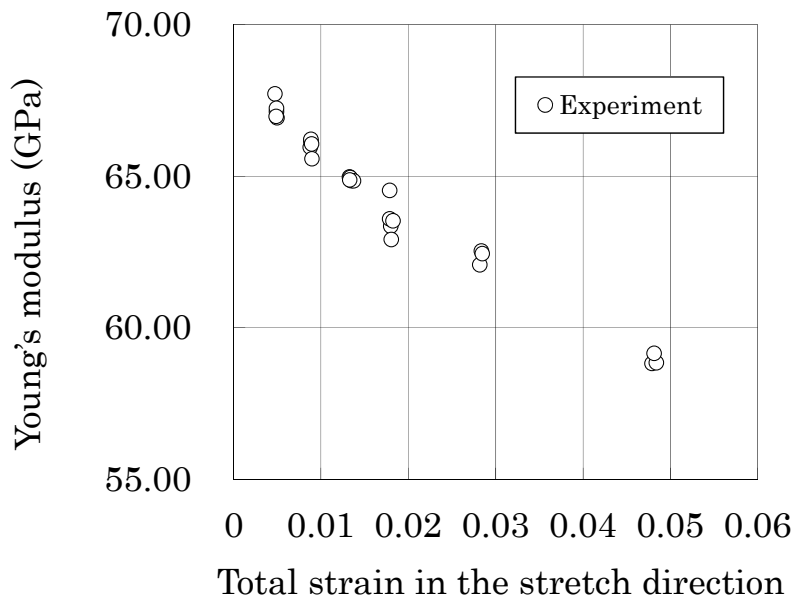


図 2.14 実際の引張試験での除荷時におけるヤング率と引張方向全ひずみの関係

2.5 ストレッチ成形試験

ストレッチ成形時に付与されるひずみを単軸引張試験時に付与されるひずみと比較する目的で、スキンのストレッチ成形時に付与されるひずみを測定した。

2.5.1 供試材

実験に用いた材料は、実際の部品成形で用いられている 2024-T3C アルミニウム合金である。試験片寸法は、6,604×2,388×3.8mm である。

2.5.2 実験方法

実験には図 2.2. に示すストレッチ成形装置を用いた。金型形状を図 2.15 に示す。金型成形の曲率半径は、長手方向は約 30m、幅方向は約 1.3m から 1.7m まで変化する。潤滑油は市販の油性プレス油 (Houghton 社製 Houghto-draw7002) を型と材料が接触する面に塗布し、初期ひずみ速度は $1.5 \times 10^{-4} \text{s}^{-1}$ とした。また実際の部品成形と同様に、供試材の引張方向の最大ひずみが約 5% になるまで引張力を付与した。

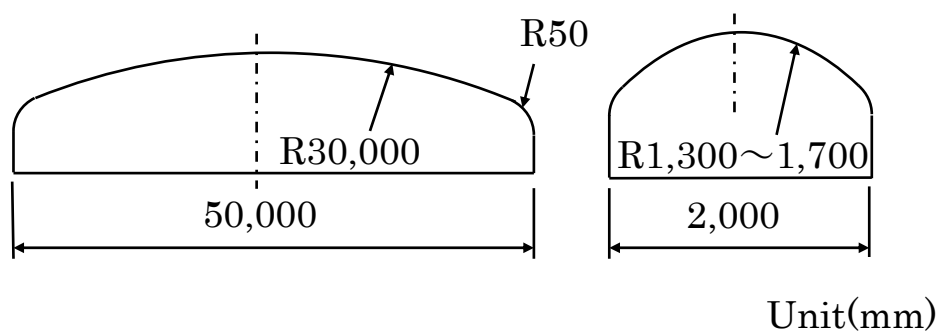


図 2.15 ストレッチ成形試験の金型形状

試験片にひずみゲージを貼り付けて、引張方向と引張に直交方向のひずみを測定した。測定点は図 2.16 に示すように中央部と両端部の計 9 箇所とした。ひずみゲージは平置き状態で 0 になるようにキャリブレーション後、測定を行なった。ひずみ計測は、材料が金型になじんだ時点と最大引張時の 2 点とした。

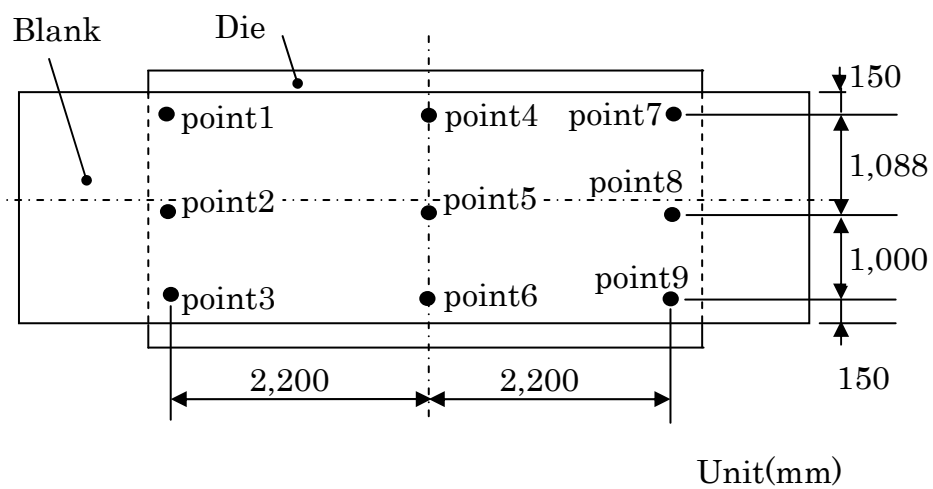
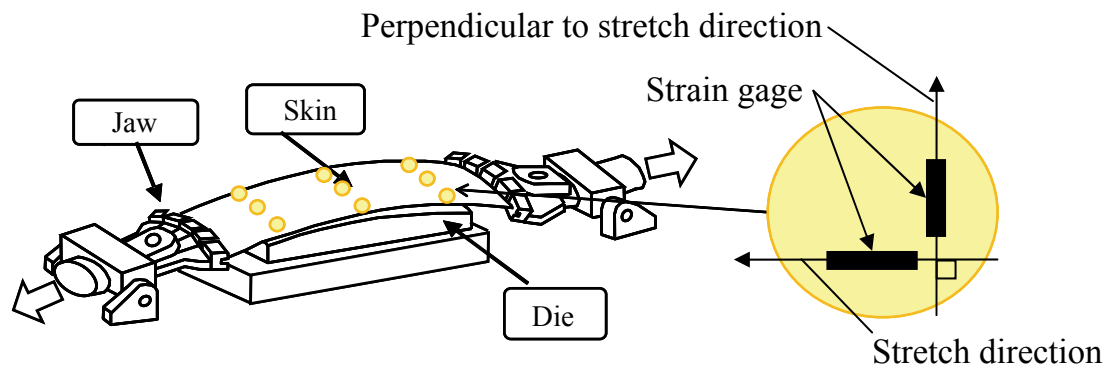


図 2.16 ひずみゲージ貼り付け位置

2.6 ストレッチ成形解析によるひずみ予測

航空機スキンのストレッチ成形時におけるひずみ予測精度を評価する目的でストレッチ成形の有限要素解析を実施した。2.3項のストレッチ成形実験をモデル化し実験結果と比較した。図 2.17 に四角形シェル要素静的陰解法を用いたストレッチ成形の解析結果を示す。図 2.17c は引張方向の応力を示している。また、Von Mises と Hill' 48 の材料降伏のモデル化も行い、これらの材料モデルがひずみ付与に及ぼす影響を評価した。実機モデルの設定条件の詳細を図 2.18 に示す。

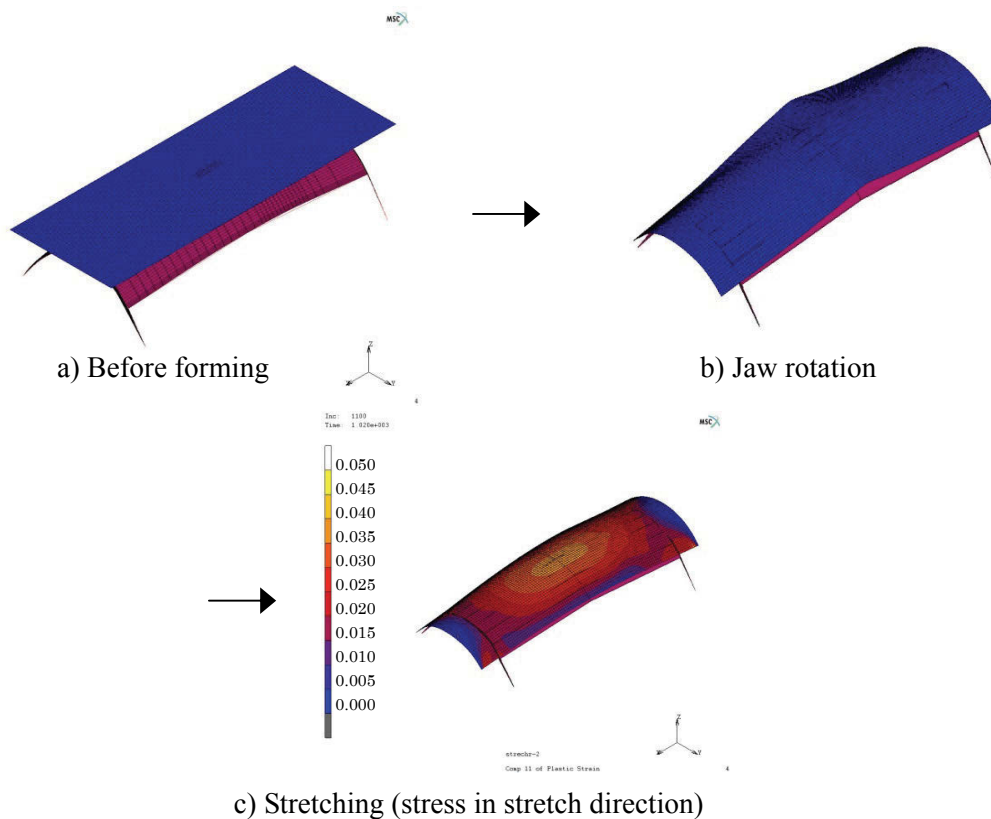
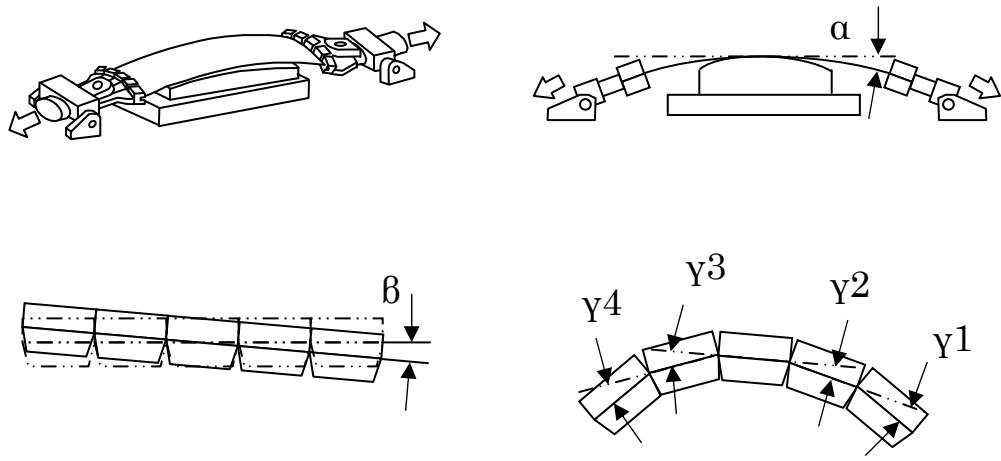


図 2.17 ストレッチ成形解析結果(四角形シェル、静的陰解法)



Side of jaws	Left	Right
Angle α (degree)	-5.8	5.6
Angle β (degree)	-1.9	-5.8
Angle $\gamma 1$ (degree)	20.3	19.6
Angle $\gamma 2$ (degree)	29.6	22.3
Angle $\gamma 3$ (degree)	-22.5	-22.4
Angle $\gamma 4$ (degree)	-22.0	-21.1
Stretch (mm)	115.6	115.6

Clockwise rotation : +, Counterclockwise rotation : -

図 2.18 実機モデルの設定条件の詳細

図 2.19 に計算のフローチャートを記す。金型と素材の接触は MSC. Marc は直接拘束法、Stampack はペナルティ法を用いて表現した。直接拘束法は、素材の動作を追跡し、接触が発生したとき、境界条件—変換自由度上の運動学的拘束および接点力の両方を用いてその動作を直接拘束する方法である。この方法は特殊な境界要素を必要とせず接触状態の複雑な変化をシミュレートする。ペナルティ法は、両者の接触によって発生する貫通量に対してペナルティ係数を適用してボディの動作を拘束する手法であり、両者間に非線形ばね接触要素を導入することを意味する。

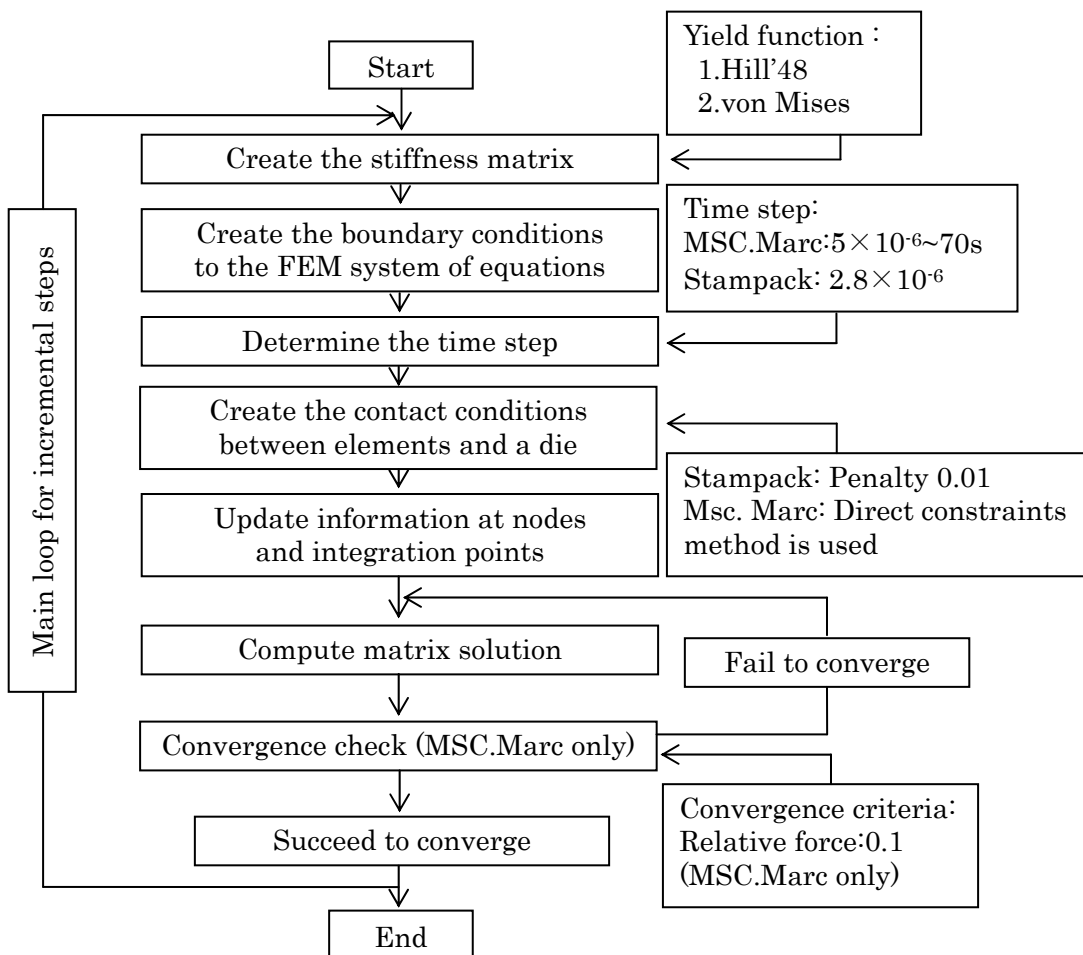


図 2.19 計算のフローチャート

2.7 ストレッチ成形時におけるひずみ予測結果及び考察

図 2.20 に四角形シェル要素静的陰解法により計算したストレッチ成形時における全ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を、図 2.21 に三角形シェル要素動的陽解法により計算したストレッチ成形時における全ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を示す。実験結果のひずみ比は最大値である。実験値は単軸引張時のひずみ比よりも 0.1～0.2 程大きな値を示した。一方、解析結果は四角形シェル要素静的陰解法、三角形シェル要素動的陽解法ともに単軸引張解析と同じひずみ比を示しており、解法の違いは認められなかった。降伏関数では、Hill' 48 の降伏関数を用いた解析結果の方が、von Mises の降伏関数を用いた解析結果よりもひずみ比が 0.05 程大きくなり実験値に近い値を示した。図 2.22 に四角形シェル要素静的陰解法により計算したストレッチ成形時における塑性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を、図 2.23 に三角形シェル要素動的陽解法により計算したストレッチ成形時における塑性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を示す。実験値は塑性ひずみ比において、全ひずみ比と同様に単軸引張時のひずみ比よりも 0.1～0.2 程大きな値を示した。塑性ひずみ比の解析結果も全ひずみ比の解析結果と同様な傾向を示し、Hill' 48 の降伏関数を用いた結果の方が、0.05 程度実験値に近づく傾向が認められた。これは、実験では金型が有ることにより引張と直交する方向に張り出されているのに対し、解析上では金型が有る場合に単軸引張と同様に引張と直交する方向に若干圧縮すると計算されたことによると考えられる。しかしながら実成形時も全ひずみ比、塑性ひずみ比共に引張に直交方向に対しては $-0.25\sim-0.35$ と圧縮変形をしておりほぼ単軸引張に近い成形をしていることが確認できた。よって解析時の過程が正しいと判断される。

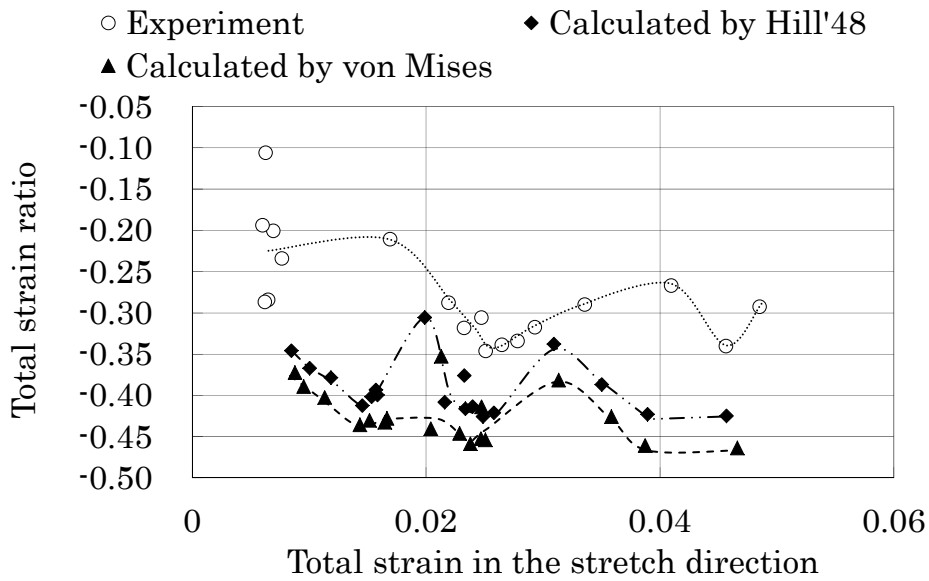


図 2.20 四角形シェル要素静的陰解法により計算したストレッチ成形時における全ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較

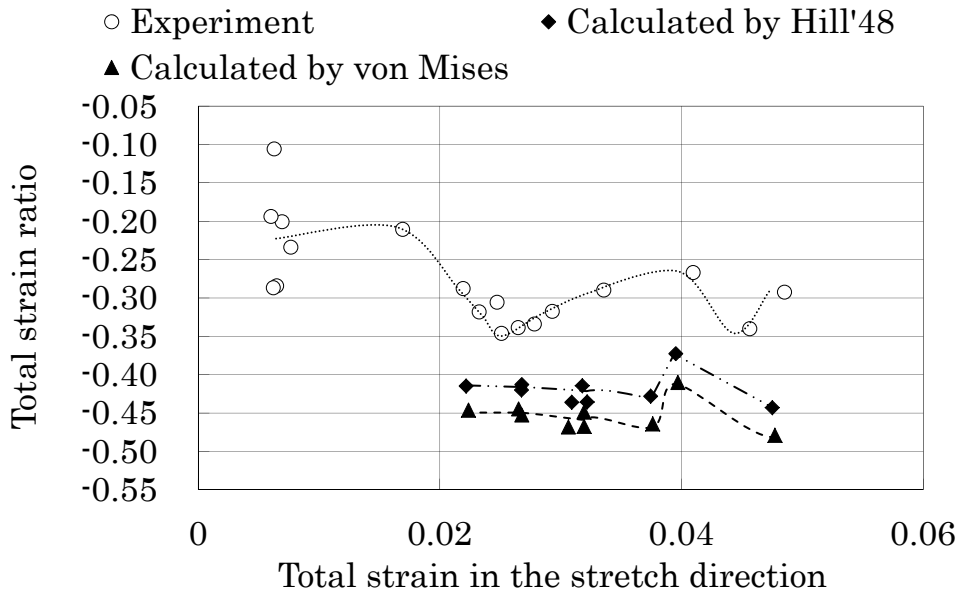


図 2.21 三角形シェル要素動的陽解法により計算したストレッチ成形時における全ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較

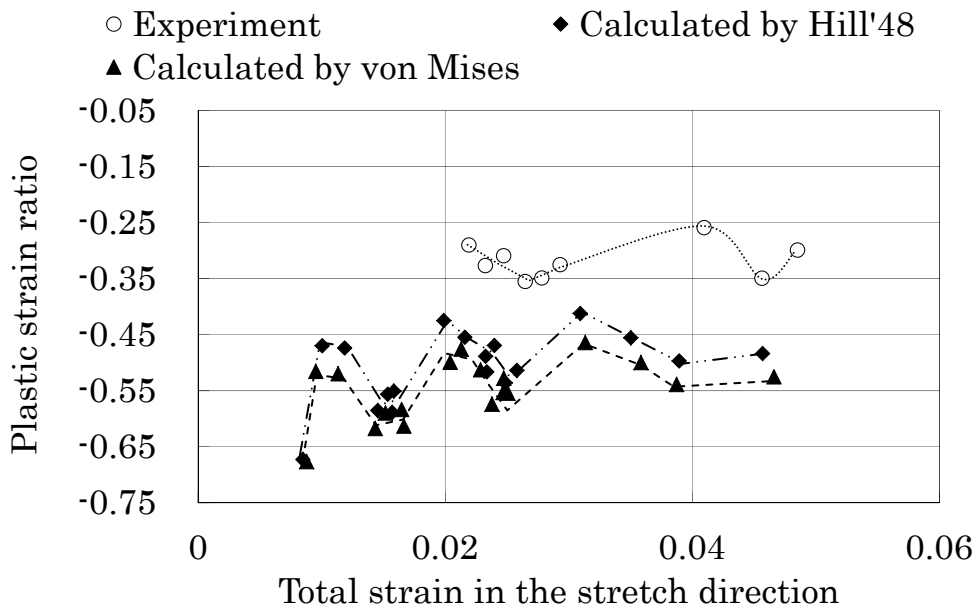


図 2.22 四角形シェル要素静的陰解法により計算したストレッチ成形時における塑性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較

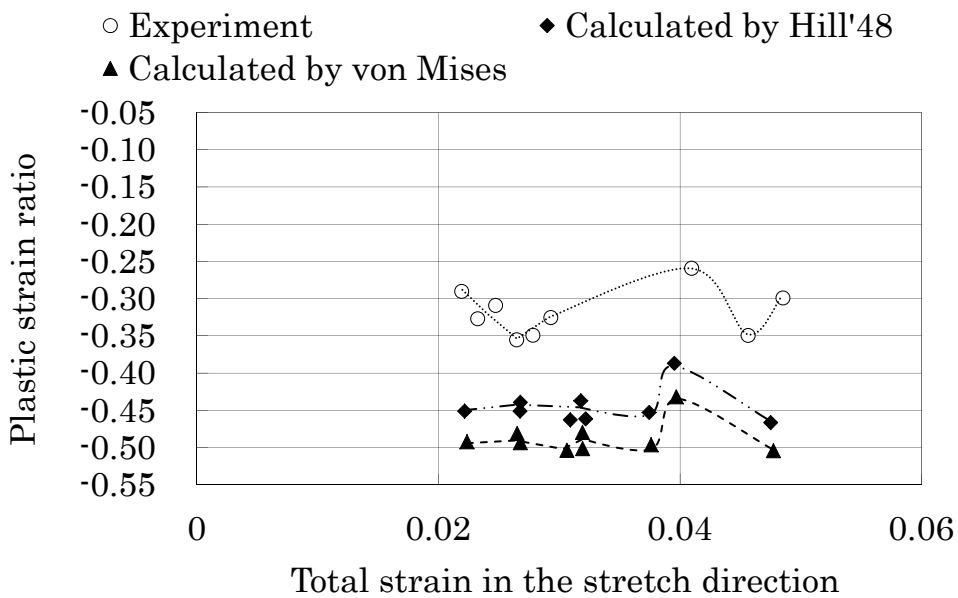


図 2.23 三角形シェル要素動的陽解法により計算したストレッチ成形時における塑性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較

図 2.24 に四角形シェル要素静的陰解法により計算したストレッチ後の弾性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を、図 2.25 に三角形シェル要素動的陽解法により計算したストレッチ後の弾性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果の比較を示す。ストレッチ成形では、前述と同様に単軸引張と異なり引張方向ひずみの増加に伴い弾性ひずみ比が増加する傾向は認められなかった。計算結果はどちらの降伏モデルもわずかに実験値よりもひずみ比が小さくなる傾向を示した。ストレッチ成形では図 2.16 に示すように皿型形状を有する航空機部品にひずみゲージを貼りつけている。最大ストレッチ時における引張方向塑性ひずみは一定ではなく貼りつけ場所によって異なっており、荷重除荷時に各測定点の弾性ひずみは完全に戻ろうとしても、隣り合う部位の塑性ひずみが異なっていれば弾性ひずみは異なるため、弾性ひずみの少ない領域は弾性ひずみが多い領域の影響を受けてより圧縮側に収縮しようとする。故に、この内部残留応力が再配分される影響を受けた結果、ストレッチ方向の塑性ひずみ付与量と弾性ひずみ戻り量との間にはきれいな線形関係が成立しなかったと考えられる。

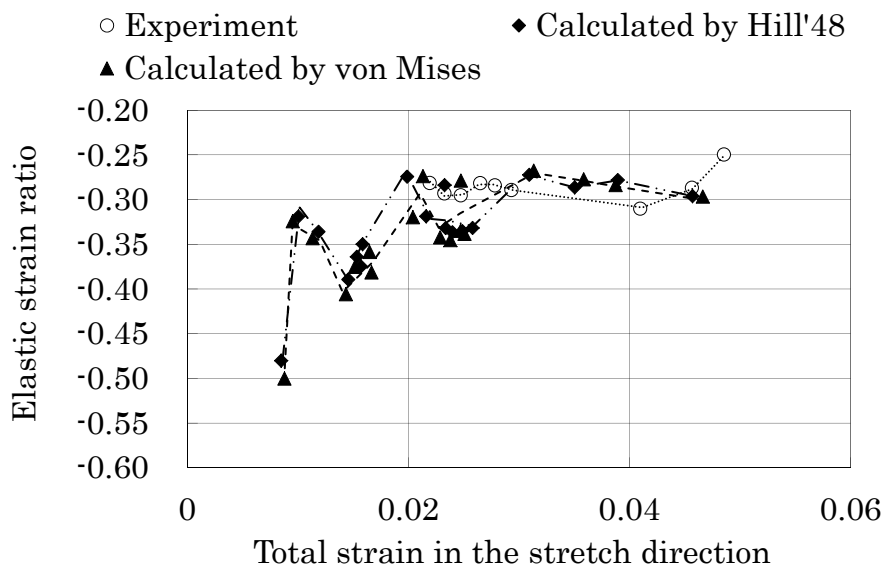


図 2.24 四角形シェル要素静的陰解法により計算したストレッチ後の
弾性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果
の比較

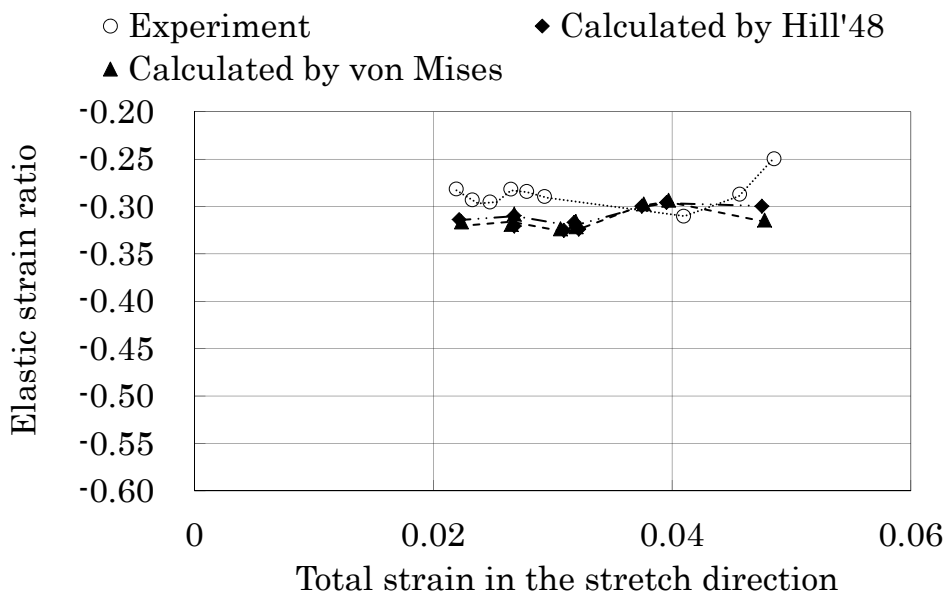


図 2.25 三角形シェル要素動的陽解法により計算したストレッチ後の
弾性ひずみ比と引張方向全ひずみの関係の実験結果と解析結果
の比較

図 2.26 にストレッチ成形力除荷による弾性ひずみ変化と引張方向全ひずみの関係を示す。成形後の引張方向のひずみ戻り量は、引張方向のひずみ量が大きくなるに伴って増加した。この傾向は、材料の加工硬化と前述した鉄鋼材料²⁻¹⁰⁾と同様にバウシinger効果の発現により除荷時のヤング率が低下するためであり、単軸引張試験と同様の現象が発生していると考えられる。

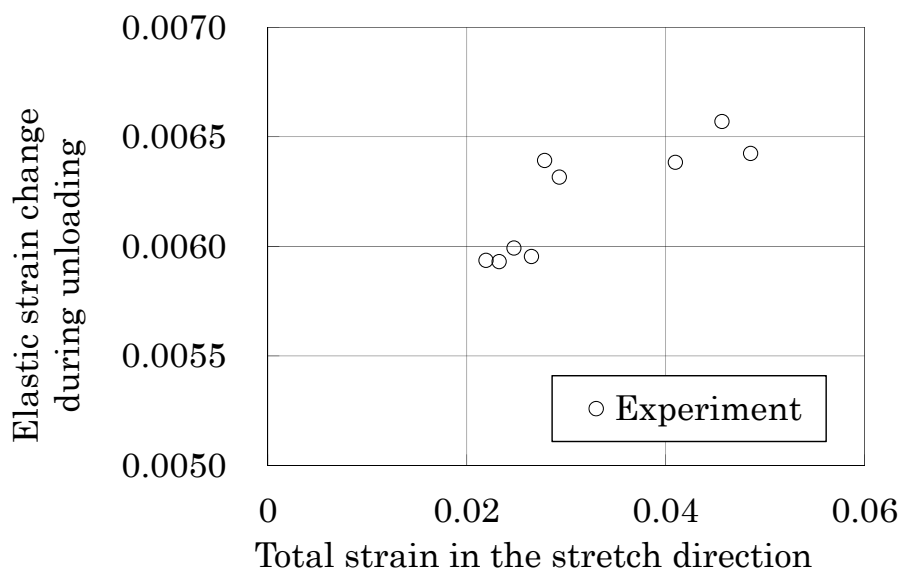


図 2.26 引張成形力除荷による弾性ひずみ変化と引張方向全ひずみの関係

2.8 結論

航空機スキンのストレッチ成形時に付与されるひずみ予測につき検討した結果以下の結論が得られた。

- (1) ストレッチ成形は複曲面を有する金型を使用することにより単軸引張よりも引張に直交方向に若干張り出される傾向を示したが、全ひずみ比及び塑性ひずみ比共に引張に直交方向に対しては大きく圧縮変形をしておりほぼ単軸引張に近い成形であった。
- (2) 材料降伏モデルに関しては von Mises の降伏関数に比較しても Hill' 48 の降伏関数の方がひずみの予測精度は高いことが明らかとなった。しかし、実際には金型が有ることにより引張と直交する方向に張り出されているのに対し、解析上では金型が有る場合に単軸引張と同様に引張と直交する方向に若干圧縮すると計算されており正確にひずみを予測するためには解析モデルにこの現象を盛り込むことが必要である。
- (3) 降伏関数は、弾性ひずみ比に影響を及ぼさない。成形後の引張方向のひずみ戻り量は、引張方向のひずみ量が増加するに伴って大きくなり、鉄鋼材料と同様に、材料の加工硬化とバウシinger効果の発現により除荷時のヤング率が低下した。

第2章 参考文献

- 2-1) 河野亮・山田毅・高橋進：航空機用アルミニウム合金板材のストレッチ成形解析におけるひずみ予測に関する研究，軽金属学会 第125回秋期全国大会講演概要（2013），pp131-132.
- 2-2) 牧野内昭武：板材成形におけるFEMシミュレーション，塑性と加工，39-445（1998），pp111-116.
- 2-3) 吉野雅彦：Excelによる有限要素法入門，朝倉書店，（2002），pp123 .
- 2-4) 河野亮・近藤美智雄・山田毅・都筑隆之：航空機スキン高精度化への取り組み，第44回飛行機シンポジウム予集，（2006），pp784-787.
- 2-5) 藤井和慶・松永優・菊原岳大・渡辺省二・糠谷猛：デジタルマニユファクチャリングを活用した高精度板金加工技術の開発，第50回飛行機シンポジウム JSASS-2012-5071，（2012），pp1-5.
- 2-6) Darrel Wade：Stretch Forming Springback Analysis of Large Aircraft Skin Panels，MSC Marc International Users Conference，（1996），pp61-72.
- 2-7) Darrel Wade：Virtual manufacturing significantly reduces fuel costs for Boeing，MSC Software Virtual Manufacturing，（2001），pp5-6.
- 2-8) O. C. Zienkiewicz and R. L. Taylor：マトリックス有限要素法Ⅱ[改訂新版]，科学技術出版社，（1996），pp57-60.
- 2-9) 日本塑性加工学会編：静的解法FEM-板成形，コロナ社，（2004），pp174-178.
- 2-10) A. H. Cottrell：Dislocations and Plastic Flow in Crystals，Oxford at the Clarendon Press，（1953），pp28-32.
- 2-11) 上森武・岡田達夫・吉田総仁：スプリングバック解析におけるバウシנג効果の適切なモデル化の重要性，塑性と加工，43-498（2002），pp639-643.

第3章 スプリングバック解析精度に有限要素モデルが及ぼす影響³⁻¹⁾

ストレッチ成形の引張力が解放されると、スプリングバックが原因で生じる変形が認められる。現在まで、このスプリングバックは成形されたパネルを計測することにより経験的に修正する手法が用いられてきた。この手法は、試行錯誤により成形条件および金型形状を決定していたので時間とコストがかかる。故にストレッチ成形のスプリングバックを予測するシミュレーション技術の開発が必要とされている。

スプリングバックを正確に予測する上で、四角形シェル要素静的陰解法の汎用コード(MSC. Marc)を用いる場合には多くのシミュレーション条件とパラメータを考慮しなければならない。一方、三角形シェル要素動的陽解法の板成形コード(Stampack)を用いる場合、解析結果が作業者により異ならないようにする目的で、シミュレーション条件とパラメータの設定が限定されている。特に、スキンパネルの有限要素解析モデルはサイズが大きい一方、板厚は小さいのでメッシュアスペクト比が大きくなりやすい。故に、メッシュアスペクト比が大きくなる影響についても検討する必要がある。

本章では、航空機スキンパネルストレッチ成形の有限要素解析精度にシミュレーション条件とパラメータが及ぼす影響を汎用コード MSC Marc に関して検討した。シミュレーション結果の精度と、メッシュアスペクト比などのシミュレーション条件及び収束判定などのシミュレーションパラメータとの関係につき検討し、より良いシミュレーション条件及びパラメータを提案する。

3.1 ストレッチ成形におけるスプリングバック解析

3.1.1 解析モデル

航空機部品のスキンのスプリングバック解析精度に影響を及ぼすと思われる解析パラメータを検討した。図 3.1 にスキンのストレッチ成形用金型の形状を示す。本形状は三菱重工が製造しているスキンの中で最も曲率半径が小さいものであり、成形後に金型からの成形材の浮き上がり量が最も大きくスプリングバック発生傾向が顕著なものである。

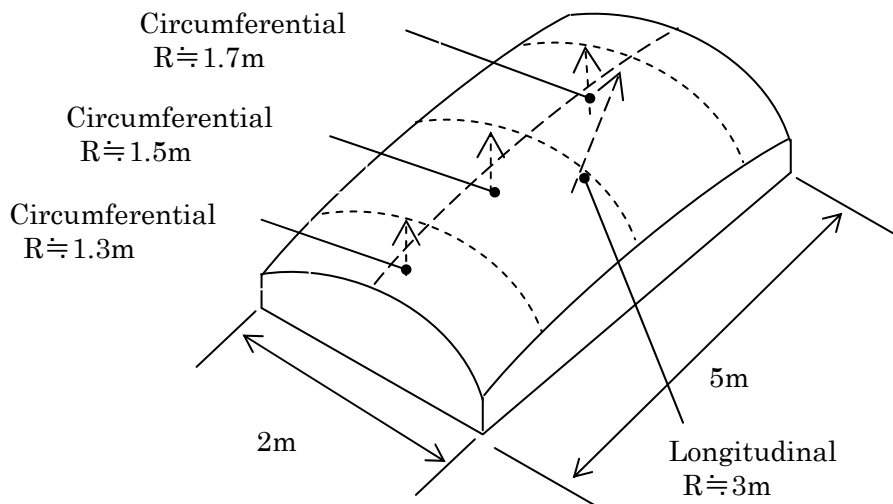


図 3.1 対象とした航空機金型形状

ここでは、メッシュサイズを変化させた場合の有限要素解析によるスプリングバック量の変化をシミュレーション精度の尺度として用いた。航空機スキンのストレッチ成形の有限要素解析精度に影響を及ぼすシミュレーションパラメータとして収束判定条件、板厚方向の積分点数および降伏関数を選択した。比較検討のためにシミュレーションパラメータを変化させて有限要素解析によりスプリングバック量を計算した。本章では汎用有限要素法パッケージである MSC.

Marc を用いた。2 章で述べた解析プロセス及び解析条件を使用した。スプリングバック解析における拘束点はブランク中心近傍の 4 か所とし、全ての解析ケースにおいて同じ拘束を用いた。スプリングバック量の評価位置は図 3.2 に示す 9 か所にてノーマル方向(金型表面に対する面直方向)への変位量を測定した。図 3.3 に計算のフローチャートを示す。

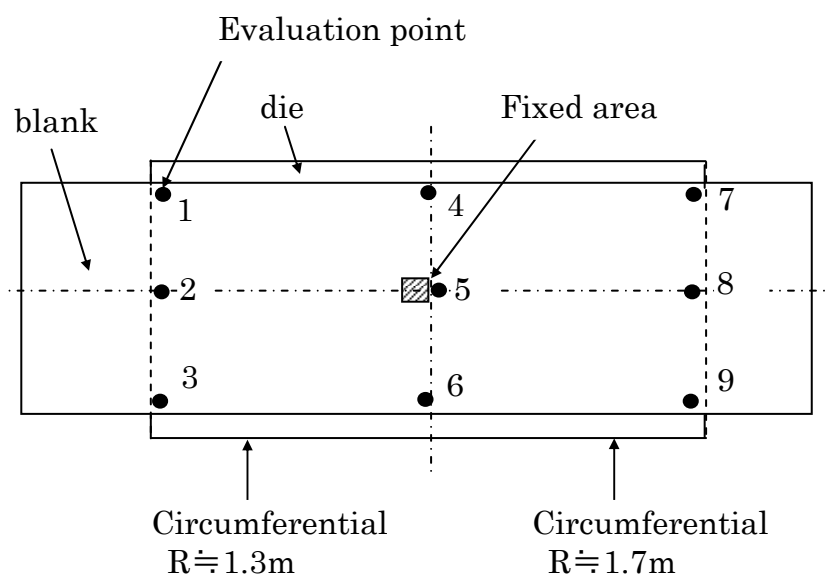


図 3.2 スプリングバック量の評価位置

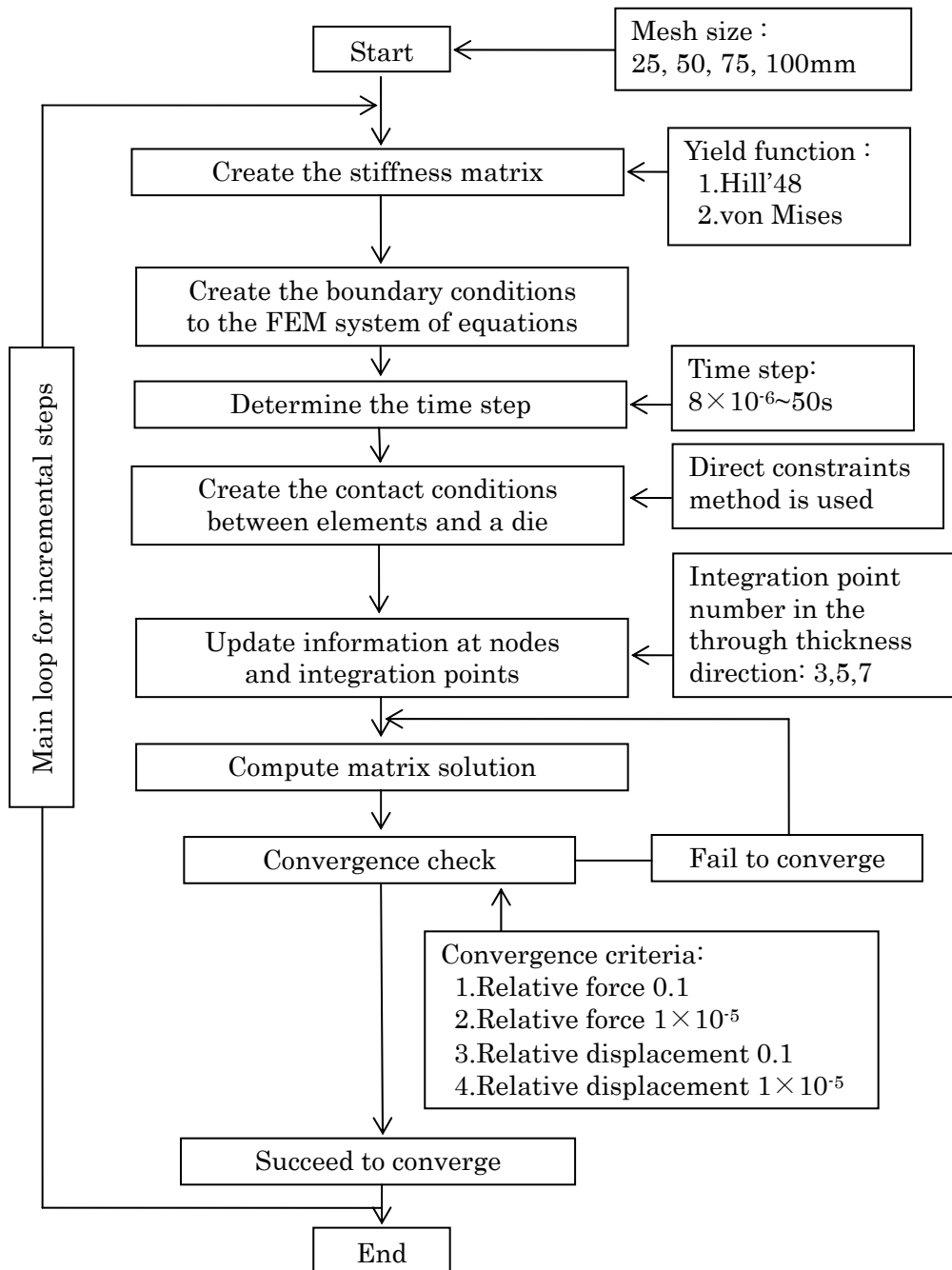


図 3.3 計算のフローチャート

3.2 結果と考察

3.2.1 収束判定条件による影響

有限要素解析プログラムでの収束判定条件として、相対力と相対変位の影響を評価した。相対力は最大残差荷重を最大反力で除した比であり、残差荷重は節点で発生している不釣り合い力を意味する。相対変位は反復計算における変位増分をその増分ステップにおける変位増分で除した比である。

図 3.4 に降伏関数を von Mises とした条件で収束判定条件毎にメッシュサイズを 25~100mm に変化させた場合のスプリングバック量変化を示す。収束判定条件の相対力と相対変位の数値を 0.1 とした場合には、相対力の方が相対変位の場合よりもスプリングバック量のばらつきが小さかったが、相対変位を 1×10^{-5} 以下に小さくした条件では、相対変位の方が相対力よりもスプリングバック量のばらつきが小さくなる傾向が認められた。

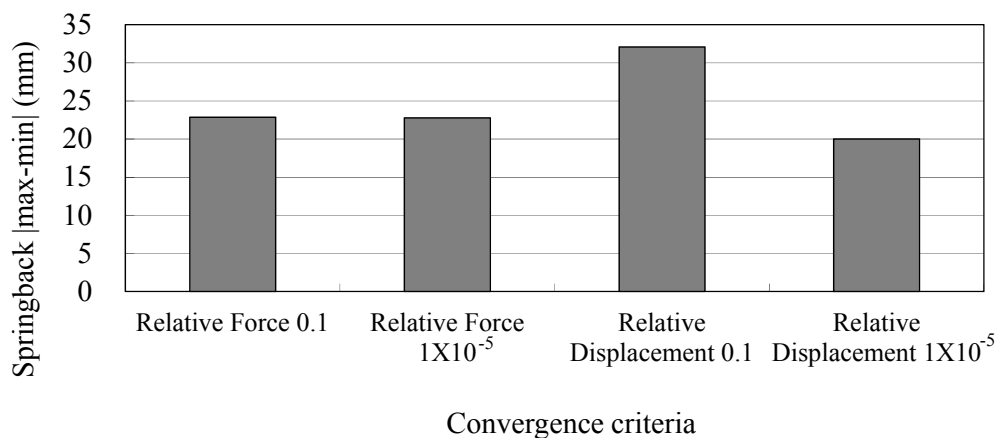


図 3.4 収束判定条件毎にメッシュサイズを変化(25~100mm)させた場合のスプリングバック量変化

3.2.2 ブランクメッシュサイズによる影響

収束判定の相対変位を 1×10^{-5} および降伏関数を von Mises とした条件における主要部のメッシュサイズによるスプリングバック量の変化を図 3.5 に示す。メッシュサイズが 100mm のスプリングバック量は、ポイント 7 のみが高くその他のポイントは 20mm 以下である。メッシュサイズが小さくなるにつれて 20mm を超えるポイントが増える傾向がある。50mm、25mm とメッシュサイズが小さくなるにつれて、ブランク 4 隅のスプリングバック量が大きくなっている。メッシュサイズ 25mm 以下のモデルはコンピュータメモリサイズの制約から計算できなかった。25mm と 50mm のメッシュサイズでは、スプリングバック量に 10mm 程度の違いが認められることから、シミュレーション精度向上のためには 25mm よりもメッシュサイズを小さくする必要がある。

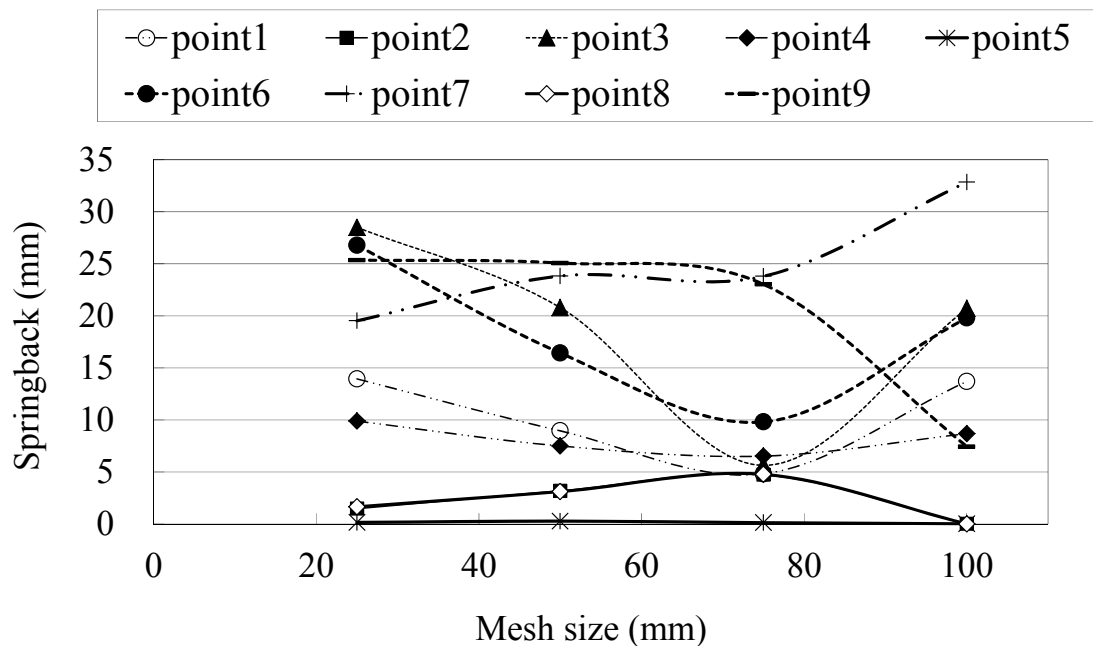


図 3.5 収束判定の相対変位を 1×10^{-5} にした条件における主要部メッシュサイズによるスプリングバック量の変化

3.2.3 板厚方向積分点数による影響

図 3.6 に収束判定の相対変位を 1×10^{-5} および降伏関数を von Mises とした条件で板厚方向積分点数を変えた場合における主要部のメッシュサイズによるスプリングバック量変化を示す。メッシュサイズ 25mm の時、積分点数が 7 以上の場合はコンピューターメモリの制約から計算することができなかつたため、メッシュサイズ 50~100mm のメッシュサイズによるスプリングバック量変化を示している。一般的な引張曲げシミュレーションにおける積分点数は 5~11 もしくは 15 が適切であると報告されている^{3-2), 3-3)}。しかしながらスキンのストレッチ成形シミュレーションでは板厚方向積分点数がスプリングバック量に及ぼす影響は認められなかつた。曲げ成形時には中立軸近傍の金属は弾性限よりも低い値となる(図 3.7a)。金属への曲げ力が解放されると、この弾性幅が元々の平板状況に戻ろうとする。ゆえに弾性幅の戻りを正確に計算するためには板厚方向の積分点を多くとることは重要である。しかしストレッチ成形プロセスの場合、引張力が付与されるため弾性幅が除去される(図 3.7b)。ストレッチ成形された板の板厚方向に対する応力分布は曲げ成形程複雑とならないので、積分点数が 5 より少なくともシミュレーションモデルは正確に計算できたと考えられる。

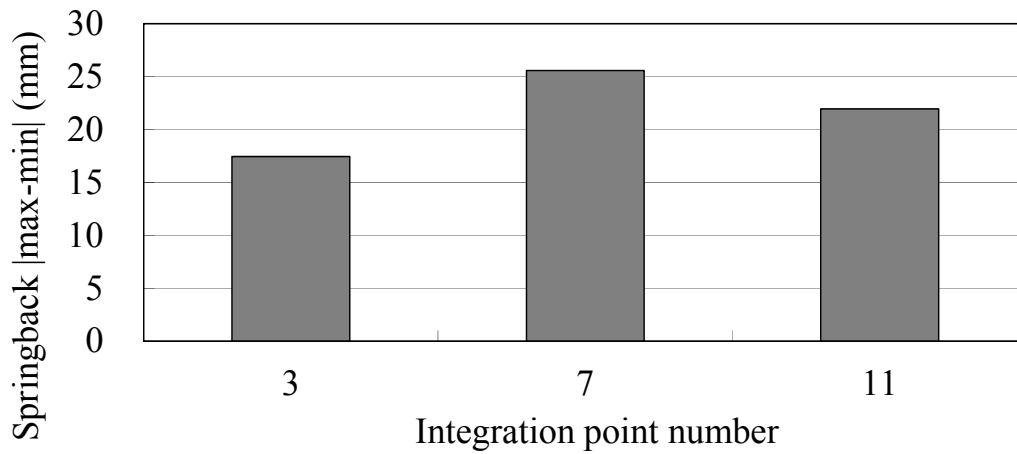


図 3.6 収束判定の相対変位を 1×10^{-5} にした条件で板厚方向積分点数を変えた場合における主要部メッシュサイズによるスプリングバック変化

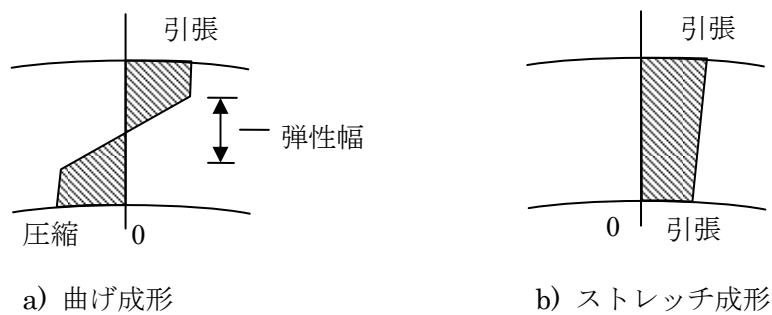


図 3.7 曲げ成形とストレッチ成形の場合の材料板厚方向の応力分布

3.2.4 降伏関数の影響

図 3.8 に収束判定の相対変位を 1×10^{-5} および積分点数を 3 にした条件で降伏関数を変化させた場合における各測定点でのメッシュサイズを 25~100mm に変化させた場合におけるスプリングバック量変化を示す。Von Mises の降伏条件の方が Hill' 48 の降伏条件よりもスプリングバック量変化は大きくなる傾向が認められるが、降伏関数を変化させた場合の変化量よりも主要部のメッシュサイズによるスプリングバック量変化の方が大きい。よって、降伏関数の違いがスキンのストレッチ成形解析精度に及ぼす影響はほとんどないと考えられる。

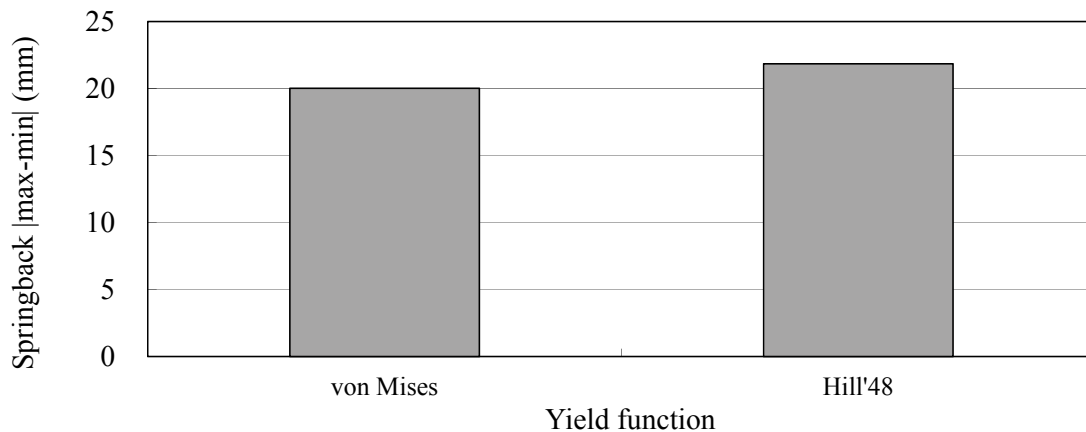


図 3.8 収束判定の相対変位を 1×10^{-5} および積分点数を 3 にした条件で降伏関数を変化させた場合における各測定点でのメッシュサイズを 25~100mm に変化させた場合における量変化

3.3 結論

航空機スキンのストレッチ成形の有限要素シミュレーションの精度にモデリング条件やパラメータが及ぼす影響について検討を行い、以下の結論が得られた。

- (1) 収束判定条件が最も影響を及ぼすパラメータであることが明らかとなり、推奨条件は相対変位を 1×10^{-5} にした条件である。
- (2) 板厚方向積分点数と降伏関数は、スキンのストレッチ成形シミュレーション精度に影響を及ぼさないことが明らかになった。

第3章 参考文献

- 3-1) A. Kono, T. Yamada, and S. Takahashi : The effectiveness of FE model for increasing accuracy in stretch forming simulation of aircraft skin panels, The 9th International Conference and Workshop on Numerical Simulation of 3D Sheet Metal Forming Processes, (2014) , pp736-739.
- 3-2) R. H. Wagner and M. Li : Advances in Springback, AIP conference proceedings, 778(1) , (2005) , pp209-214.
- 3-3) 山村直人・桑原利彦・牧野内昭武・Cristian Teodosiu : シェル要素による引張り曲げ成形のスプリングバック解析とその精度評価 –不釣り合い力補正方法を導入した静的陽解法 FEM による板材成形のスプリングバック解析 第2報–, 塑性と加工, 43-502 (2002) , pp1066-1071.

第4章 航空機スキン自重変形予測^{4-1~4-4)}

航空機部品は、部品サイズと比較して板厚は薄いため自重によるたわみなどの重力の影響を受けやすく、正確な形状を把握できない問題がある。そこで、形状予測のために自重たわみの影響を排除した計測治具や FEM 解析の適用による自重変形を予測した検査手法の研究が行われている^{4-5)~4-9)}。しかし、これらの研究は 1×1m 以下の小さな部品に限られている。航空機部品の中で最も大きな部品であるスキン部品は素材サイズが 3×10m になるものもあり、FEM 解析によりスキン部品の自重変形シミュレーションを行うためにはメッシュアスペクト比を大きくする必要がある。メッシュアスペクト比を大きくすることとはメッシュを粗くすることにつながり変形解析の精度低下が懸念される。この状況における自重変形解析精度の検討は行われていない。

本章では、航空機部品に合わせたアスペクト比が大きい状況における自重変形予測技術の向上を目的とし、自重変形解析において解析パラメータが解析精度及び解析時間に及ぼす影響を検討した。

4.1 自重変形試験

航空機外板部品寸法に合わせたアスペクト比の試験片を用い自重によるたわみの計測を行った。前章迄で述べたとおりストレッチ成形に用いるアルミ合金板は四角形であり、板は金型中心と接触してたわみ変形をする。この状況における自重変形を正確に予測することを目的として、四角形状板の角部を固定する試験を実施した。

4.1.1 試験片

試験片はアルミニウム合金 A2024-T3C 及び A7075-T6C を用い、A2024-T3C は正方形板(寸法:500×500×1mm)を、A7075-T6C は正方形板(寸法:500×500×1.3mm)を用いた。これらの材料は高い強度を有し、航空機構造の主要材料として用いられている。表 4.1 に引張試験より得られた材料特性を示す。

表 4.1 引張試験より得られた材料特性

Materials	Young's Modulus (GPa)	Poisson's ratio
A2024-T3C	69.90	0.330
A7075-T6C	70.50	0.330

4.1.2 計測方法

自重変形試験を行うために実験装置を作製した。図 4.1 に自重変形実験装置の概略を、図 4.2 に自重変形実験セットアップした状態を示す。正方形試験片の角部 150×50mm を治具にて保持した状態で自重変形試験を行った。試験片のたわみ測定にはレーザー変位計(LB-300, KEYENCE 社製)を使用した。実験装置

を定盤の上に載せ、下部からレーザーを照射し、センサを定盤上面と平行に移動させることで試験片全体のたわみを測定した。測定位置は試験片の固定部を始点に対角線上とし、それぞれ 50mm 間隔にて先端部まで測定した。

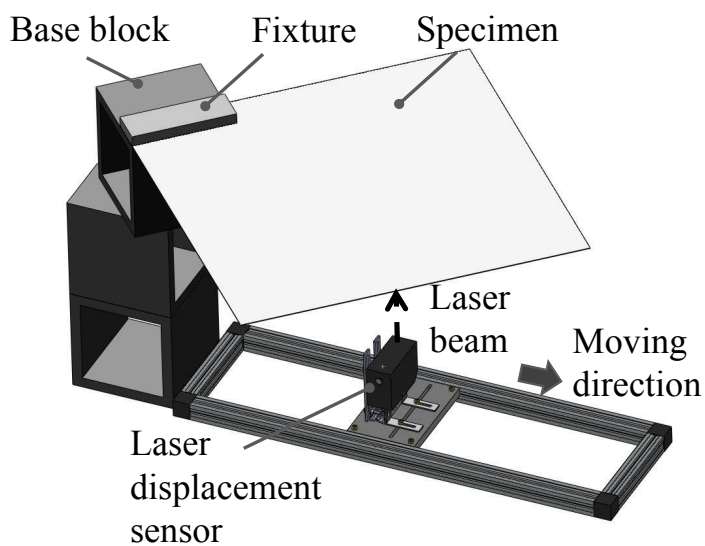


図 4.1 自重変形実験装置の概略



図 4.2 自重変形実験セットアップ

また、試験片が多少変形していたので試験片を裏返した状態も計測し両者の
平均値からたわみを求めた。上記の手順で、試験片は各 1 枚でそれぞれ実験を
行い、試験片は 1 枚につき 4 回測定作業を行った。

4.2 自重変形解析

解析ソフトは MSC. Marc 2005 (MSC 社製) 及び Stampack Ver. 6. 2. 5 (Quantech 社製) を使用し、静的陰解法による自重変形解析には双一次内挿変位関数四角形シェル要素と線形補完変位関数三角形シェル要素を用いた。解析にてメッシュサイズが自重変形の精度に及ぼす影響を検討した。

4.2.1 静的陰解法による有限要素解析

図 4.3 に四角形シェル要素による静的陰解法解析のメッシュ形状と分割方法の詳細を示す。自重変形実験と同様に正方形板の辺の一部を固定し 2 方向に突き出した解析モデルを作成した。

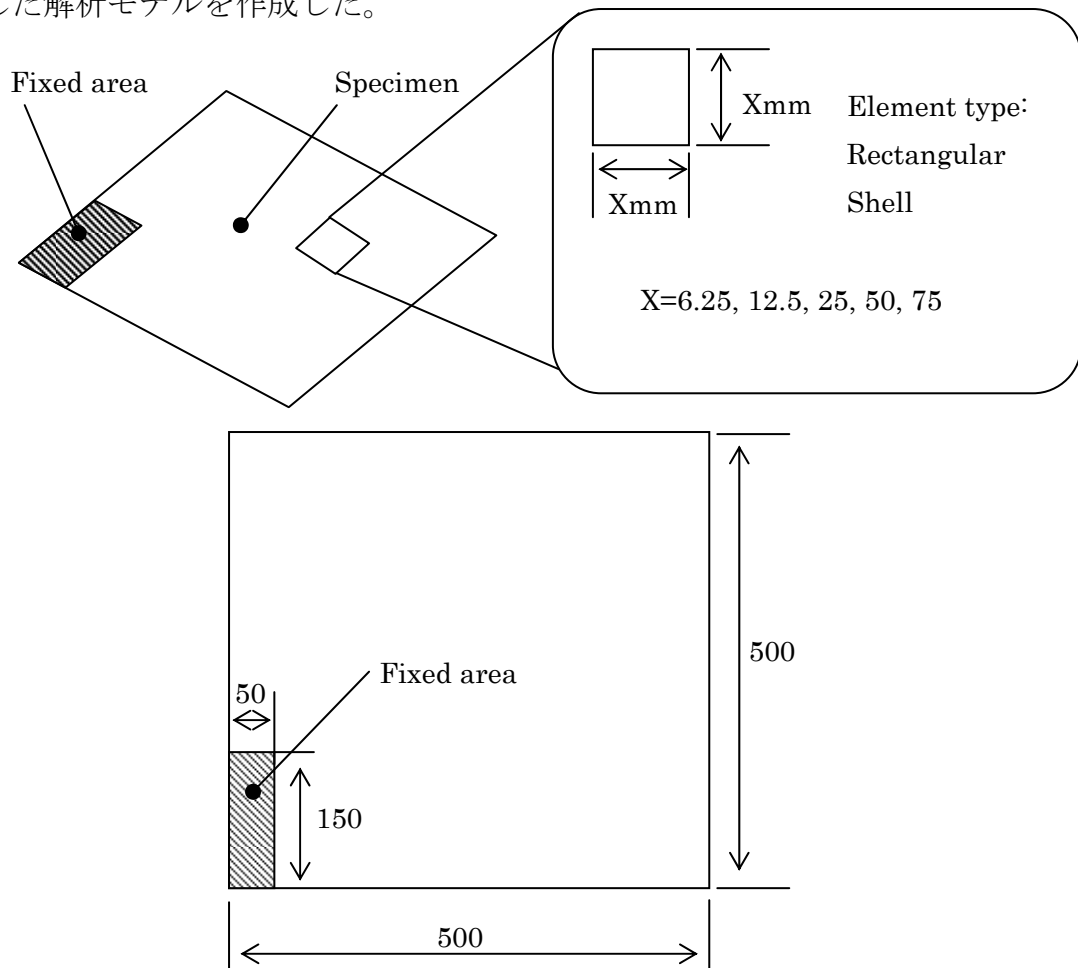


図 4.3 四角形シェル要素による静的陰解法解析のメッシュ形状と分割方法の詳細

メッシュの辺の長さは 6.25mm～75mm に変化させた。四角形シェル要素モデルには板材シミュレーションソフト MSC. Marc 2005 (MSC 社製) を用いた。四角形シェル要素による自重変形解析は、A2024-T3C 正方形板 (寸法 : 500×500×1mm) のみを解析した。

図 4.4 に三角形シェル要素による静的陰解法解析のメッシュ形状と分割方法の詳細を示す。メッシュの短辺の長さは 6.25mm～25mm に変化させた。三角形シェル要素モデルには板材シミュレーションソフト Stampack Ver. 6.2.5 (Quantech 社製) を用いた。自重変形実験と同様に板の辺の一部を固定し 2 方向に突き出した解析モデルを作成した。Stampack による自重変形解析は、A2024-T3C 正方形板 (寸法 : 500×500×1mm)、A7075-T6C 正方形板 (寸法 : 500×500×1.3mm) を解析した。自重たわみ量につき解析結果と実験結果を比較した。図 4.5 に計算のフローチャートを示す。

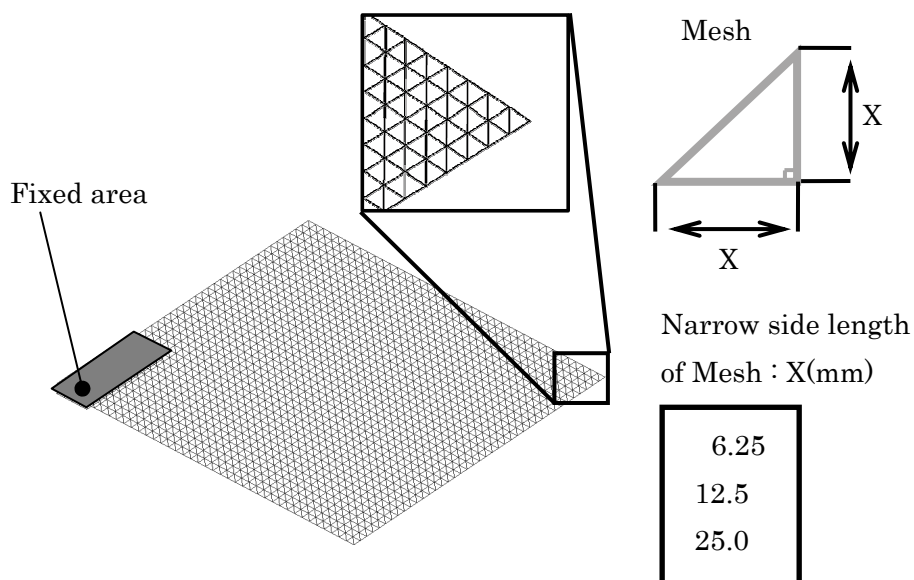


図 4.4 三角形シェル要素による静的陰解法解析のメッシュ形状と分割方法の詳細

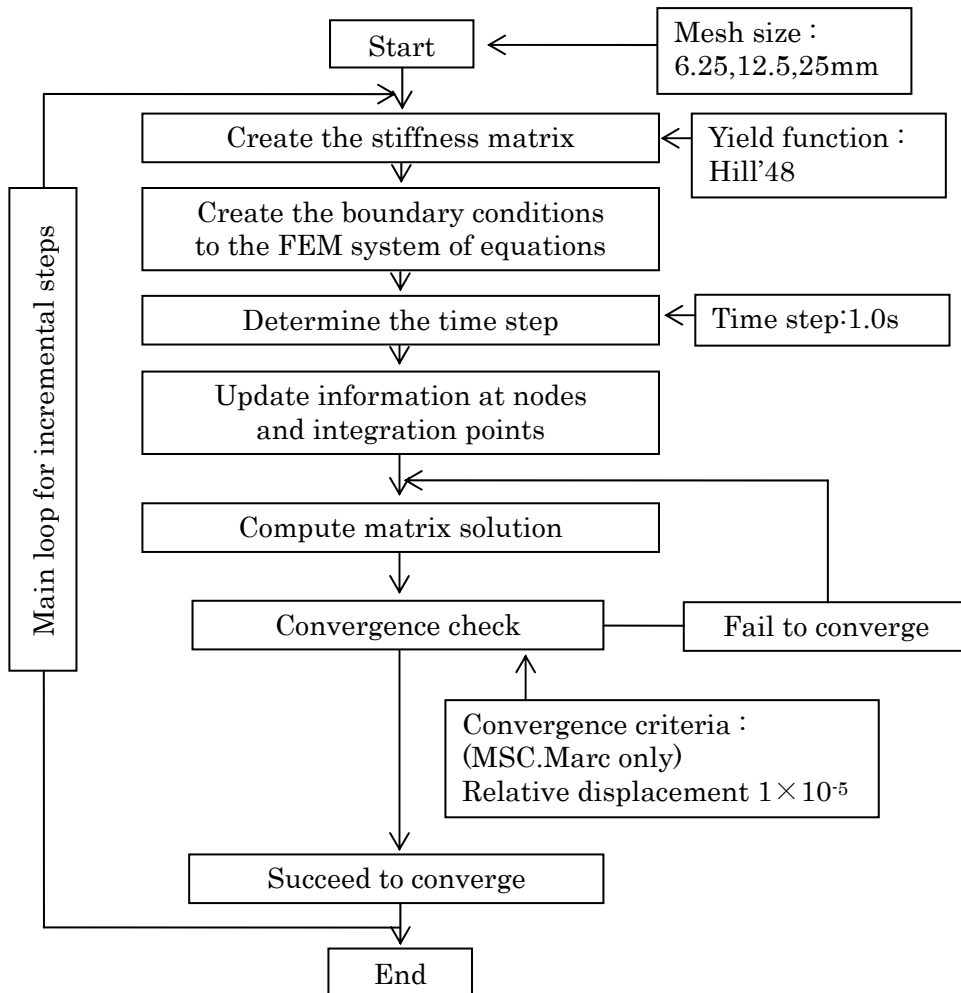


図 4.5 計算のフローチャート

4.2.2 動的陽解法による有限要素解析

動的陽解法による自重変形解析では線形補完変位関数三角形シェル要素を用いた。解析には板成形解析ソフト Stampack Ver. 6.2.5(Quantech 社製)を使用した。航空機部品であるスキンのストレッチ成形用金型の設計時に実行される成形解析では、金型との接触や計算時間の短縮を考慮して動的陽解法を使用する。ストレッチ成形解析から成形後の自重変形解析を一貫して行う方が、プレス成形により板材内部に残留する内部応力を反映でき、正確な形状を予測できる。そのため、本解析も同一の解析手法とした。図 4.6 に三角形シェル要素による動的陽解法解析のメッシュ形状とその分割方法の詳細を示す。メッシュの短辺の長さは 6.25mm~75mm とした。解析は正方形板の辺の一部を固定し 2 方向に突き出したモデルを使用した。解析結果と実験結果を比較し、解析精度が良かったメッシュサイズを用いて正方形板の解析を行った。

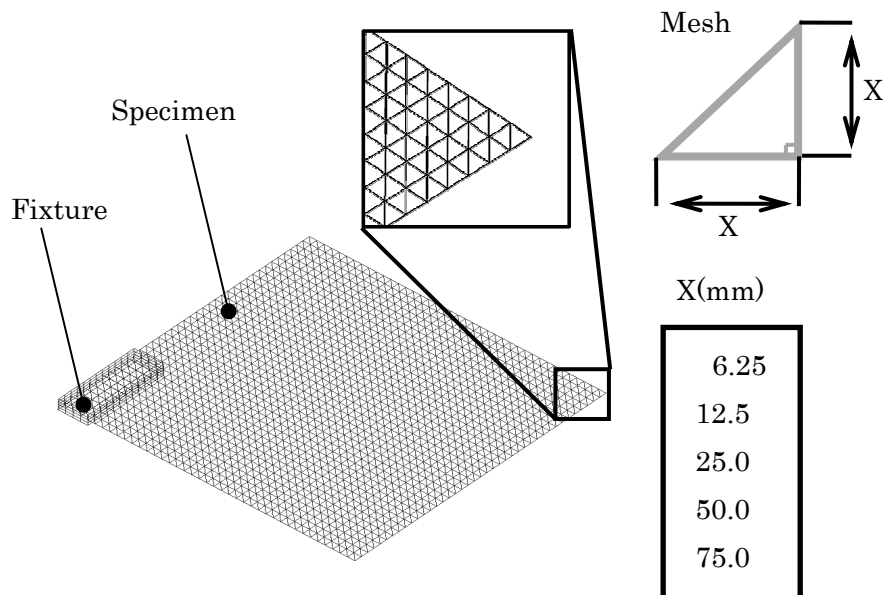


図 4.6 三角形シェル要素による動的陽解法解析のメッシュ形状とその分割方法の詳細

自重変形解析では解析モデルが片持ちはり型であるので自由振動が発生する。振動を分散させ解を安定させるために、試験片を減衰させる必要がある。Stampack では Rayleigh タイプの減衰を使用することが可能であり、減衰計算の時間と減衰を設定していない振幅に対する 1 周期ごとの減衰量、減衰時間が入力できる。基本条件として過去の解析事例を参考に減衰量 50%、減衰時間 0.1s を選択した⁴⁻¹⁰⁾。また、アスペクト比が大きいモデルの FEM 解析における自重変形の解析時間の短縮を目的とし、減衰パラメータが解析時間に及ぼす影響を検討した。A2024-T3C 正方形板(寸法：500×500×1mm)試験片の角部 150×50mm を保持し、航空機部品のスキンの自重変形状態を模擬した状態で解析を行った。図 4.7 に評価点の評価方法を示す。供試材先端部における各計算時間での変位から振動を求め、実験結果を基準に正規化した。表 4.2 に使用した減衰パラメータを示す。これらを変化させた時の解析精度と実験結果を比較した。図 4.8 に計算のフローチャートを示す。

上述の検討によって得られた、最も解析精度が良いメッシュサイズ及び計算時間が短い減衰パラメータを用いて A7075-T6C 正方形板の解析を行った。

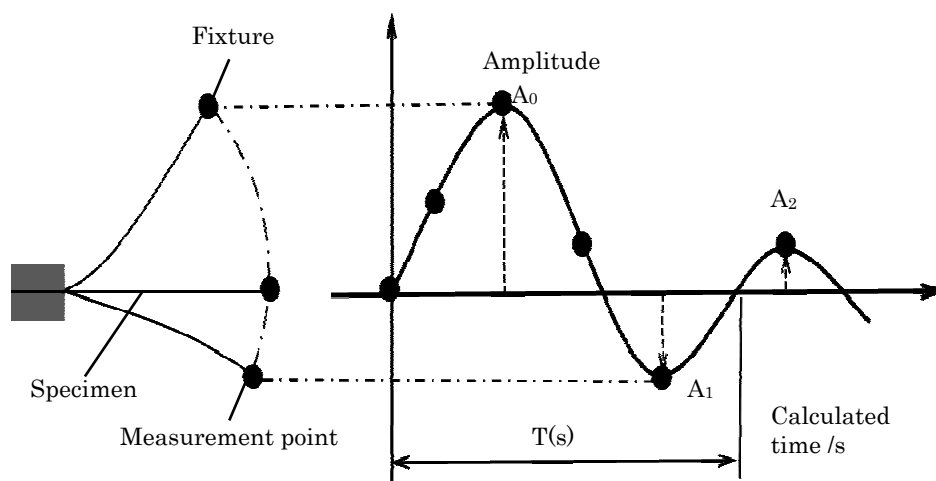


図 4.7 評価点の計測方法

表 4.2 自重変形解析に使用した減衰パラメータ

Attenuation time (s)	0.001
	0.01
	0.1
	1.0
Attenuation (%)	2
	50
Calculated time (s)	5

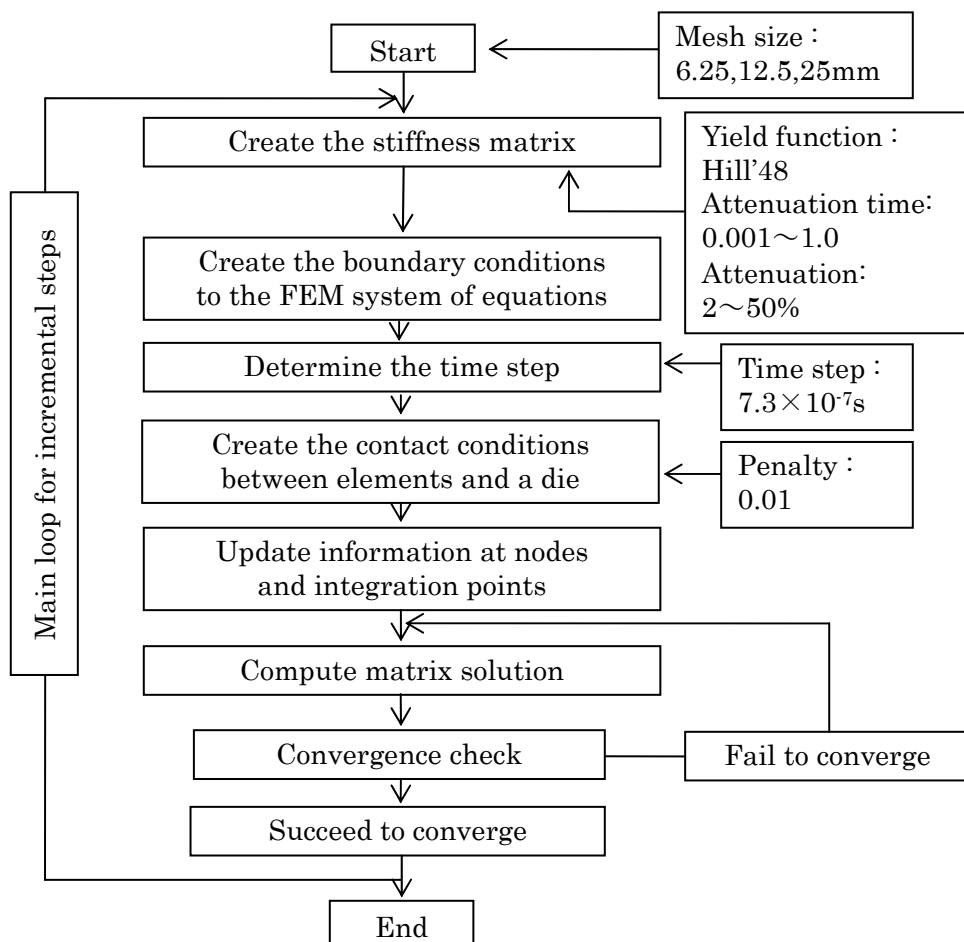


図 4.8 計算のフローチャート

4.3 結果及び考察

4.3.1 四角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析結果

図 4.9 に四角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析と自重変形実験との各測定ポイントにおける変位の比較を、図 4.10 に最も変位が大であった部位の試験片端部における自重方向変位の実験値と解析値の比較を示す。自重方向変位はメッシュサイズ 50mm では解析値が実験値よりも大きくなる傾向が認められたが、25mm 以下では解析値と実験値はほぼ一致した。メッシュサイズが小さくなるに伴って計算時間が長くなるため、25mm 以下のメッシュサイズが短時間で正確な解を得る上で最適なメッシュサイズである。

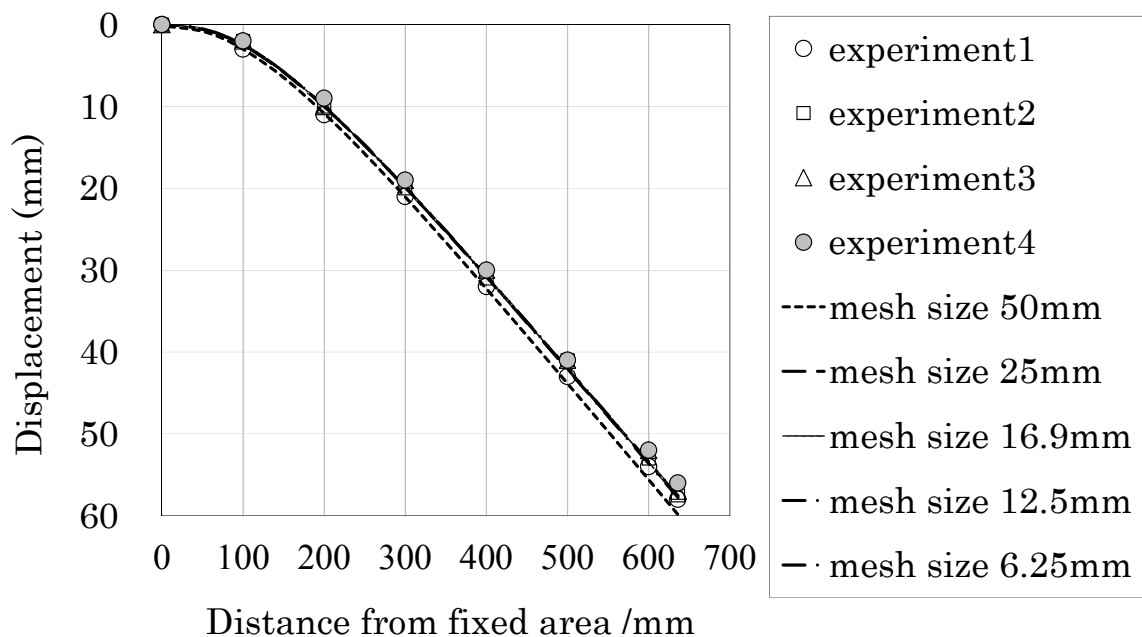


図 4.9 四角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析と自重変形実験との各測定ポイントにおける変位比較

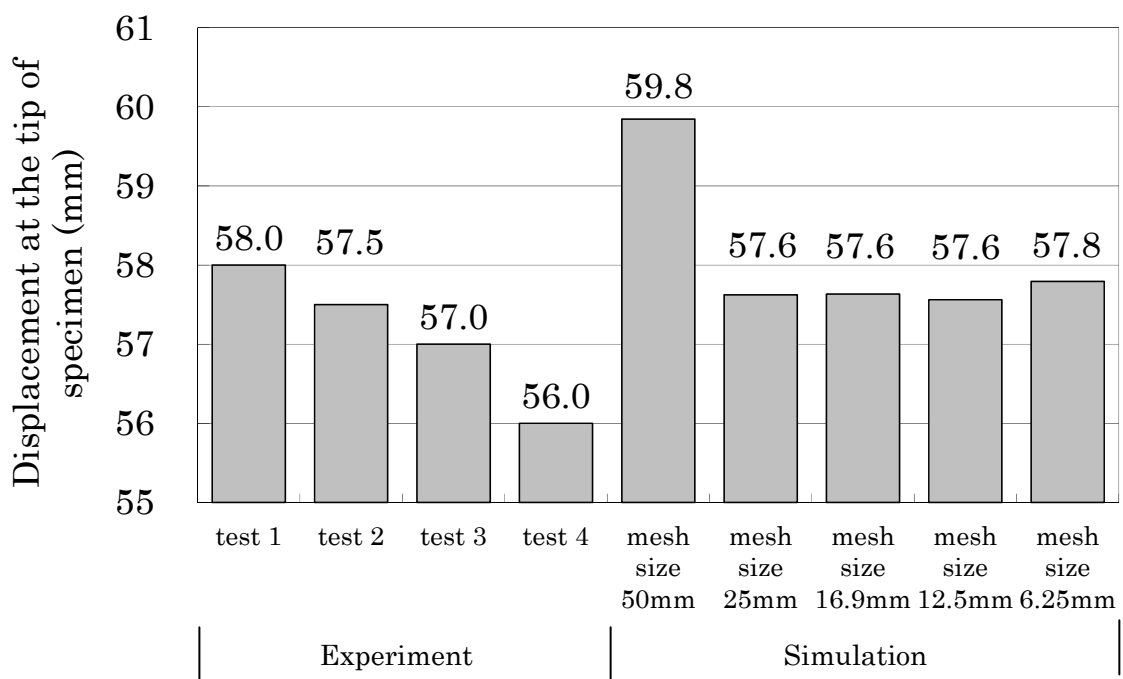
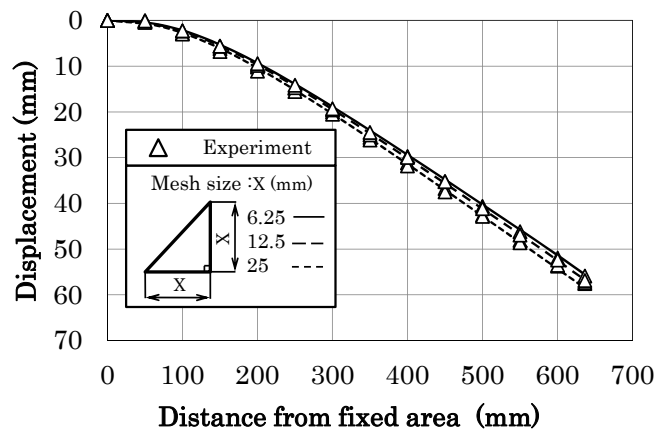


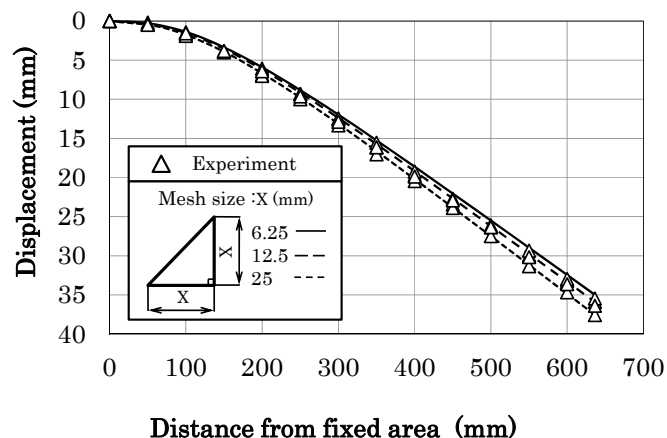
図 4.10 試験片先端部における実験値と解析値の重力方向変位の比較

4.3.2 三角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析結果

図 4.11 に三角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析と自重変形実験との各測定ポイントにおける変位の比較を示す。メッシュサイズが 6.25~25mm の範囲においてシミュレーションの変形形状は実験と良く一致している。メッシュサイズが小さくなるに伴って、変位は若干増加する傾向がみられた。アルミニウム合金の種類と板厚の変化が FEM 解析の自重変形精度に及ぼす影響は認められなかった。



a) A2024-T3C aluminum alloy sheet, thickness 1 mm



b) A7075-T6C aluminum alloy sheet, thickness 1.3 mm

図 4.11 三角形シェル要素による静的陰解法有限要素解析と自重変形実験との各測定ポイントにおける変位量の比較

4.3.3 三角形シェル要素による動的陽解法有限要素解析結果

図 4.12 に辺の一部を支えた正方形板の場合の固定端を基準とした時の A2024-T3C 正方形板(寸法：500×500×1mm)試験片たわみ量の実験値と解析値の比較を示す。片持ちはりの解析結果から、メッシュサイズを 6.25mm から 25mm に変化させて正方形板の解析を行った。板の固定部から対角線方向の変位量を調査した結果、25mm は実験値のばらつきの範囲外であったがメッシュサイズ 6.25mm と 12.5mm での自重変位量は実験値のばらつきの範囲内であった。

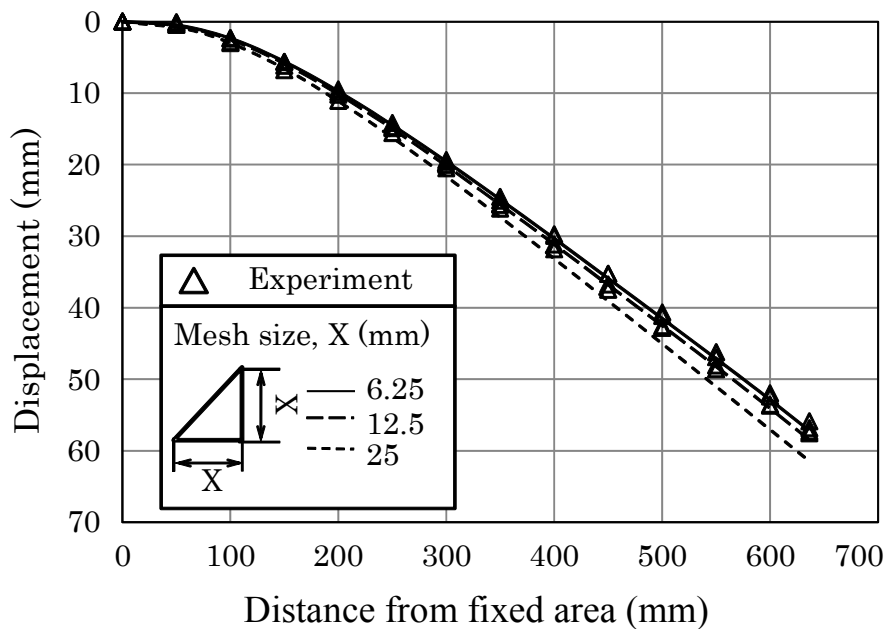


図 4.12 辺の一部を支えた A2024-T3C 正方形板の実験値と解析値の比較

振動減衰を付加せず解析を行った時の A2024-T3C 正方形板(寸法：500×500×1mm)試験片の振動波形を図 4.13 に示す。縦軸は、試験片先端たわみ量の実験値と解析値の差を示す。供試材先端は約 3Hz の周期で一定幅の振動を繰り返していることが確認できる。

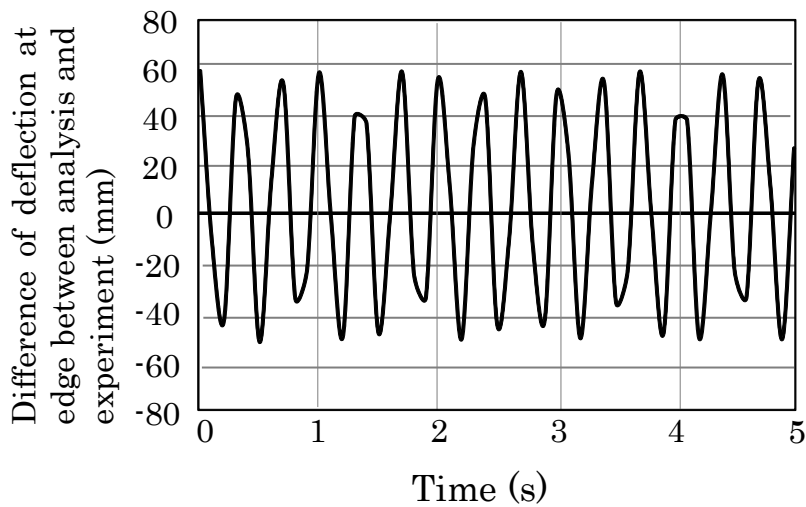


図 4.13 減衰を付加せず解析を行った時の供試材先端の振動

解析時間の短縮を狙い、振動の減衰を促進させるために減衰量を 2%とした時の各減衰時間における供試材先端の振動を図 4.14 に示す。減衰時間が 0.1s の場合先端の振動は発生せず過減衰を示したが先端の変位は時間約 2s で実験値と一致した。減衰時間 0.01s、0.001s では先端はゆるやかに実験値に近づく過減衰の傾向が認められ、5 秒では実験値に収束しなかった。減衰量を 50%とした時の各減衰周期における供試材先端の振動を図 4.15 に示す。減衰時間が 1.0s の場合は時間が 5s 経過した時点においても先端がわずかに振動し収束しなかった。0.1s では収束時間が 1.2s となりより短い時間で先端が収束する傾向が認められた。減衰周期が 0.01s、0.001s では過減衰を示し、0.01s では時間約 2s で収束したが、0.001s では時間が 5s では収束しなかった。計算時間をさらに長く設定する必要があると考えられる。減衰量 2%、50%で短い計算時間において収束する減衰周期は、それぞれ 0.1s、1.0s であったが、より広い範囲において収束性が高いのは減衰量 50%であった。

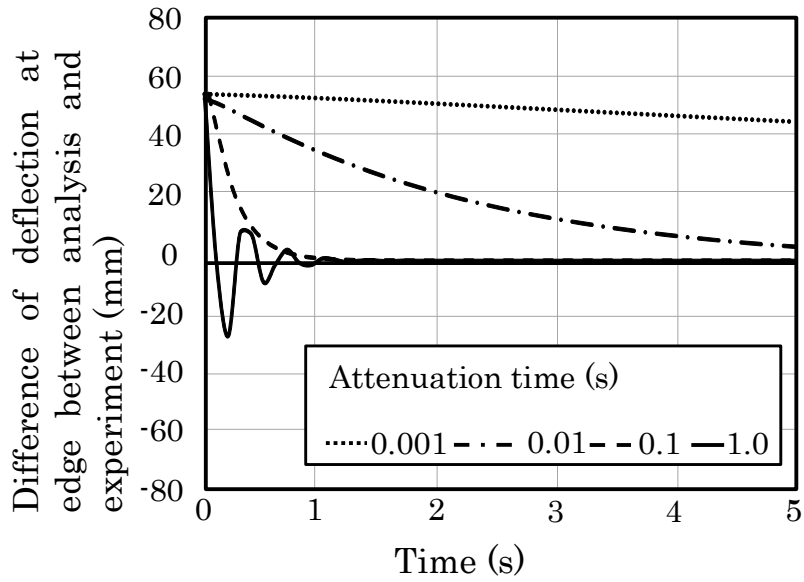


図 4.14 減衰量を 2%とした時の各減衰周期における供試材先端の振動

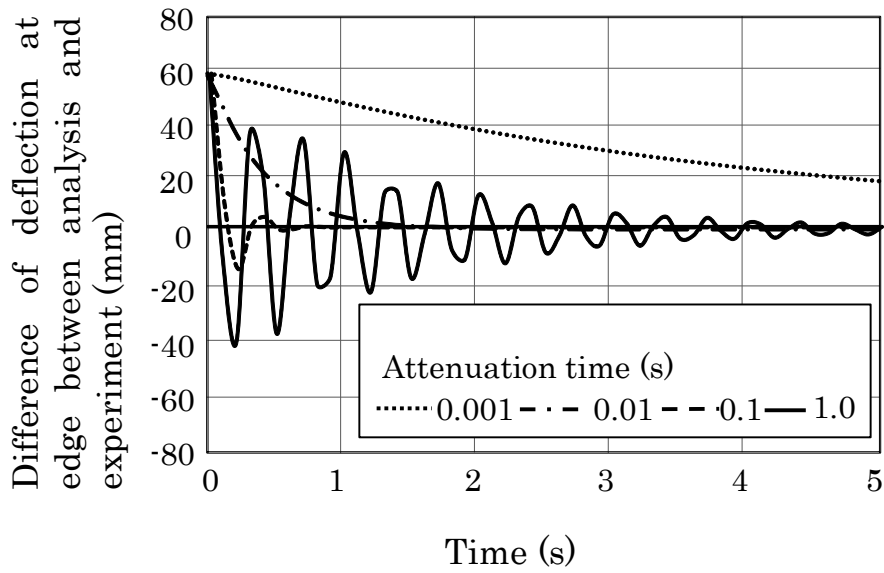


図 4.15 減衰量 50%とした時の各減衰周期における供試材先端の振動

図 4.7 において振動における隣り合う波形の最大振幅の減少率(Δ)、対数減少率(δ)および減衰比(ζ)は下式で表せる。

$$\Delta = \left(1 - \left(\frac{A_2}{A_0}\right)^{\frac{T_1}{T}}\right) \times 100 \quad (4.1)$$

$$\delta = \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{\Delta}{100}}\right) \quad (4.2)$$

$$\zeta = \frac{\delta}{2\pi} \quad (4.3)$$

ここで A_0 、 A_2 、 T 、 T_1 はそれぞれ 1 番目の最大振幅、2 番目の最大振幅、減衰時間、振動周期である。有限要素法では Reyleigh タイプの減衰が使用でき、Reyleigh 減衰の式は以下の式で表される。

$$\zeta = \frac{\alpha}{4\pi f} + \beta\pi f \quad (4.4)$$

ここで α は質量比例減衰定数、 β は剛性比例減衰定数、 f は周波数である。動的陽解法では一般的に α 項のみ用い、 β 項は 0 となる。これらの式から計算した A2024-T3C 正方形板の自重変形振動解析に対する減衰比と周波数との関係を図 4.16 に示す。図より減衰量が同じ場合では、減衰時間が短くなるにつれて減衰比が大きくなっており、このことは収束性が良くなることを意味している。周波数 3Hz では、減衰量が 50% の場合減衰時間が 0.1s もしくは 1.0s の時の減衰比は 1 より小さい値を示すが、減衰時間が 0.01s の時減衰比は 1 より大きくなり過減衰となっている。図 4.17 に式(4.1)～(4.4)から計算した A2024-T3C 正方形板の自重変形振動解析に対する最大減衰率と周波数の関係を示す。過減衰の条件を除くと、約 3Hz では減衰量 50% のとき減衰時間 0.1s が最も 100% に近い値となっている。板材先端の振動周波数を用いて最大減衰率が 100% に近い減衰パラメータを求めれば短時間で精度良く解析することが可能である。

そこで、減衰量 50%、減衰時間 0.1s、 $T_1=1/2.9 \div 0.34$ を(4.1)式に代入すると減衰比は(4.2)及び(4.3)式から 0.38 である。減衰量は 50% のままで、減衰時間を 0.044s に変更すると減衰比は 0.86 となり 1 に近づくため収束時間は短くて

きる計算となる。A2024-T3C 正方形板の解析モデルにおいて減衰時間を 0.1s から 0.044s に変更して計算を実施した結果、収束時間は 20 時間から 11 時間に短縮され、45%計算時間を短縮することが可能となった。

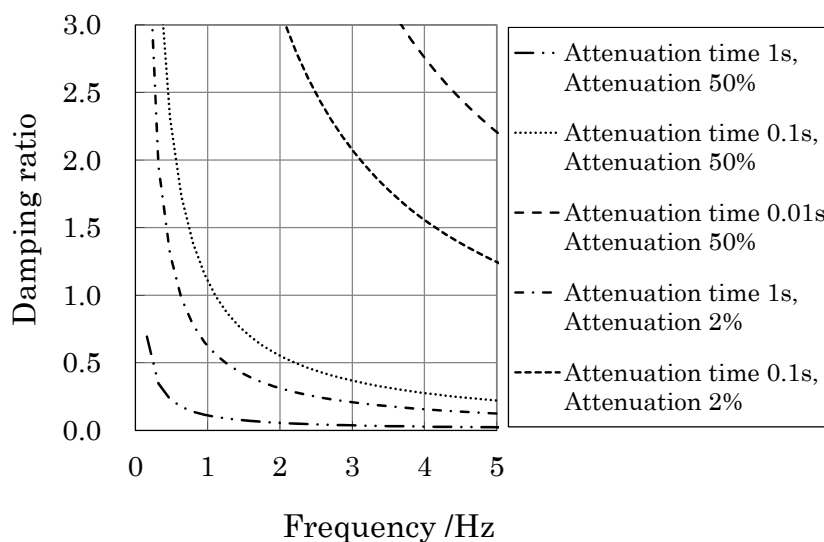


図 4.16 A2024-T3C 正方形板の自重変形振動解析に対する減衰比と周波数との関係

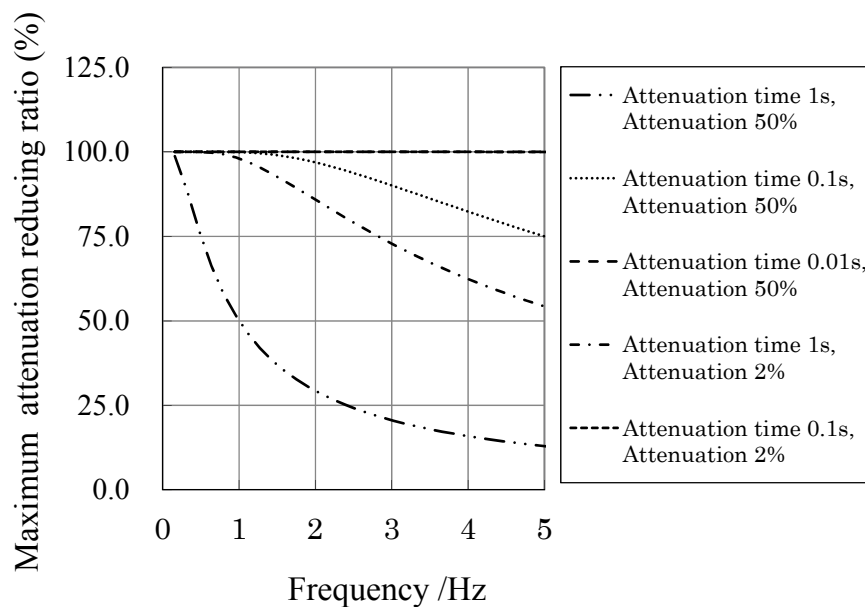


図 4.17 最大振幅の減少率

図 4.18 に減衰量 50%、減衰周期 0.1s にて辺の一部を支えた A7075-T6C 正方形板の固定端を基準とした時のたわみ量の実験値と解析値の比較を示す。メッシュサイズ 6.25mm と 12.5mm での自重変位の解析結果は実験値のばらつきの範囲内に収まっており、ほぼ一致した。このことから材料の種類及び板厚が異なる条件においても精度よく解析されていることが明らかとなった。

本解析モデルにて、減衰量 50%、減衰時間 0.1s の条件を減衰量 50%、減衰時間 0.033s に変更して計算を行った。減衰量 50%、減衰時間 0.1s では収束時間が 24 時間であったが、減衰時間 0.033s では収束時間は 10 時間となり、58%計算時間が短縮された。よって材料の種類及び板厚が異なる条件においても減衰比が 1 に近い減衰パラメータを求めれば短時間で精度良く解析することが可能である。形状が複雑な板や重量配分がある場合には複雑な振動モードが発生する。その場合にも、対象とするケースに対してレイリー減衰を与えずに解析を行い、その固有振動数を確認し本論文の式に従ってパラメータを設定すれば短時間で精度良く解析することが可能である。

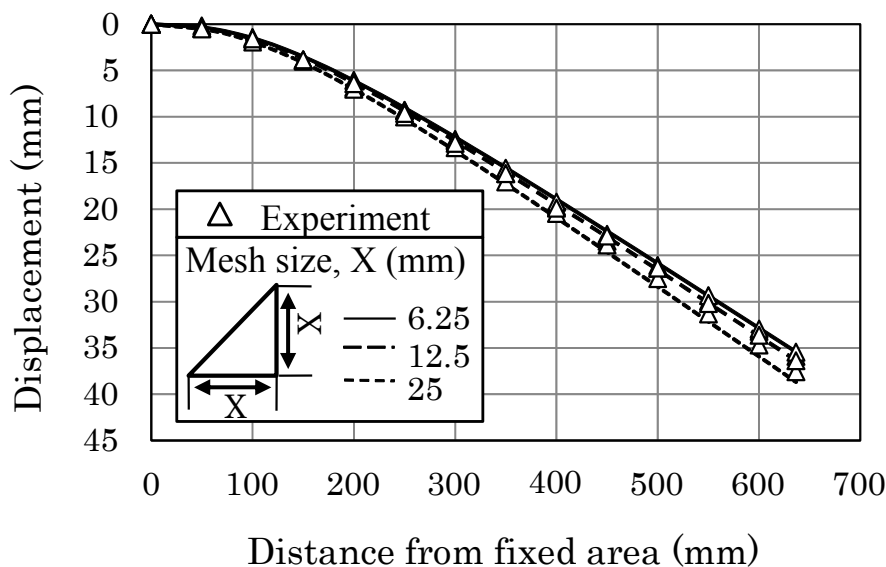


図 4.18 減衰量 50%、減衰周期 0.1s にて辺の一部を支えた A7075-T6C 正方形板の実験値と解析値の比較

4.4 結言

自重変形の予測技術の向上を目的とし、実験結果と解析結果の比較からメッシュサイズ及び減衰パラメータが自重変形解析精度に及ぼす影響を検討した。

4.4.1. 静的陰解法による自重変形解析

静的陰解法に関して自重変形試験を行い実験結果と解析結果の比較からメッシュサイズが自重変形解析に及ぼす影響を検討した。静的陰解法自重変形に関しては25mmよりも小さいメッシュサイズにすることで実験結果に一致する変位が得られる。材料種類及び板厚が異なる条件においても精度良く解析することが可能である。

4.4.2. 動的陽解法による自重変形解析

動的陽解法では以下の結論が得られた。

- (1) A2024-T3C 正方形板の変形解析結果からメッシュサイズ12.5mm以下にすることで実験結果に一致する変位が得られる。
- (2) 減衰時間が短くなるにつれて収束性は良くなるが、短くし過ぎると過減衰の傾向が強くなり収束性は逆に悪化する。
- (3) 板材先端の振動周波数にて減衰比が1に近い減衰パラメータを求めれば短時間で精度良く解析することが可能である。A2024-T3C 正方形板の解析モデルにおいて減衰比を0.38から0.86に変更して計算を実施した結果、計算時間は45%短縮された。
- (4) 板厚が異なるA7075-T6C 正方形板の解析結果は実験とほぼ一致した。このことから材料種類及び板厚が異なる条件においても精度よく解析されていることが明らかとなった。

- (5) 板厚が異なる A7075-T6C 正方形板の解析モデルにて、減衰比が 1 に近い減衰パラメータを求め計算を行った結果 58%計算時間が短縮された。材料種類及び板厚が異なる条件においても短時間で精度良く解析することが可能である。

第4章 参考文献

- 4-1) 河野亮・佐々木颯翼・高橋進：航空機外板部材の自重変形にける有限要素解析精度に関する研究，設計工学，Vol149，No.11（2014），pp59-64.
- 4-2) 佐々木颯翼・河野亮・高橋進：航空機外板部品の自重変形に関する研究，日本設計工学会 平成25年度秋期研究発表講演会講演論文集（2013），pp181-182.
- 4-3) 佐々木颯翼・河野亮・高橋進・三宅昌昭：航空機スキン自重変形解析減衰パラメータと精度に関する研究，日本設計工学会 平成26年度春期研究発表講演会講演論文集（2014），pp39-40.
- 4-4) S.Sasaki A.Kono, S.Takahashi.: Improvement in prediction accuracy by finite element methods of stretch-formed aluminum alloy sheets with a large aspect ratio, Proceedings of 11th International Conference on Technology of Plasticity, (2014), pp927-932.
- 4-5) Jaramillo, A., Prieto, F. and Boulanger, P.: De-formable Part Inspection Using a Spring-mass System, Computer-Aided Design, 45, 8-9 (2013), pp1128-1137.
- 4-6) Jaramillo, A., Boulanger, P. and Prieto, F.: On-line 3-D System for the Inspection of Deform-able Parts, Int J Adv Manuf Technol, 57 (2011), pp1053-1064.
- 4-7) Aidibe, A., Tahan, S. and Lalonde, J.: Inspec-tion Algorithm for Quality Control of Aero-space Non-Rigid Parts without Conformation Jig, SAE Technical Paper 2013-01-2173, (2013), pp1-6.
- 4-8) Xiong, L., Molfino, R. and Zoppi, M.: Fixture layout optimization for flexible aerospace parts based on self-reconfigurable swarm in-telligent fixture system, Int J Adv Manuf Technol, 66 (2013), pp1305-1313.
- 4-9) Jaramillo A, Boulanger P, Prieto F.: On-line 3-D inspection of deformable parts using FEM trained radial basis functions, Proceedings of IEEE 12th international conference on com-puter vision, 1 (2009), pp1733-1743.
- 4-10) Hycza-Michalska, M., Rojek, J., and Fruitos, O.: Numerical Simulation of Car Body Elements Press-ing Applying Tailor Welded Blanks - Practical Veri-fication of Results, Archives of Civil and Mechanical Engineering, X, 4 (2010), pp31-44.

第5章 航空機スキン材の引張曲げ成形の予測^{5-1)~5-4)}

前章にて、自重変形実験を行い、板材の自重変形解析の正確さを評価した結果、自重変形については実験値のばらつき範囲内の精度で予測可能であった。しかし、前章における自重変形の解析では、金型との接触を有する解析を行っていない。そこで、本章では、金型の接触を有する航空機スキン材引張曲げ基礎実験を実施し、有限要素解析精度を定量的に評価した。引張曲げ基礎実験では成形後のスプリングバックの形状評価に加えて、引張方向板厚断面の外周側と内周側のひずみ分布に関しても評価を行うと共に、解析予測精度の向上を試みた。有限要素モデルに関しては、シェル要素に加えて、アイソパラメトリックの四角形平面ひずみ要素による解析及び理論式との比較により解析精度を検討した結果についても述べる。

5.1 引張曲げ成形後のスプリングバック試験

5.1.1 実験装置

引張曲げ成形の実験装置および金型寸法を図 5.1 に、引張曲げ試験のセットアップ状態を図 5.2 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。これに実験装置を乗せ、供試材を金型の曲率半径 1,500mm に沿わせるようにして引張曲げ成形を行った。

引張試験機には上下に稼働するチャックが一つしか備え付けられていないため、ストレッチ成形のように素材の両端を把持して引張ることができない。そこで試験片の片端 40mm を引張試験装置のクロスヘッドに取り付けられているチャックで固定し、もう一端の 40mm は固定治具と金型間に挟み、ボルトで締めつけて固定した。

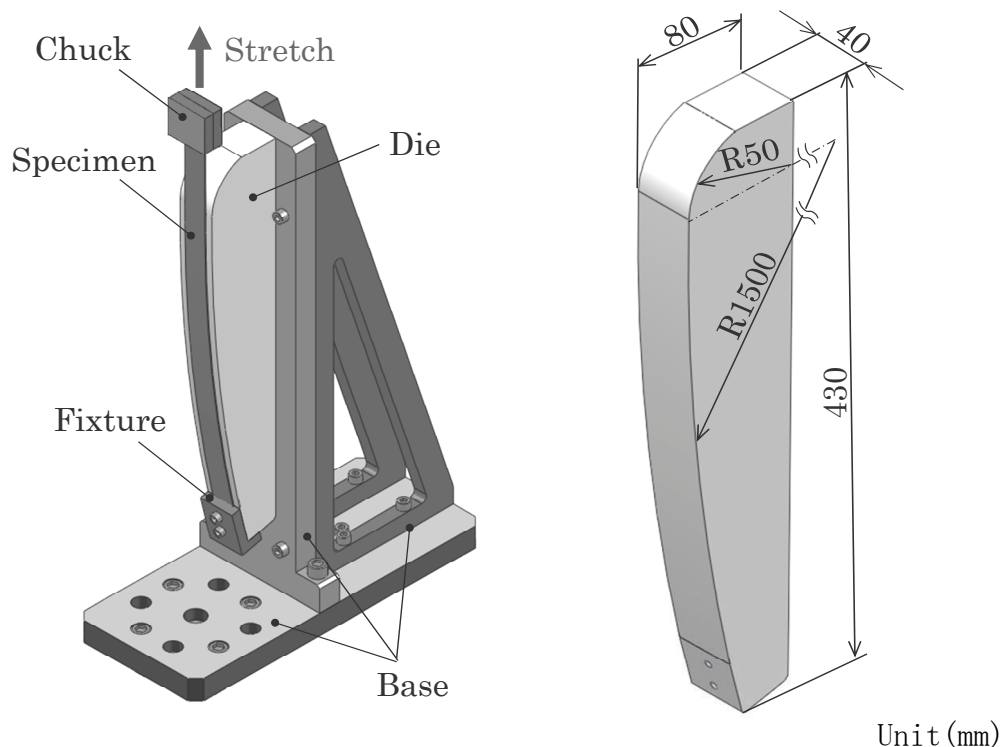


図 5.1 引張曲げ成形の実験装置及び金型寸法

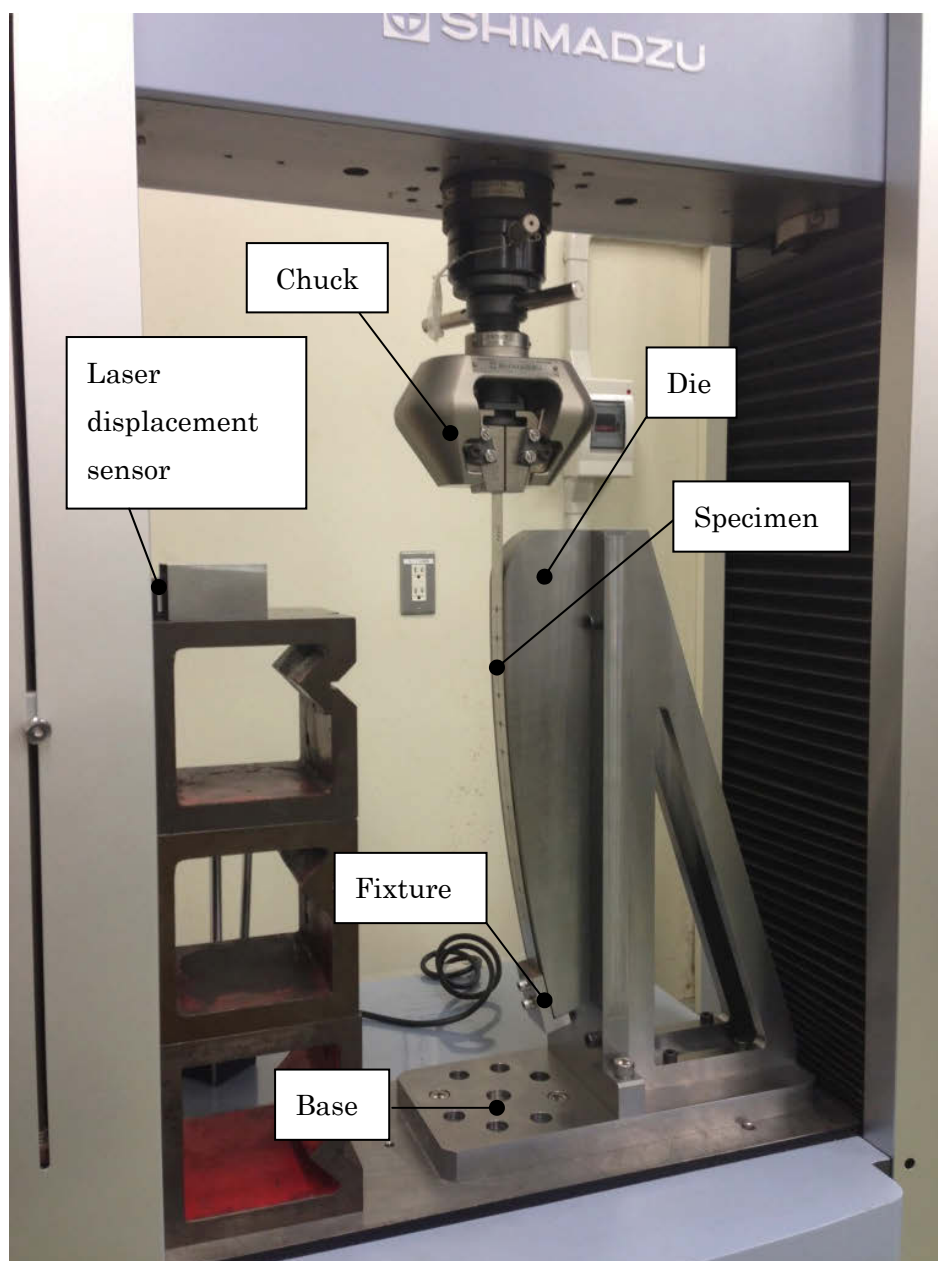


図 5.2 引張曲げ試験のセットアップ状態

5.1.2 供試材

供試材は、2024-T3C アルミニウム合金板を使用し、板厚 1mm の板材を圧延方向を長手方向として、500×25mm に切削にて加工した。

5.1.3 実験条件および計測方法

実際の部品成形と同様に初期ひずみ速度は $1.5 \times 10^{-4} \text{S}^{-1}$ 、伸びを約 1.9%とし、成形後の曲率半径を計測した。成形後に、供試材を引張試験機のチャックで固定しレーザー変位計により形状計測を行った。成形後試験片の形状測定方法を図 5.3 に示す。成形後の試験片を図 5.3 に示すように固定し、チャック部を基準位置として引張試験機のクロスヘッドを上昇させ、水平方向距離を計測した。なお、金型により供試材が成形される領域は、チャック部下方 95mm の位置から固定治具により金型に固定される位置 420mm までである。水平方向距離の測定はチャック部下方 95mm の位置から 50mm 間隔で測定した。

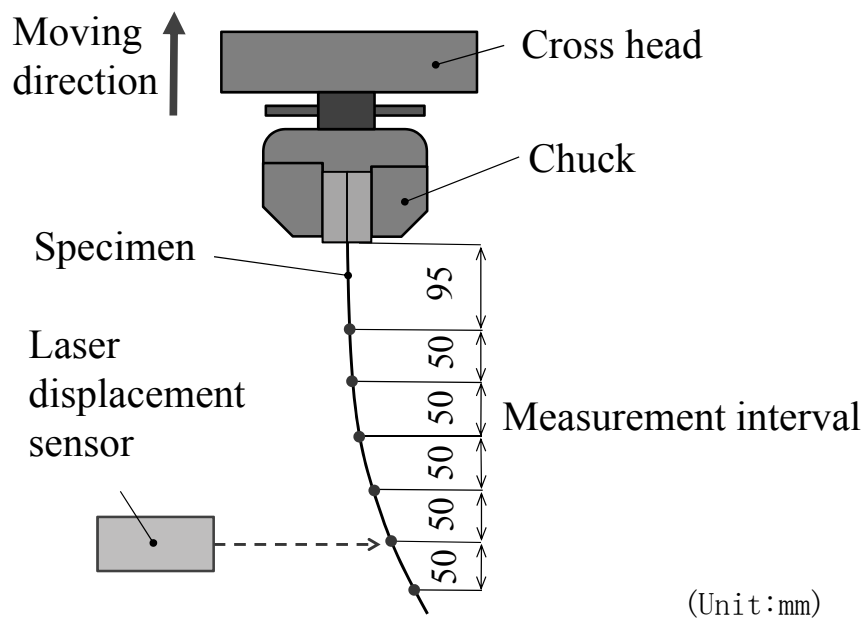


図 5.3 成形後試験片の形状測定方法

供試材本数は 10 本とし平均値を取った。成形後の曲率半径は前述の測定点のうち隣接する 3 点(チャック部下方より 95-145-195、145-195-245、195-245-295、245-295-345 の位置)から計算により求めた。測定には KEYENCE 社製レーザー変位計 LK-H155 を使用した。

5.2 引張曲げ解析

5.2.1 四角形シェル要素を用いた静的陰解法解析

板材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。引張曲げ解析には静的陰解法汎用コードの MSC. Marc 2005 (MSC 社製) を用いた。引張曲げ成形における双一次内挿変位関数四角形シェル要素を使用した解析モデルを図 5.4 に示す。解析で使用した要素はすべて四角形シェル要素とし、メッシュの辺の長さは 6.25mm から 25mm とした。本解析ではメッシュアスペクト比が引張曲げ解析の精度におよぼす影響を検討した。FEM 解析では自重変形を考慮した。摩擦は無いと仮定して解析を行った。

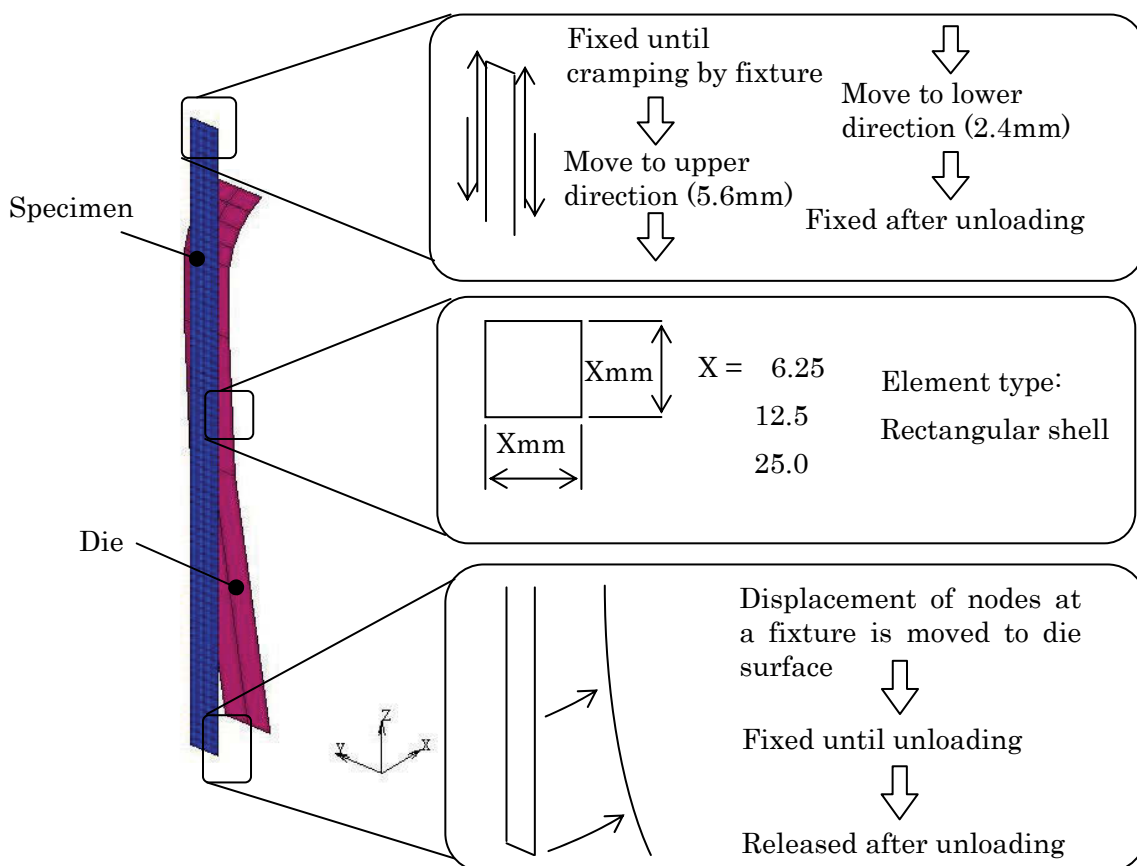


図 5.4 引張曲げ成形における四角形シェル要素を使用した解析モデル

FEM 解析では自重変形を考慮し摩擦は無いと仮定して解析を行った。解析に用いた 2024-T3C アルミニウム合金板の応力—歪曲線を図 5.5 に、計算のフローチャートを図 5.6 に示す。

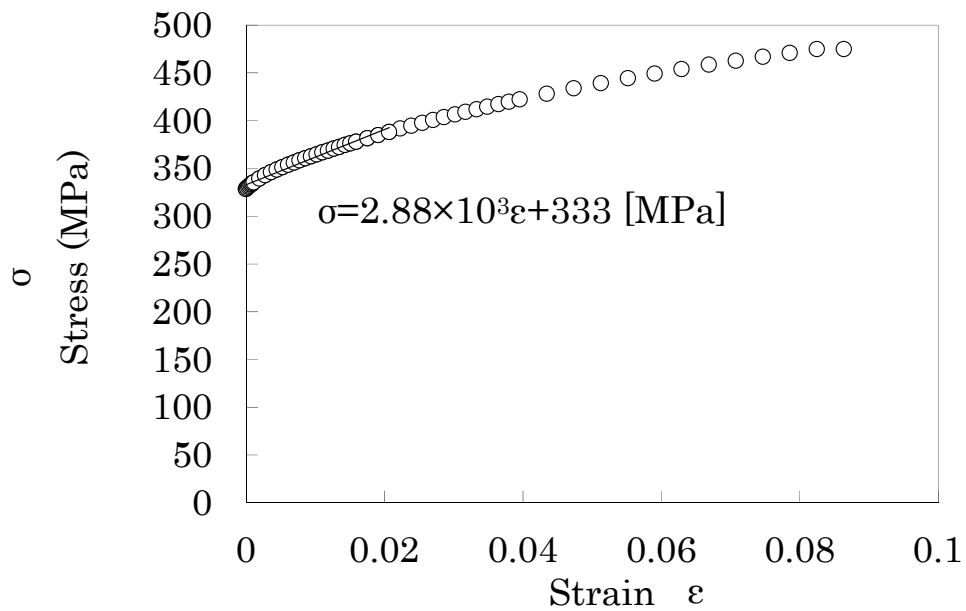


図 5.5 解析に用いた 2024-T3C アルミニウム合金板の応力—歪曲線

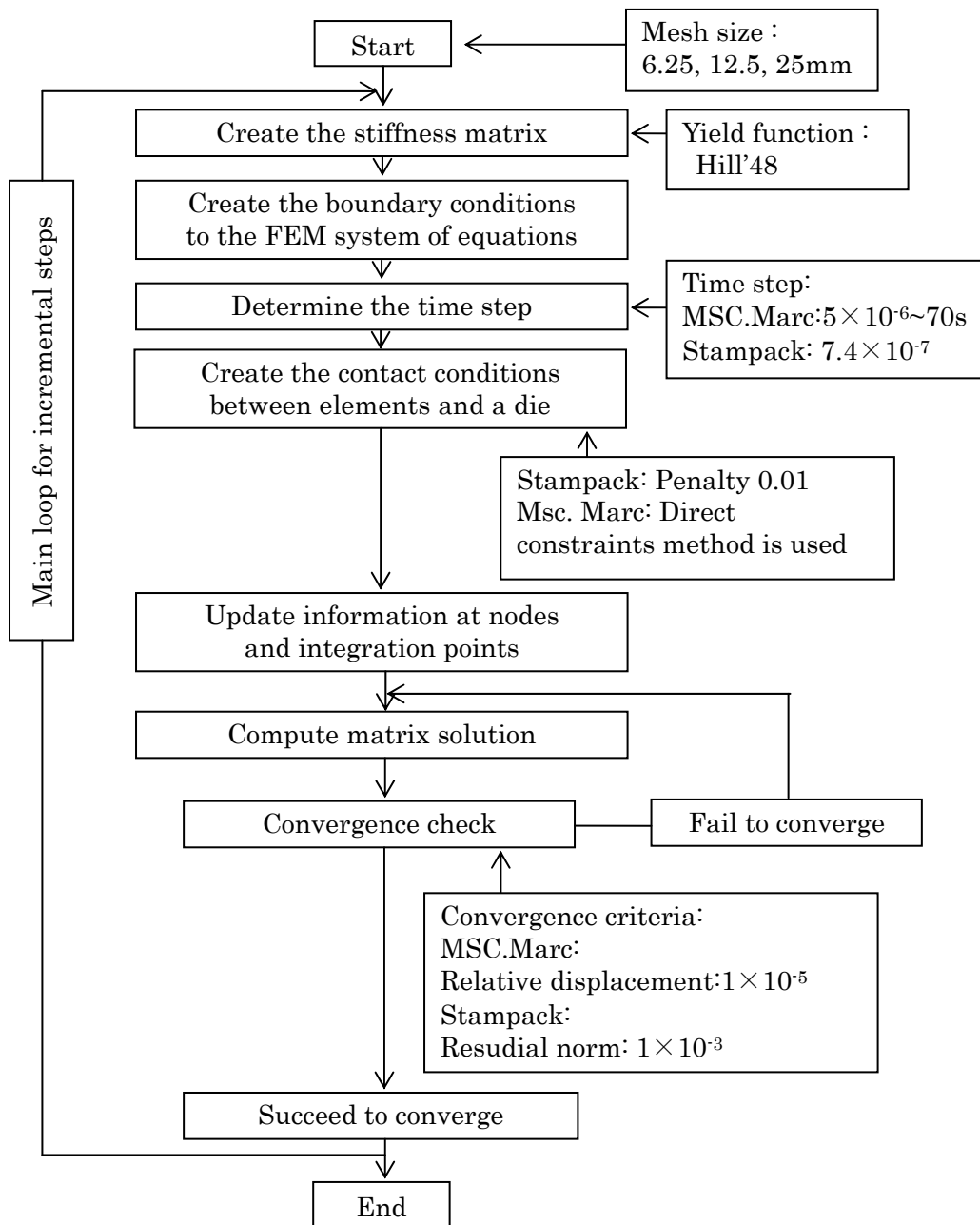


図 5.6 計算のフローチャート

5.2.2 四角形平面ひずみ要素を用いた静的陰解法解析

シェル要素に加えて、四角形平面ひずみ要素による解析により解析精度を検討した。MSC.Marc 2005(MSC 社製)を使用し、四角形平面ひずみ要素を用いた引張曲げ解析は、二次元モデルとした。解析では静的陰解法を用いた。板厚方向のメッシュ分割数は10とした。解析で使用したメッシュはすべて四角形要素とし、メッシュの辺の長さは0.1mmとした。解析に用いた2024-T3Cアルミニウム合金板の応力-歪曲線を図5.5に、計算のフローチャートを図5.6に示す。引張曲げ成形における平面ひずみ要素を使用した解析初期の二次元解析モデルを図5.7に示す。要素はアイソパラメトリックの双線形補間関数平面ひずみ要素(Arbitrary quadrilateral Plane-Strain)を使用し、積分点は各要素内に4点である。FEM解析では自重変形を考慮した。摩擦は無いと仮定して解析を行った。

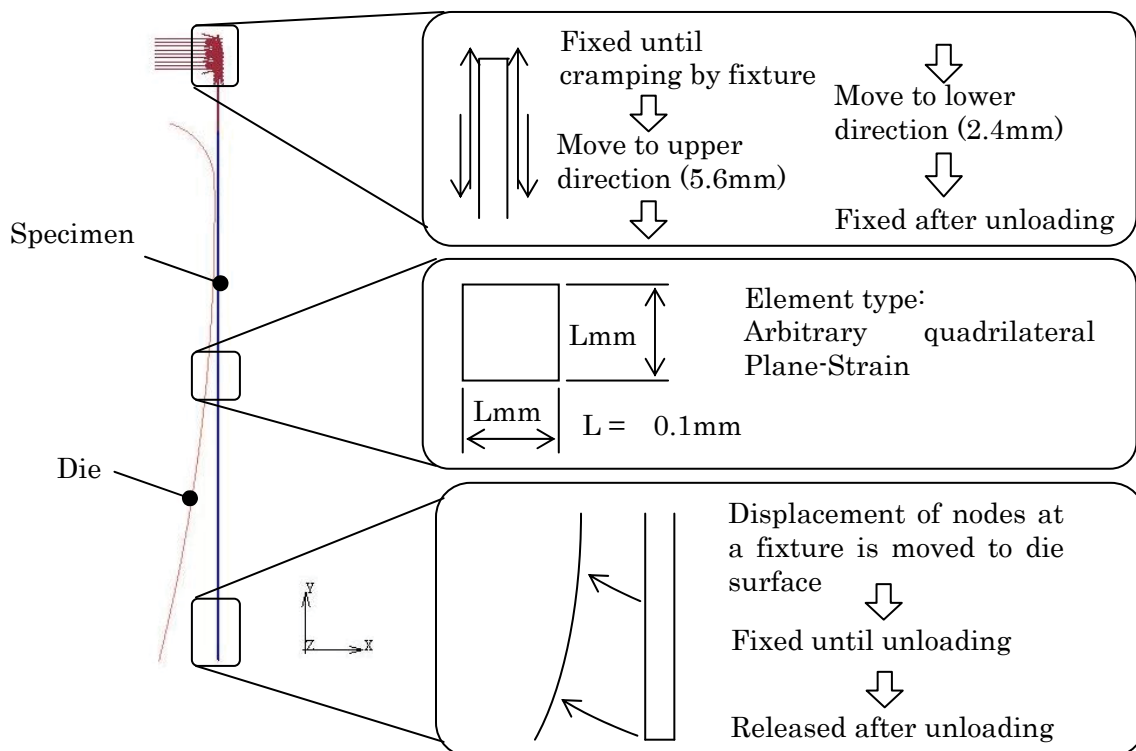


図 5.7 引張曲げ成形における平面ひずみ要素を使用した
解析初期の二次元解析モデル

5.2.3 三角形シェル要素を用いた静的陰解法解析

引張曲げ成形 FEM 解析には板成形用 FEM ソフト Stampack ver6.2.5 (Quantech 社製) を使用し、自重変形を考慮した解析を行った。図 5.8 に引張曲げ成形における線形補完変位関数三角形シェル要素を使用した素材両端クランプ後のメッシュ形状と分割方法を、図 5.9 に解析モデルの設定条件の詳細を示す。正確さを把握する目的で FEM シミュレーション結果を実験結果と比較した。メッシュアスペクト比が引張曲げ成形シミュレーションの精度に及ぼす影響を検討するために、メッシュサイズを 6.25~25mm に変化させた。引張曲げ成形解析には動的陽解法を適用し、試験片離型後のスプリングバック解析には静的陰解法を適用した。解析に用いた 2024-T3C アルミニウム合金板の応力-歪曲線を図 5.5 に、計算のフローチャートを図 5.6 に示す。7075-T6C 材の引張成形解析に使用した応力-歪曲線を図 5.10 に示す。

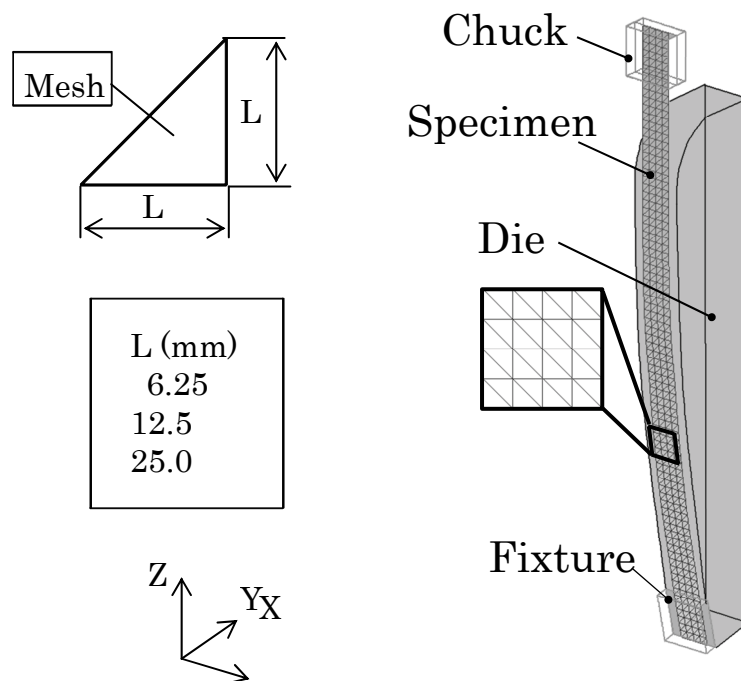


図 5.8 引張曲げ成形における三角形シェル要素を使用した
素材両端クランプ後のメッシュ形状と分割方法

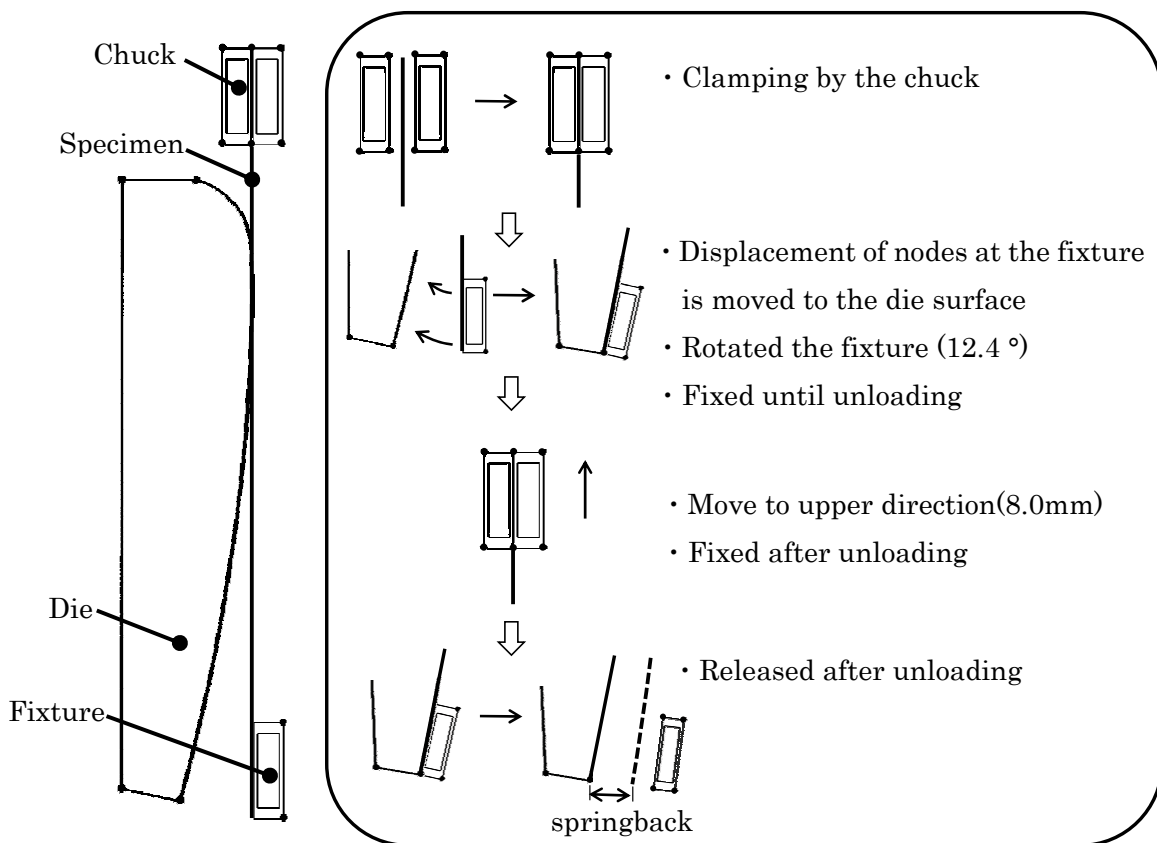


図 5.9 三角形シェル要素を用いた静的陰解法解析モデルの設定条件の詳細

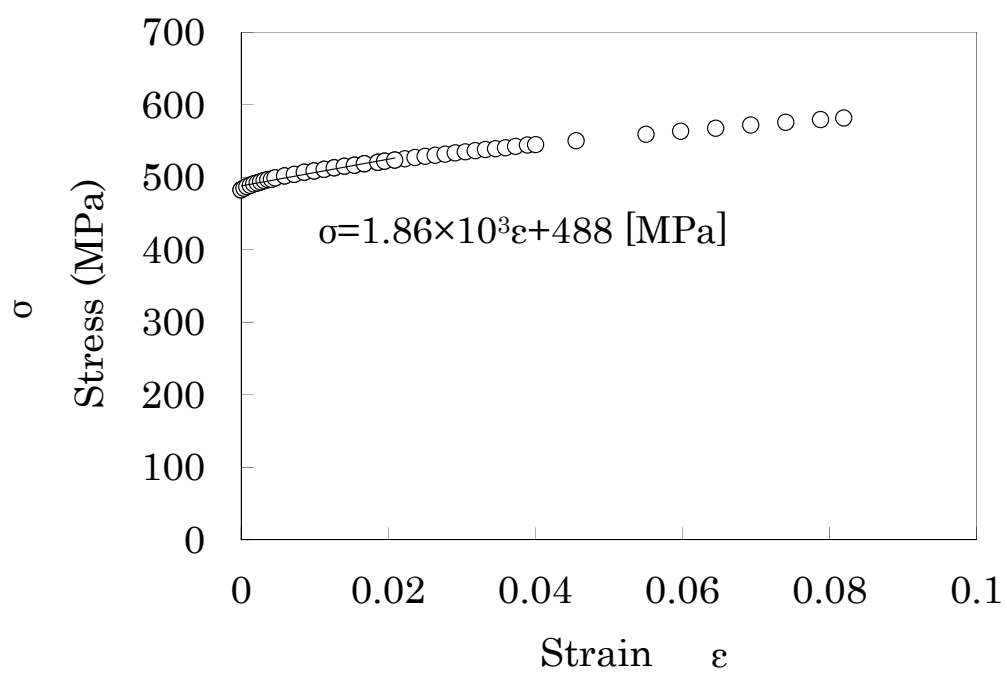


図 5.10 解析に用いた 7075-T6C アルミニウム合金板の応力—歪曲線

5.3 結果及び考察

5.3.1 四角形シェル要素を用いた静的陰解法解析による曲率半径解析結果

四角形シェル要素静的陰解法にて引張曲げ解析を実施した場合のメッシュサイズがスプリングバック後の曲率半径におよぼす影響を図 5.11 に示す。メッシュサイズ 12.5mm の場合が最も曲率半径の変化が大きい傾向を示したが、25mm のメッシュサイズの曲率半径の変化は 12.5mm の変化よりも小さく、メッシュサイズが引張解析精度に及ぼす影響は認められなかった。

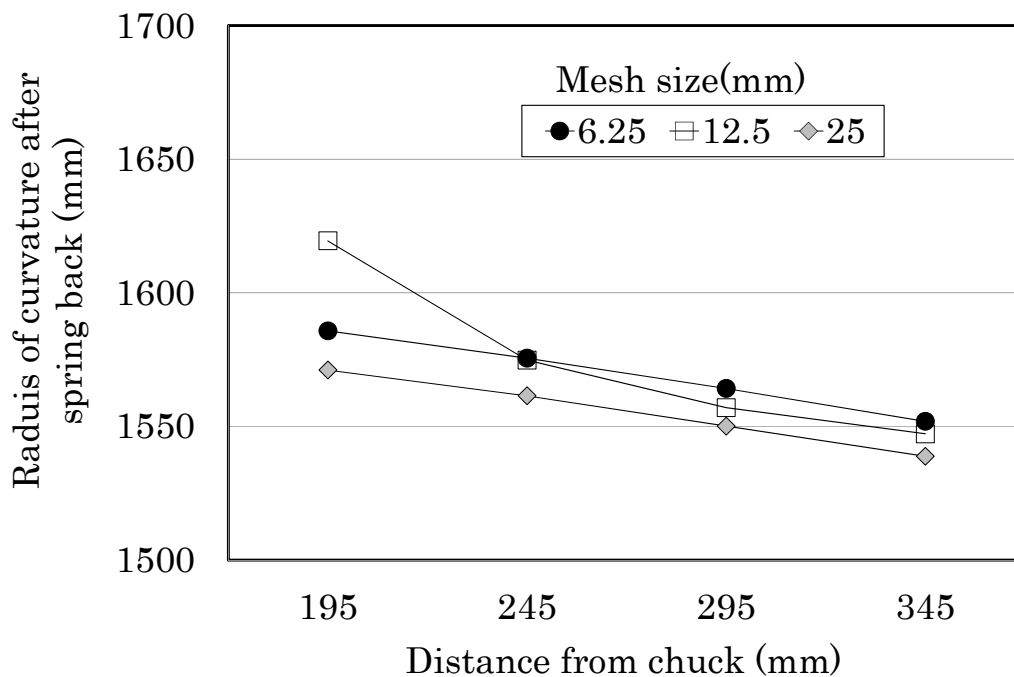


図 5.11 四角形シェル要素静的陰解法にて引張曲げ解析を実施した場合のメッシュサイズがスプリングバック後の曲率半径におよぼす影響

引張曲げ成形実験後の供試材の成形後曲率半径と四角形シェル要素静的陰解法にて 6.25mm のメッシュサイズを使用し計算を行った曲率半径との比較を図 5.12 に示す。すべての領域において実験値に対し解析値は約 200mm 小さい値を示した。

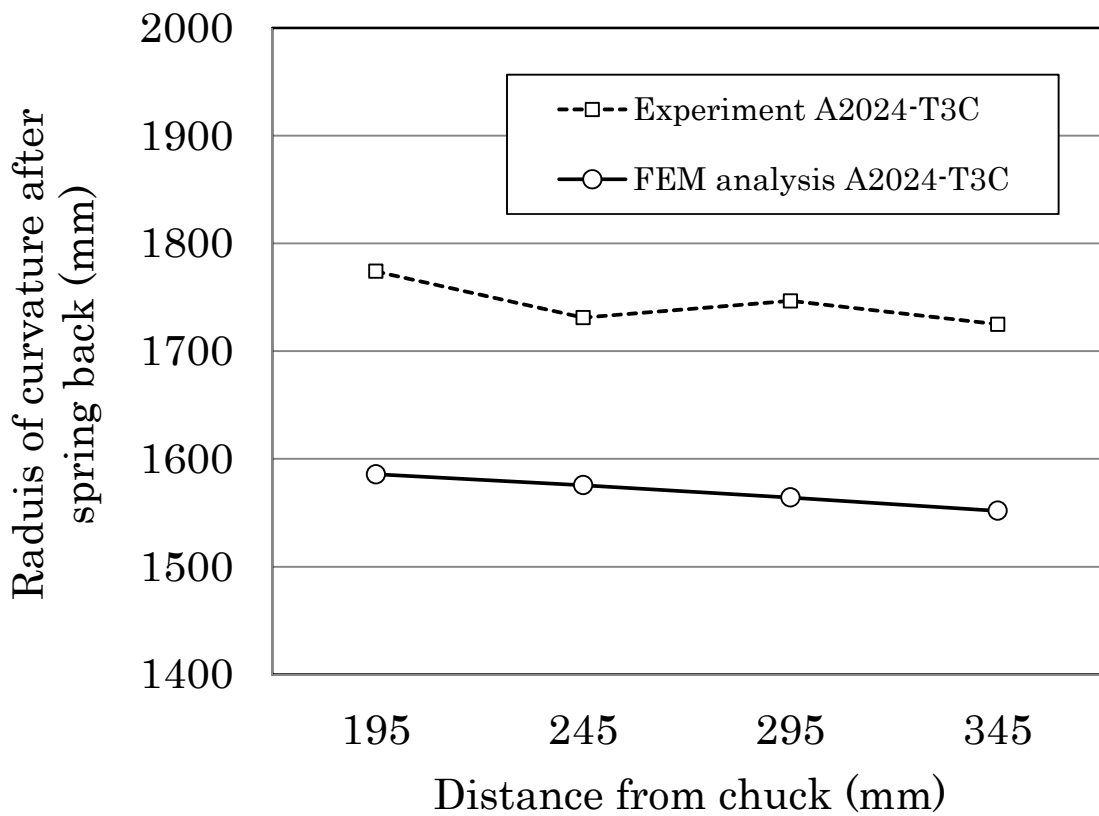


図 5.12 引張曲げ成形実験後の供試材の成形後曲率半径と四角形シェル要素静的陰解法解析(メッシュサイズ: 6.25mm)による曲率半径との比較

5.3.2 四角形平面ひずみ要素を用いた静的陰解法による曲率半径解析結果

図 5.13 に四角形平面ひずみ要素を用いて静的陰解法解析にて計算した曲率半径を示す。比較のためメッシュサイズ 6.25mm の四角形シェル要素静的陰解法により解析した結果も示す。曲率半径はほぼ同じであり、要素の違いによる計算結果の違いは認められなかった。このことから、離散キルヒホッフ三次元シェル要素を用いた場合、面内と厚さ方向との大きな差が数値上の誤差に影響を及ぼさないことが明らかとなった。

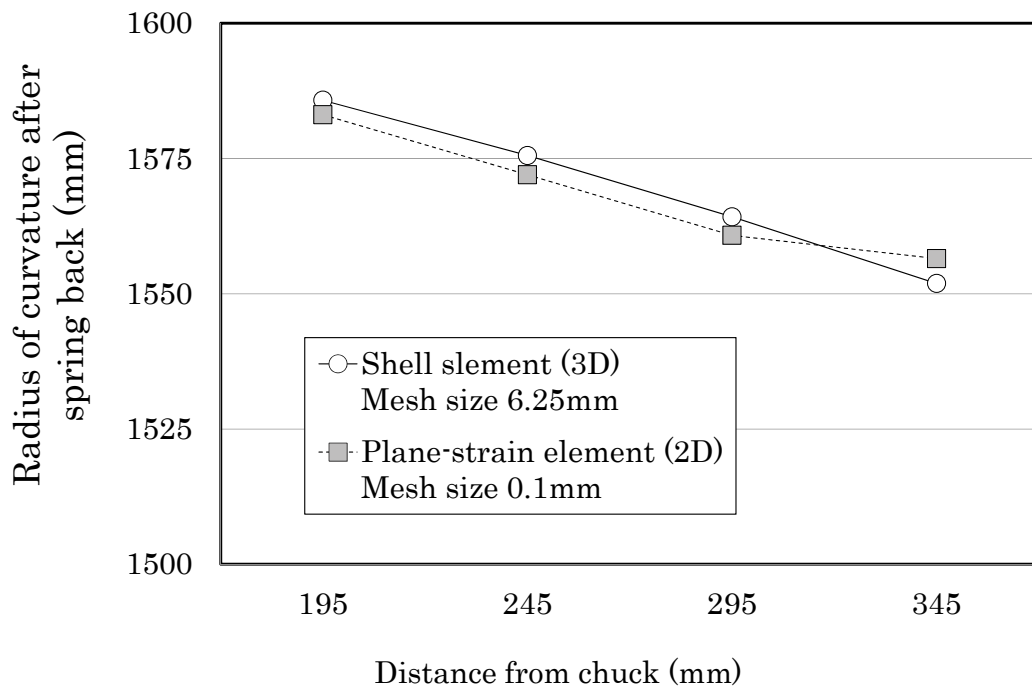


図 5.13 静的陰解法引張曲げ解析にて四角形平面ひずみ要素と四角形シェル要素を使用した場合の供試材曲率半径の比較

5.3.3 三角形シェル要素を用いた静的陰解法による曲率半径解析結果

A2024-T3C 板の引張曲げ成形 FEM 解析の曲率半径を図 5.14 に、A7075-T6C 板の引張曲げ成形 FEM 解析の曲率半径を図 5.15 に示す。25mm のメッシュサイズを用いて引張曲げ成形 FEM 解析を行った場合における曲率半径の変化は、80～200mm である。それとは逆に 12.5mm の場合における曲率半径の変化は 6.25mm の場合とほぼ同じであり、どちらの場合においても曲率半径の変化は 60～130mm であった。メッシュサイズが小さくなるに伴って曲率半径の変化が小さくなった。アルミニウム合金の種類が引張曲げ成形 FEM 解析の精度に及ぼす影響は認められなかった。

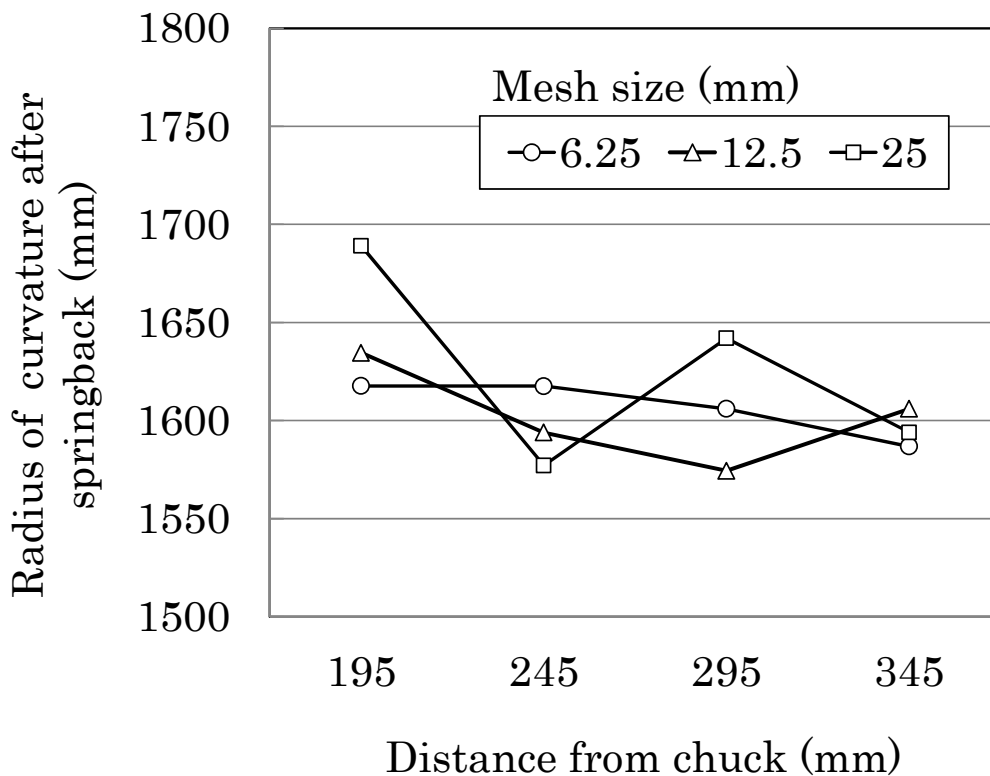


図 5.14 A2024-T3C 板の引張曲げ成形 FEM 解析の曲率半径

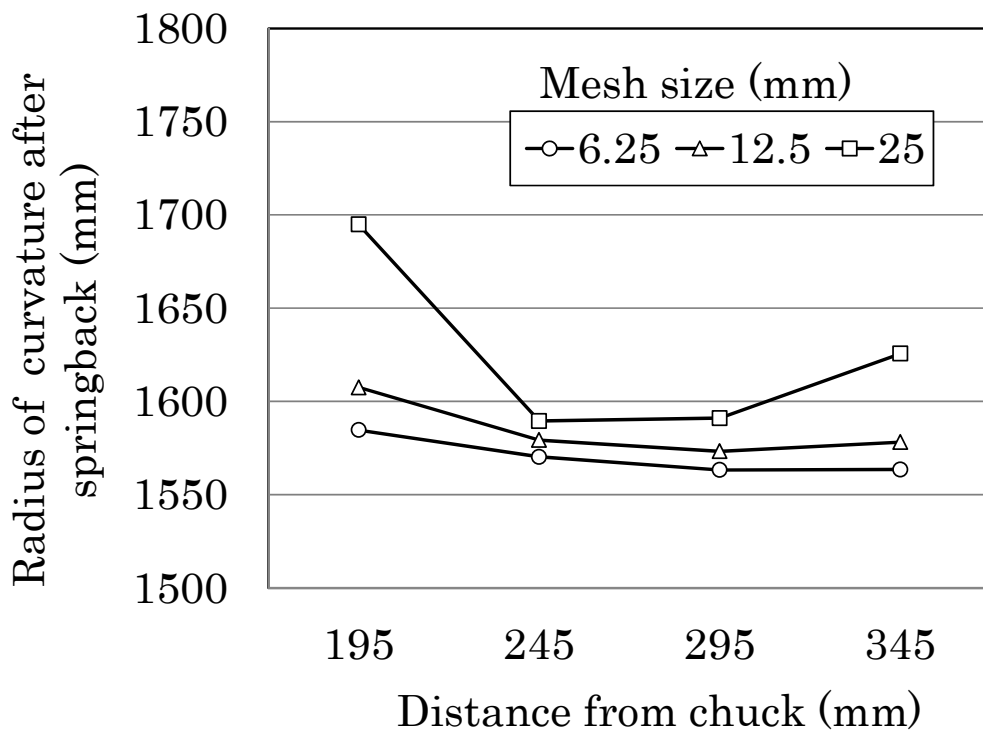


図 5.15 A7075-T6C 板の引張曲げ成形 FEM 解析の曲率半径

図 5.16 に引張曲げ試験のスプリングバック後の試験片曲率半径と 6.25mm のメッシュサイズを用いた FEM 解析のスプリングバック後の曲率半径を示す。2024-T3C 板の引張曲げ試験片のスプリングバック後の曲率半径は、金型よりも 200~250mm 程度大きい値を示した。一方、A7075-T6C 板の曲率半径は 200mm 程金型よりも大きい値を示した。A2024-T3C 板の FEM 解析のスプリングバック後の曲率半径は A7075-T6C 板の FEM 解析の曲率半径より大きい値を示した。解析結果は、定性的な観点では実験と一致したが、1500mm の曲率半径に対して 250mm と定量的な観点では約 15%のずれが認められた。

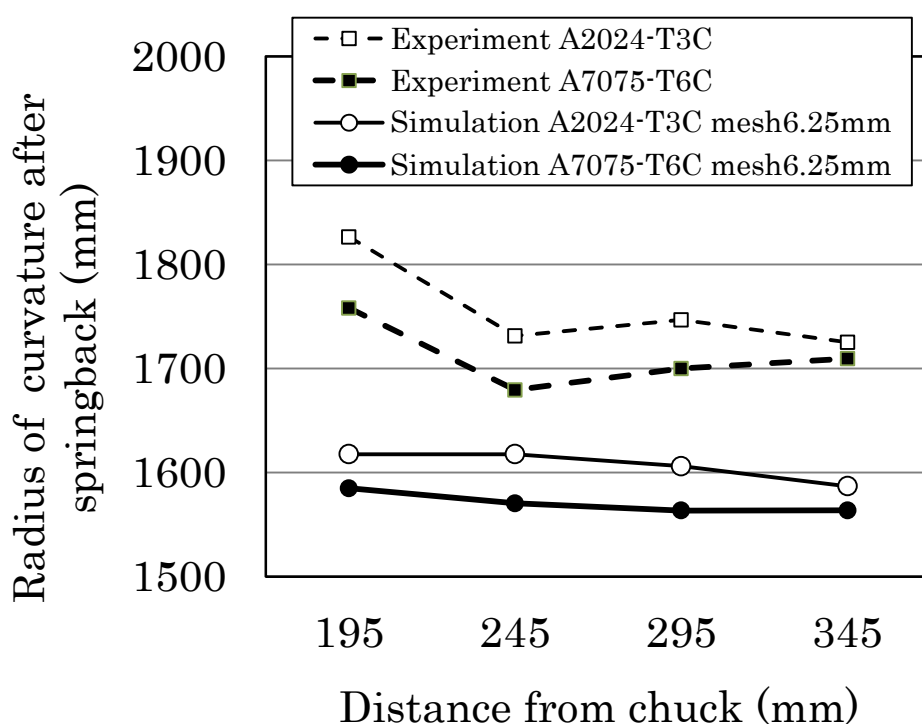


図 5.16 引張曲げ試験のスプリングバック後の試験片曲率半径と 6.25mm のメッシュサイズを用いた FEM 解析のスプリングバック後の曲率半径

5.4 引張曲げ成形解析の精度に対する理論式からの考察⁵⁻⁵⁾

引張曲げ成形後のスプリングバック量について理論式より検討を行う。ここでは簡略化のため、基礎仮定を設定する。基礎仮定は、(1)変形中横断面は平面を保つ、(2)横断面の形状・寸法は変化しない、(3)応力とひずみの関係は、引張りおよび圧縮の関係と同一であるとする。

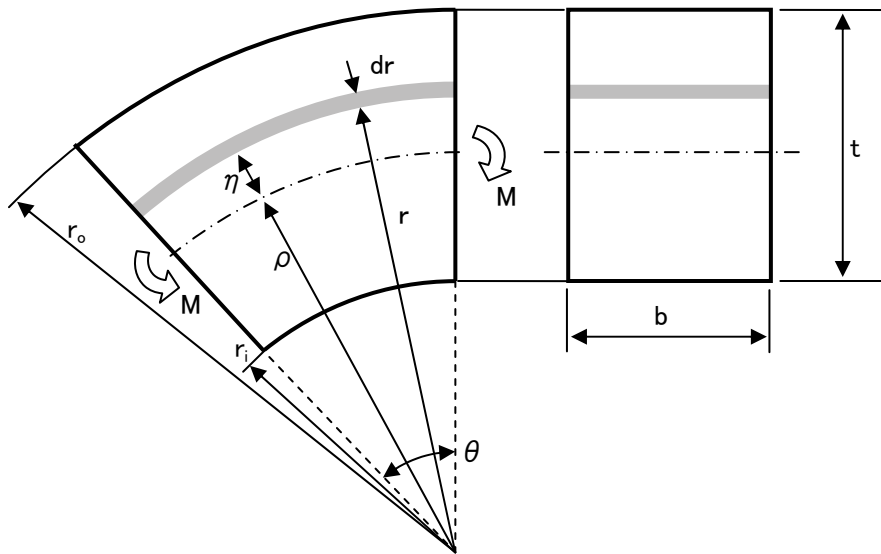


図 5.17 曲げられた要素

図 5.17 に示すように中立面の曲率半径を ρ とすると、任意の半径の面の円周方向のひずみは、下式で表せられる。

$$\varepsilon = (r/\rho) - 1 \quad (5.1)$$

この表示は公称のひずみであるが、0.1 程度までのひずみ範囲では、真ひずみとほとんど一致するので、真ひずみ ε として表すことにする。平衡条件からモーメントを求めるために、積分を断面全体で行う。

$$\int_{(A)} \sigma \cdot dA = 0, M = \int_{(A)} \sigma \cdot r \cdot dA \quad (5.2)$$

ここで、 dA は要素断面の微小面積を示している。円周方向の応力 σ とひずみ

ε との関係が、(3)の仮定からわかっているとすれば、曲げモーメントを加えた際の曲率、及び中立面の位置がこの両式から求められる。 σ と ε の関係が引張と圧縮で同一であるとする、中立面は板厚の中央面に一致し、式(4.2)の左式の積分関係は常に成立する。 σ と ε はいろいろの関数関係で近似できるが、ここでは、次の弾性－直線加工硬化材料について計算を行う。

$$\text{弾性域} : \varepsilon = \sigma/E, \quad E : \text{縦弾性係数} \quad (5.3)$$

$$\text{直線加工硬化塑性域} : \varepsilon = \sigma/E + (\sigma - \sigma_e)/F, \quad \sigma_e : \text{弾性限} \quad (5.4)$$

とおくと、曲げモーメントMは、以下のように計算できる。

$$M = \int \sigma \cdot r \cdot dA, \quad r = \rho(\varepsilon + 1), \quad dA = b\rho d\varepsilon \quad (5.5)$$

$$M = \int_{\varepsilon_i}^{\varepsilon_o} \sigma \cdot \rho(\varepsilon + 1) \cdot b\rho d\varepsilon = b\rho^2 \int_{\varepsilon_i}^{\varepsilon_o} \sigma(\varepsilon + 1) d\varepsilon \quad (5.6)$$

直線加工硬化塑性域の式(5.4)から、

$$\sigma = \sigma_e E / (E + F) + EF\varepsilon / (E + F) \quad (5.7)$$

であるが、引張曲げ成形時には第1項は板厚方向に対して一定で均等に収縮することから、ひずみを $\varepsilon_o = t/2\rho$, $\varepsilon_i = -t/2\rho$ と定義でき曲げモーメントMの式には第2項のみを代入する。

$$\begin{aligned} M &= b\rho^2 \int_{\varepsilon_i}^{\varepsilon_o} \frac{EF}{E+F} (\varepsilon^2 + \varepsilon) d\varepsilon \\ &= \frac{b\rho^2 EF}{E+F} \left[\frac{\varepsilon^3}{3} + \frac{\varepsilon^2}{2} \right]_{\varepsilon_i}^{\varepsilon_o} = \frac{b\rho^2 EF}{E+F} \left[\frac{1}{3} \left(\frac{t}{2\rho} \right)^3 - \frac{1}{3} \left(\frac{-t}{2\rho} \right)^3 \right] \\ &= \frac{bEFt^3}{12\rho(E+F)} \end{aligned} \quad (5.8)$$

となり、曲げモーメントが得られる。ストレッチ成形後は引張力が除去されるのに伴って曲げモーメントも除去され、材料の有する弾性のために変形がいく分かもどる。これが、スプリングバックと呼ばれる現象である。スプリングバックは、除荷後の曲率半径を ρ' とすると、除荷による変形は板の断面すべて弾性的であるから、次式が成立する。

$$\frac{1}{\rho'} = \frac{1}{\rho} - \frac{M}{EI} \quad (5.9)$$

ただし、I は断面二次モーメントで、 $I = bt^3/12$ である。これらの式から下式が導出される。

$$\frac{1}{\rho'} = \frac{1}{\rho} - \frac{bEFt^3}{12\rho(E+F)} = \frac{E+F}{\rho(E+F)} - \frac{F}{\rho(E+F)} = \frac{E}{\rho(E+F)} \quad (5.10)$$

$$\rho' = \frac{E+F}{E}\rho \quad (5.11)$$

2024-T3C 板の引張曲げにて 2% 引張った場合におけるスプリングバック後の曲率半径は、 $\rho = 1,500\text{mm}$ 、ヤング率 70GPa、F は 2.88GPa を代入して 1,561mm と計算される。この結果は有限要素解析で計算した解析値より若干小さい値である。有限要素解析では自重による変形も計算しているため、若干理論式より大きくなっていると考えられ、理論式と解析値はほぼ一致することが確認された。

5.5 引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測試験

前項にて引張曲げ成形のスプリングバック量につき実験値、有限要素解析値、理論値の比較を行った。その結果、解析値と理論値は一致したが、実験値はこれらの値よりも 200mm 程大きい値を示した。その理由として成形時の現象を適切にモデル化できていないことが考えられる。そこで本項では、引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測を行い板厚方向のひずみを調査した。

5.5.1 実験装置

板厚方向のひずみを計測するための実験治具および金型寸法を図 5.18 に示す。引張曲げ成形時の試験片外周側と内周側のひずみ量の計測には、ひずみゲージを用いた。供試材の内周面にひずみゲージを貼れるように、金型に溝加工を施した。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。これに実験治具を固定して実験を行った。

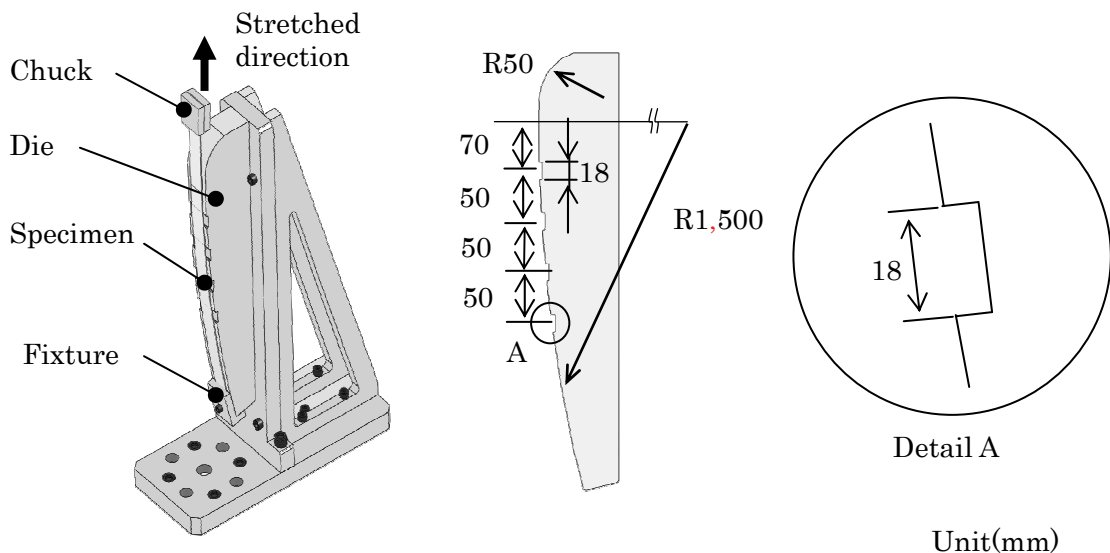


図 5.18 板厚方向のひずみを計測するための実験治具および金型寸法

5.5.2 供試材

供試材は、圧延方向を長手方向とする板厚 1mm、長さ 500mm、幅 25mm に加工した 2024-T3C アルミニウム板である。

5.5.3 試験方法

供試材の外周側と内周側のひずみの計測は、ひずみゲージを使用した。ひずみゲージ貼り付け位置を図 5.19 に示す。ひずみゲージは共和電業製（型番 KFG-02-120-C1-23L3M2R：共和電業社製）を使用した。長手方向はチャック固定部から 145、195、245、295mm の距離で外周側と内周側で同じ貼り付け位置になるように幅方向に対して中心にひずみゲージを貼りつけ実験を行った。実際のスキンの成形と同様に初期ひずみ速度は $1.5 \times 10^{-4} \text{s}^{-1}$ 、伸びは約 1.9%とした。供試材の本数は 3 本とした。

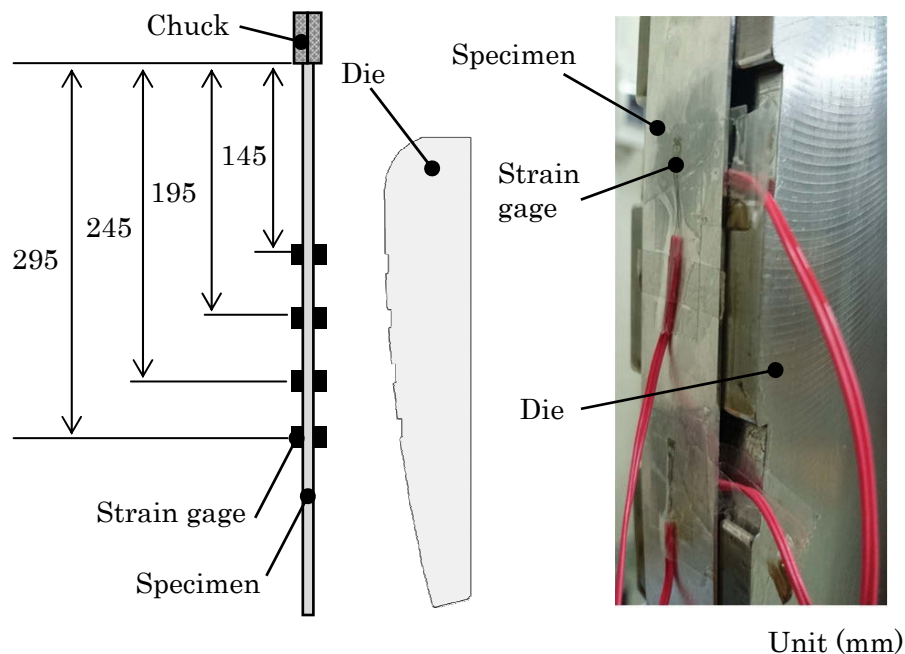


図 5.19 ひずみゲージ貼り付け位置

5.6 引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測試験の解析

引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測試験の解析には板成形用解析ソフト Stampack Ver6.2.5(Quantech 社製)を使用した。解析で使用した要素は線形補完変位関数三角形シェル要素とし、メッシュの短辺の長さは 6.25mm とした。5.5.3 項の実験をモデル化し解析を行った。その他の条件は 5.2.3 項と同じである。

5.7 引張成形時の供試体の内周面と外周面のひずみ計測試験結果および考察

試験片に張力を与える引張曲げ成形の前工程である供試材を金型へ沿わせるように曲げた状態で計測した供試体の内周面と外周面の全ひずみ分布を図 5.20 に示す。外周面が引張、内周面が圧縮のひずみ分布となり、ひずみは中立面を基準に対称となっている。

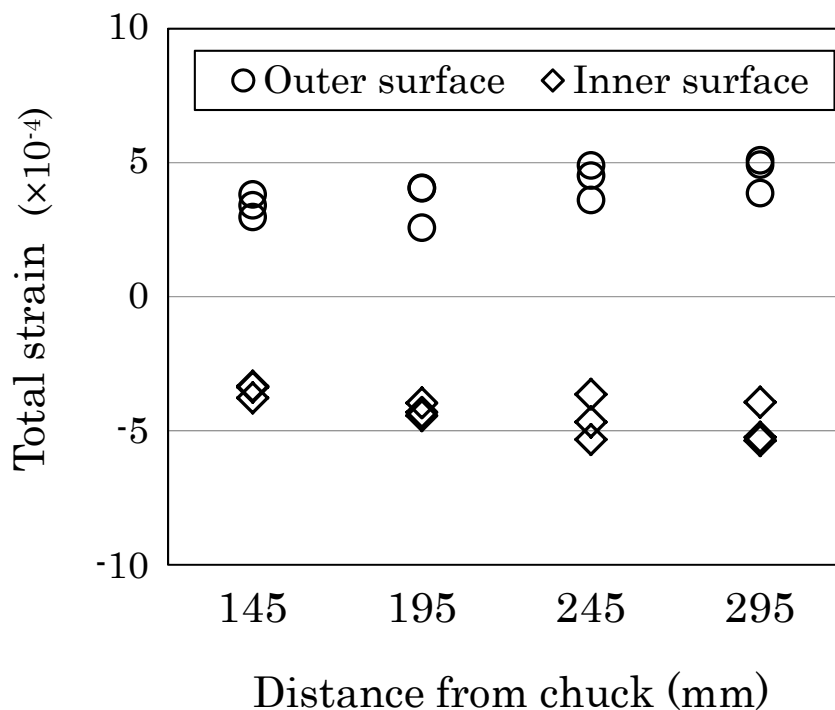


図 5.20 供試材を金型へ沿わせるように曲げた状態で計測した供試体の内周面と外周面の全ひずみ分布

この時の外周面及び内周面の全ひずみはそれぞれ、 $\varepsilon_o = t/2\rho$, $\varepsilon_i = -t/2\rho$ と定義でき $\varepsilon_o=0.00033$, $\varepsilon_i=-0.00033$ と計算される。実験値は理論値に対して値が大きい箇所が認められる。この理由であるが、セット時に試験片と金型の間には若干の隙間が認められており、素材が金型の曲率半径に対して小さく曲がったためであると考えられる。

0.2%耐力近傍まで引張曲げ成形を行った時の供試体の内周面と外周面の全ひずみ分布を図 5.21 に示す。供試材の外周面と内周面の全ひずみはどちらも引張の値を示し、内周面のひずみと外周面のひずみの差が小さくなる傾向が認められた。

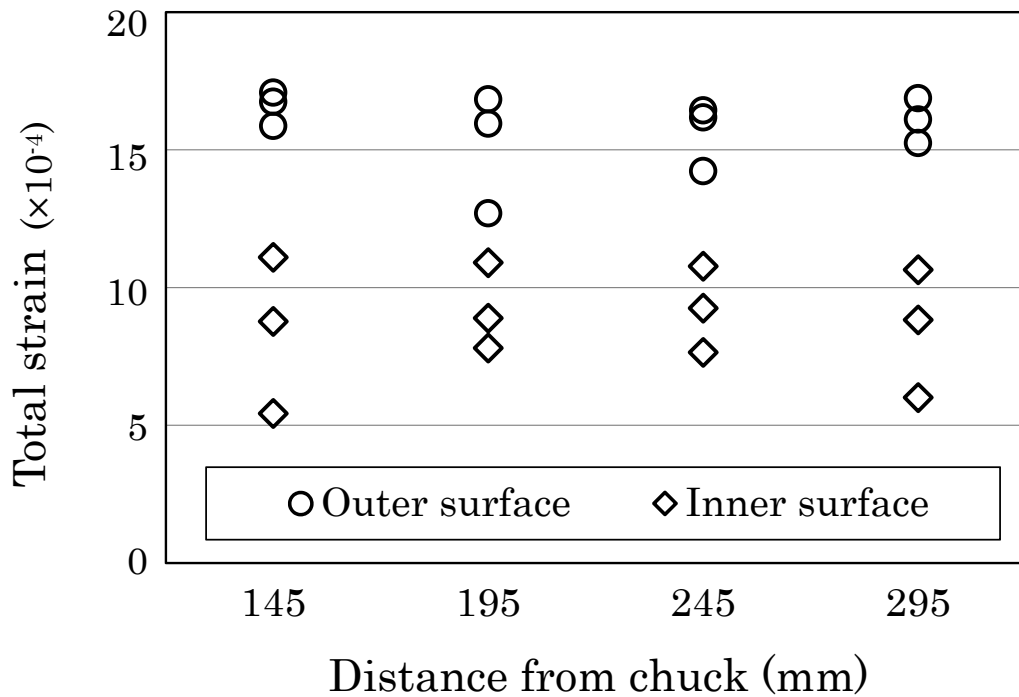


図 5.21 0.2%耐力近傍まで引張曲げ成形を行った時の供試体の内周面と外周面の全ひずみ分布

引張曲げ成形を行った時の最大引張時における供試体の内周面と外周面の全ひずみ分布の実験値と解析値の比較を図 5.22 に示す。解析値は最大引張時に外周面と内周面が一致した。金型の溝の部分では供試材と金型の接触が無い場合、供試材が直線状に伸ばされる。引張量が大きくなるにつれ、この直線状に伸ばされる傾向が強くなっていき、最大引張時には外周面と内周面のひずみ差がなくなったと考えられる。しかし実験値は外周面と内周面のひずみが一致せず、各部でばらついた値を示した。これは引張成形時の供試材と金型との摩擦により不均一な変形が板厚方向に発生したものと考えられる。

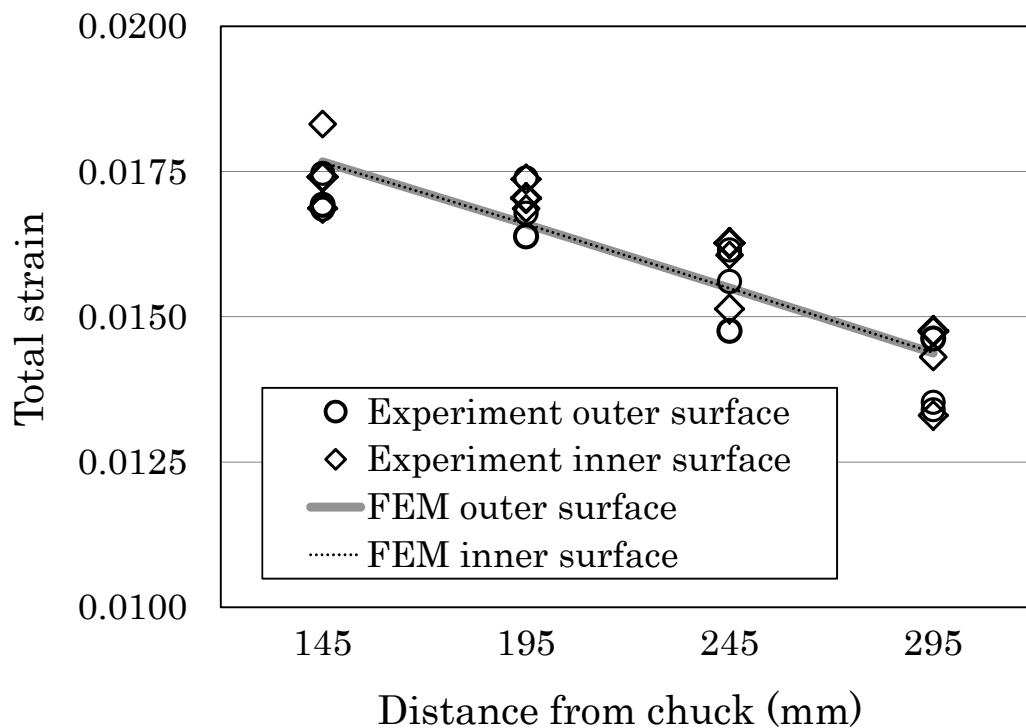


図 5.22 引張曲げ成形を行った時の最大引張時における供試体の内周面と外周面の全ひずみ分布の実験値と解析値の比較

引張曲げ成形を行った時の最大引張時における供試体の内周面と外周面の全ひずみ差 $\Delta \varepsilon$ を図 5.23 に示す。 $\Delta \varepsilon$ の値が正の場合は外周面の全ひずみが内周面の全ひずみよりも大きいことを、負の場合は内周面の全ひずみが外周面の全ひずみよりも大きいことを示す。

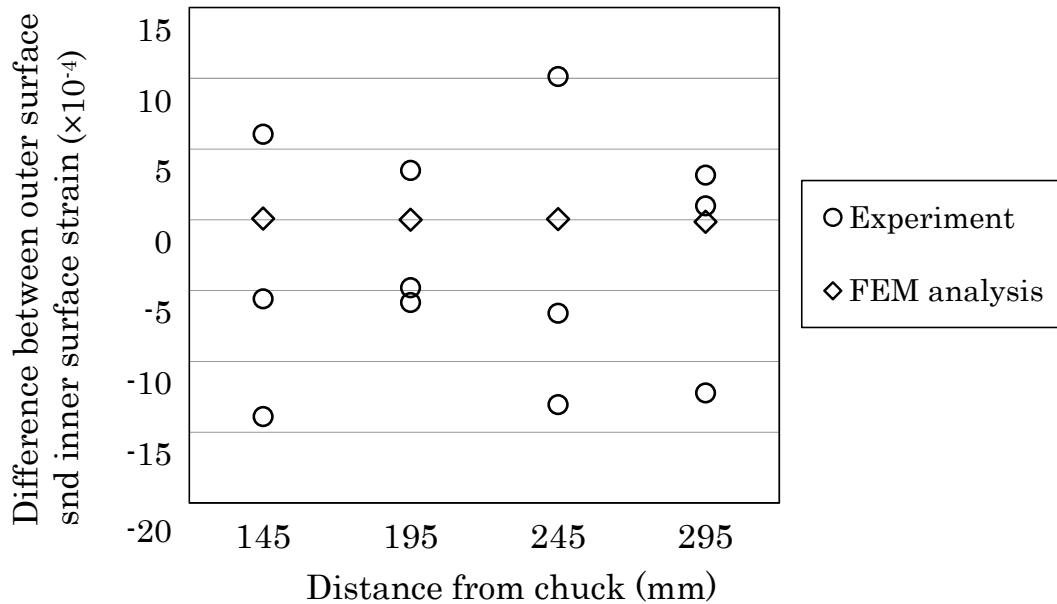


図 5.23 引張曲げ成形を行った時の最大引張時における供試体の内周面と外周面の全ひずみ差 $\Delta \varepsilon$

解析では、供試体内周面と外周面のひずみ差はなく 0 となっている。しかしながら実験値は内周面と外周面のひずみが正及び負の側にばらついているのが認められる。この現象が引張曲げ後のスプリングバック実験値が理論値及び解析値と異なる理由と考えられる。

ここで、この引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性を 5.4 項の理論式により定義する。

$$\rho' = \frac{E + F}{E} \rho = \left(1 + \frac{F}{E}\right) \rho \quad (5.12)$$

引張曲げ成形の曲率半径は、金型の曲率半径(ρ)、加工硬化係数(F)、ヤング率(E)のみの関数で表されるため、引張曲げ成形時の不均一な板厚方向の変形により生じるひずみ差を本章の基礎試験から加工硬化係数として定義することが可能である。そこで、引張曲げ成形の加工硬化係数 F' を上式から以下のように定義する。

$$F' = cF = \left(\frac{\rho'}{\rho} - 1\right)E \quad (5.13)$$

ここで、 c は引張曲げ成形時の金型との摩擦により生じる加工硬化定数である。単軸引張試験により得られた応力—ひずみ曲線の加工硬化係数に、この加工硬化定数を乗じた値を入力することで、有限要素解析上でこの現象をモデル化することが可能である。2024-T3C板の引張曲げ試験にて2%引張った場合における加工硬化定数 c は、 $\rho' = 1,750\text{mm}$ 、ヤング率 70GPa 、 F は 2.88GPa を代入して4.0と計算される。

5.8 引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化した解析結果

引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化した解析には板成形用解析ソフト MSC.Marc 2005 (MSC 社製) 及び Stampack Ver6. 2. 5 (Quantech 社製) を使用した。解析で使用した要素は MSC.Marc 2005 (MSC 社製) は双一次内挿変位関数四角形シェル要素、Stampack Ver6. 2. 5 (Quantech 社製) は線形補完変位関数三角形シェル要素とし、メッシュの辺の長さはいずれも 6. 25mm とした。加工硬化定数 c は 5. 7 項にて導出された 4. 0 とし、応力-ひずみ曲線の加工硬化係数の変化量を 4 倍にモデル化し解析を行った。その他の条件は 5. 2. 1 項と同じである。図 5. 24 に引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化し四角形シェル要素静的陰解法にて計算した曲率半径計算結果を、図 5. 25 に引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化し三角形シェル要素動的陽解法にて計算した曲率半径計算結果を、実験結果と比較して示す。

計算値は実験値に対して 50mm 程全領域において小さいもしくは大きい傾向を示したが、引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化しない場合と比較して予測精度が 3%程度に改善された。

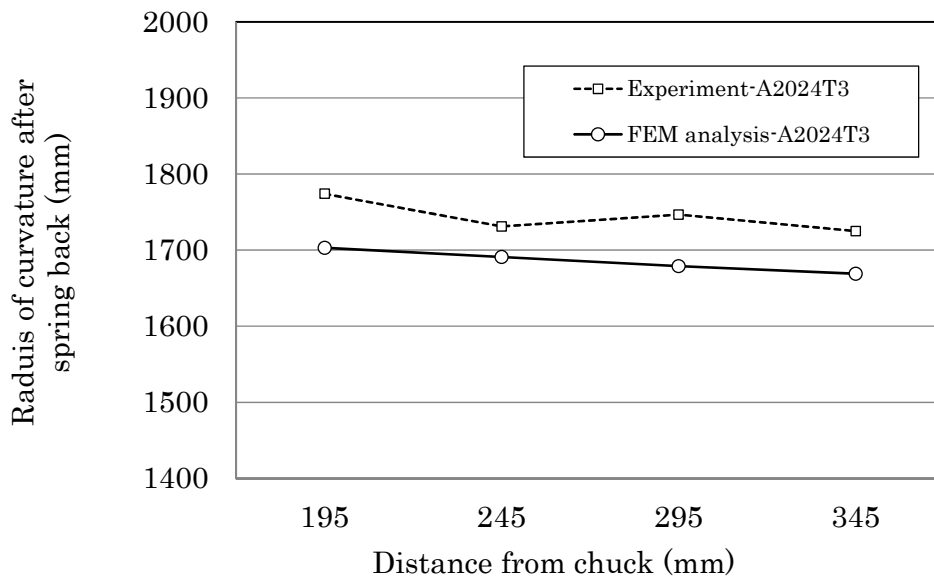


図 5.24 引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化し四角形シェル要素静的陰解法にて計算した曲率半径計算結果

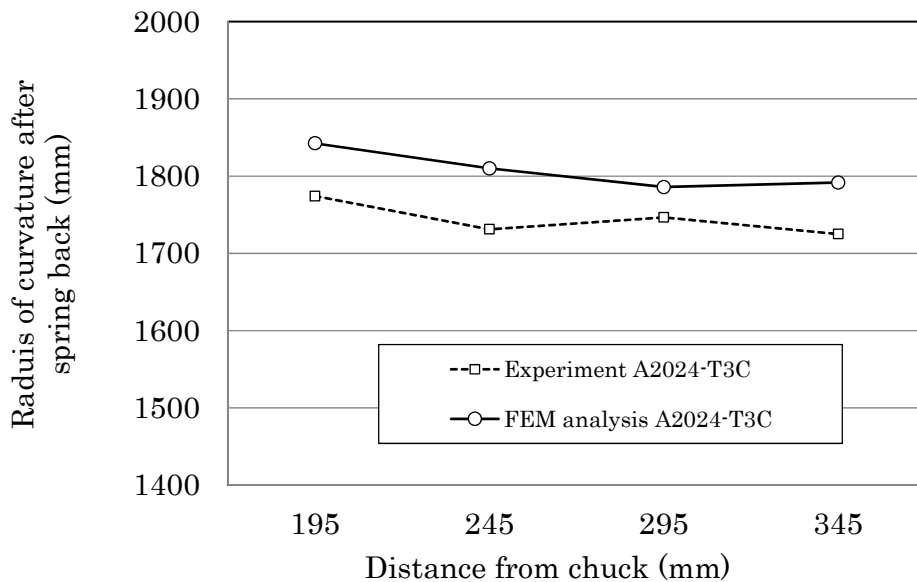


図 5.25 引張曲げ成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化し三角形シェル要素動的陽解法にて計算した曲率半径計算結果

5.9 結論

引張成形の解析予測精度評価を目的として実験結果と解析結果を比較した。成形後の供試体曲率半径実験値に対し解析値は15%程度小さい値を示した。四辺形平面ひずみ要素による計算結果はシェル要素による計算結果とほぼ一致しており、要素の違いが解析精度に及ぼす影響は認められなかった。また、解析結果は理論式ともほぼ一致しており、一般論として示されている論文などと同じ結果であった。

そこで、引張曲げ時の引張方向板厚断面の外周側と内周側のひずみ分布に関して調査を行った。その結果、引張成形の外周面と内周面のひずみは金型との摩擦によりばらつきが大きくなり、一部で内周面側の全ひずみが外周面側の全ひずみよりも大きな値を示すことが判明した。供試材の各部の内外面の全ひずみの差が反転している部位があり、引張曲げ後のスプリングバック量に影響を及ぼしていると考えられる。

この引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化し有限要素解析を行った。その結果、予測精度が15%程度から3%程度に改善された。

第5章 参考文献

- 5-1) A. Kono, S. Sasaki, and S. Takahashi : Springback of Aircraft Sheet Metal Hydro-pressure and Stretch Forming Method, J. Materials Science and Engineering A4 (9) , (2014), pp259-265
- 5-2) 佐々木颯翼・河野亮・高橋進：航空機用アルミニウム合金部材の引張曲げ解析に関する研究, 日本塑性加工学会 第64回塑性加工連合講演会講演論文集, (2013) , pp133-134.
- 5-3) 河野亮・佐々木颯翼・高橋進：アルミニウム合金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, 日本塑性加工学会 平成26年度塑性加工春期講演会講演論文集, (2014) , pp97-98.
- 5-4) 河野亮・佐々木颯翼・高橋進：アルミニウム合金材の引張曲げ解析に関する研究, 日本塑性加工学会 第65回塑性加工連合講演会講演論文集, (2014) , pp285-286.
- 5-5) 鈴木弘編：塑性加工, 裳華房, (1980) , pp245-248.

第 6 章 航空機スキン変形解析

航空機外板部品であるスキンは部品サイズが比較的大きく、板厚は薄いため、自重によるたわみの影響を常に受けた状態である。そのため FEM 解析による自重変形予測から正確な部品形状を把握する必要がある。

第 3 章にてストレッチ成形部品のスプリングバック解析精度につき、メッシュサイズなどのパラメータを変更して再現性評価を実施した。しかしこれらの評価はモデル自体の再現性についてであり、これらの値が実際に成形にて起きているスプリングバック量に対しどの程度一致しているのか定量評価する必要がある。

第 4 章にて、四角形シェル要素及び三角形シェル要素の自重変形精度につき詳細検討を行った。実験値と解析値を比較した結果、一致した値が得られ、動的陽解法を用いた場合においても精度良く解析を行えることが確認された。

第 5 章では、引張成形の解析予測精度評価を目的として実験結果と解析結果を比較した。その結果、引張成形時に金型との摩擦により板厚方向に対して内外面のひずみが不均一になるため、引張曲げ後のスプリングバック量が大きくなることが判明した。この引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化することによりスプリングバック予測精度が改善されることが新たに分かった。

本章では、第 3 章から第 5 章にて得られたこれらの知見を反映し、成形後の実機スキンの変形解析を行った。さらに実際に航空機ストレッチ成形部品の形状測定を実施し解析値との比較を行った結果を記述する。

6.1 航空機スキン部品成形工程解析⁶⁻¹⁾

解析モデルはストレッチ成形金型上にスキンを載せた状況及び成形後素材をルータ加工する機械上にスキンを載せた状況をモデル化し自重変形のシミュレーションを行った。ルータ加工は、図 6.1 に示すルータービットと称する回転刃によって材料を切削し、所要の形状に素材取りまたは成形後のトリム加工を行うもので、その加工形状はテンプレートまたは数値制御によってコントロールする。通常、部品内には 2~3mm 直径のツーリングホールを設け、次工程の部品加工や組立基準の案内とする。複曲面を持つ大型航空機の厚い胴体外板の穴あけや外形トリミング加工には、手加工がむずかしいためテンプレートを用いず図 6.2 に示す CNC5 軸穴あけトリミングマシンを使用した。

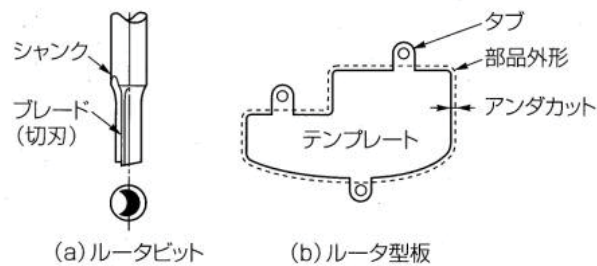


図 6.1 ルータービットとルータ型板

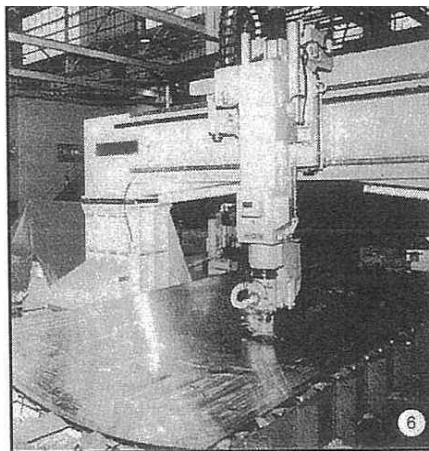


図 6.2 CNC5 軸穴あけトリミングマシン

6.1.1 四角形シェル要素静的陰解法の解析方法

解析モデルは図 6.3 に示すようにストレッチ成形金型上にスキンを載せた状況、図 6.4 に示すように部品の外形形状をトリム加工する機械上にスキンを載せた状況をモデル化し自重変形のシミュレーションを行った。スキン形状は第 2 章及び第 3 章にて使用したものと同一形状である。第 3 章の検討結果にて得られた最も予測精度が高い条件である、要素数 24,960、節点数 25,317、板厚方向積分点数 3、収束判定条件は相対変位を 1×10^{-5} 以下にした条件を用いて、計算したスプリングバック変形形状を用い、自重変形の発生傾向を調査した。本解析の解析コードは MSC.Marc 2005 を用いて実施した。図 5.5 に示す 2024-T3C アルミニウム合金板の応力-歪曲線と図 5.6 に示す計算のフローチャートを用いた。

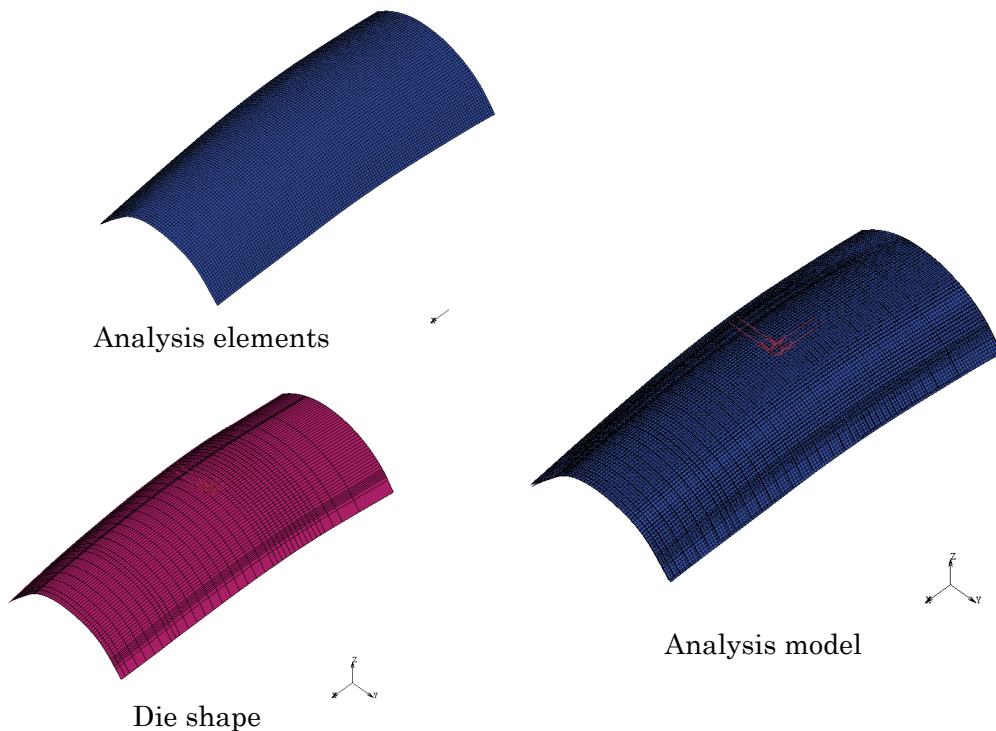


図 6.3 ストレッチ成形金型上にスキンを載せた自重解析モデル
(双一次内挿変位関数四角形シェル要素、静的陰解法)

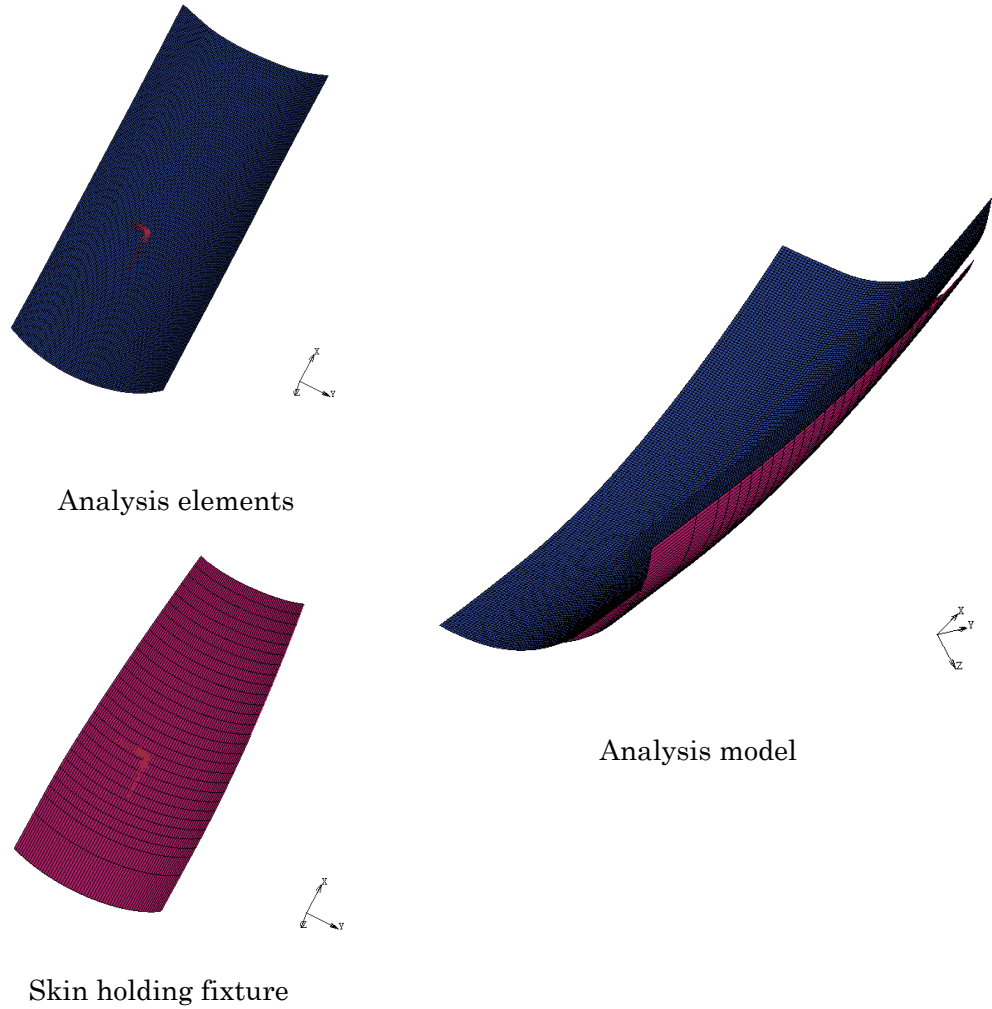


図 6.4 トリム加工する機械上にスキンを載せた自重解析モデル
(双一次内挿変位関数四角形シェル要素、静的陰解法)

6.1.2 三角形シェル要素動的陽解法の解析方法

解析モデルは図 6.5 に示すようにストレッチ成形金型上にスキンを載せた状況、図 6.6 に示すように部品の外形形状をトリム加工する機械上にスキンを載せた状況をモデル化し自重変形のシミュレーションを行った。スキン形状は第 2 章及び第 3 章にて使用したのと同じ形状である。第 4 及び 5 章の検討結果にて得られた最も予測精度が高い条件である要素数 61,048、節点数 61,817 にした条件を用いて、計算したスプリングバック変形形状を用い、自重変形の発生傾向を調査した。本解析の解析コードは Stampack Ver6.2.5(Quantech 社製)を用いて実施した。図 5.5 に示す 2024-T3C アルミニウム合金板の応力-歪曲線と図 5.6 に示す計算のフローチャートを用いた。

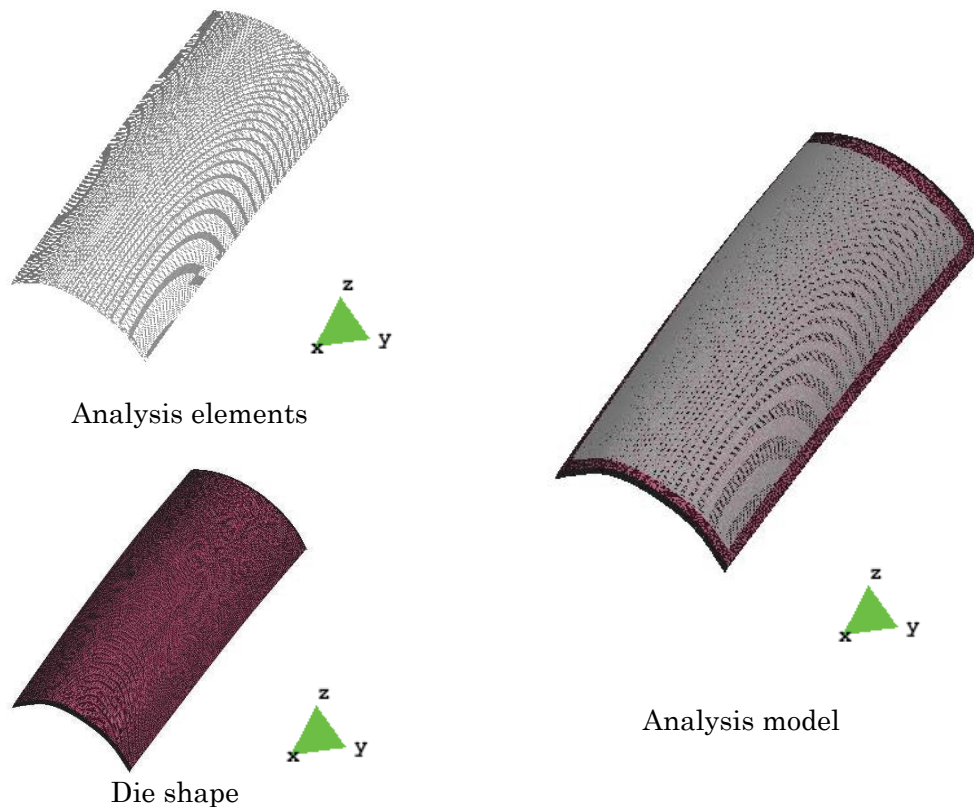


図 6.5 ストレッチ成形金型上にスキンを載せた自重解析モデル
(線形補完変位関数三角形シェル要素、動的陽解法)

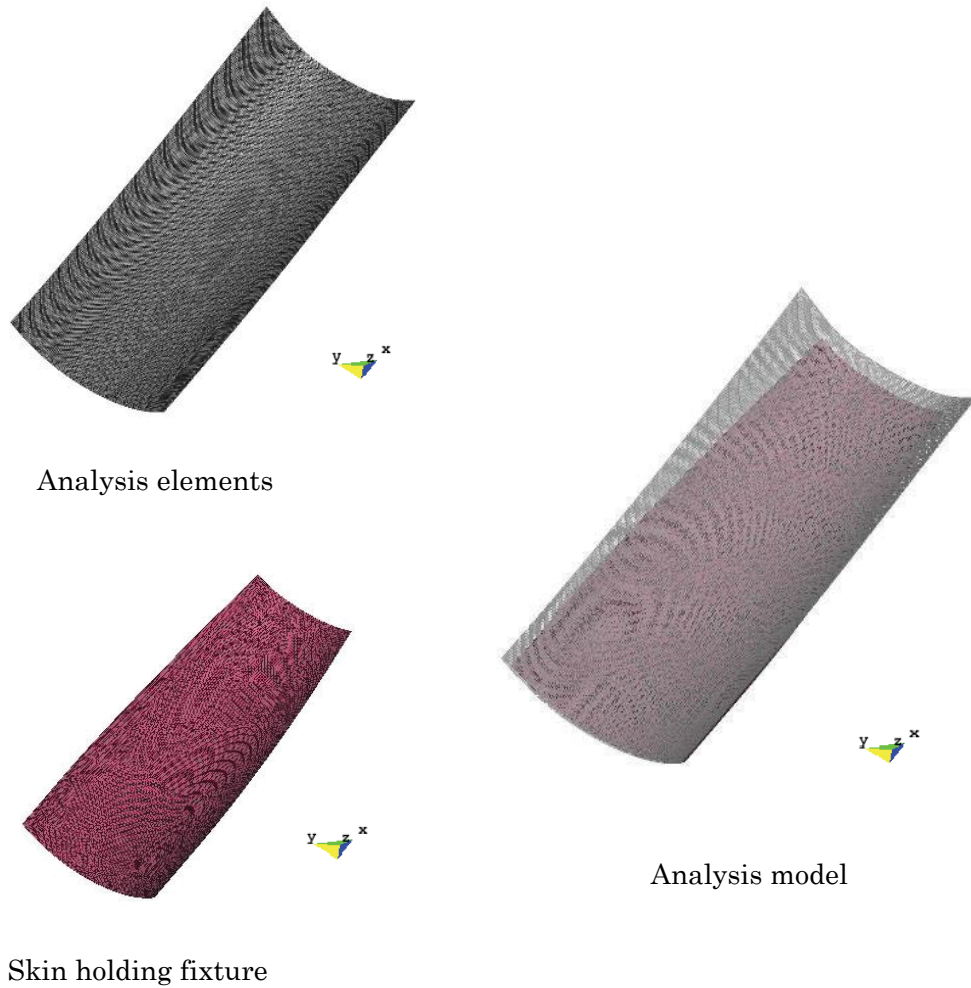


図 6.6 トリム加工する機械上にスキンを載せた自重解析モデル
(線形補完変位関数三角形シェル要素、動的陽解法)

6.2 ストレッチ成形後の部品形状測定試験

スキン実機部品を図 6.7 に示すようにレーザートラッカにより三次元計測し、CATIA 図面データとデジタル比較して形状計測を行った。計測時のスキン保持姿勢は、ストレッチ成形後のトリム及び穴明け工程に用いる 5 軸 NC 機上とした。

5 軸 NC 機は、航空機スキンの外形形状を保証するテンプレートと、スキンを図面要求形状に保持する目的の高さ方向にのみ NC 制御可能な真空吸着方式アクチュエータがついており、これらの装置により図面要求形状にできる限りスキンを保持した状況で形状測定を実施した。アクチュエータによる保持機構も真空吸着させずにアクチュエータ先端のみで受けるだけの方がスキンストレッチ成形後のスプリングバック保持には好ましいが、先端のゴムパッドの厚みは真空引きをしてスキンを拘束した状況にて正規位置にスキンが保持されるように設計されており、取り外すこともできないため、本試験では最も形状を正規の位置に保持することができる真空吸着させた状況にて形状計測を実施した。



図 6.7 スキン部品三次元形状計測方法

6.3 三角形シェル要素動的陽解法を用いた航空機スキン自重変形解析における解析時間短縮に関する検討⁶⁻²⁾

金型との接触や計算時間の短縮を考慮するため動的陽解法が一般的に用いられている。しかし動的陽解法を用いるとモデルに不安定な振動が発生し、安定した解が得られないため、計算の収束のためには振動を減衰させる必要がある。第4章にて適切な減衰パラメータを使用した場合において実験値と解析値が一致し、動的陽解法を用いた場合においても精度良く解析を行えることが新たに分かった。本章では、上記結果を元に成形後の実機スキンの自重変形解析を行い、振動を減衰させた時の解の収束性及び収束時間を調査した。

6.3.1 解析方法

解析には板成形解析ソフト Stampack Ver. 6.2.5 (Quantech 社製) を使用した。図6.8に解析モデルとメッシュサイズを示す。スキンの材料は A2024-T3C とした。メッシュサイズは第4章と同様のアスペクト比とした。

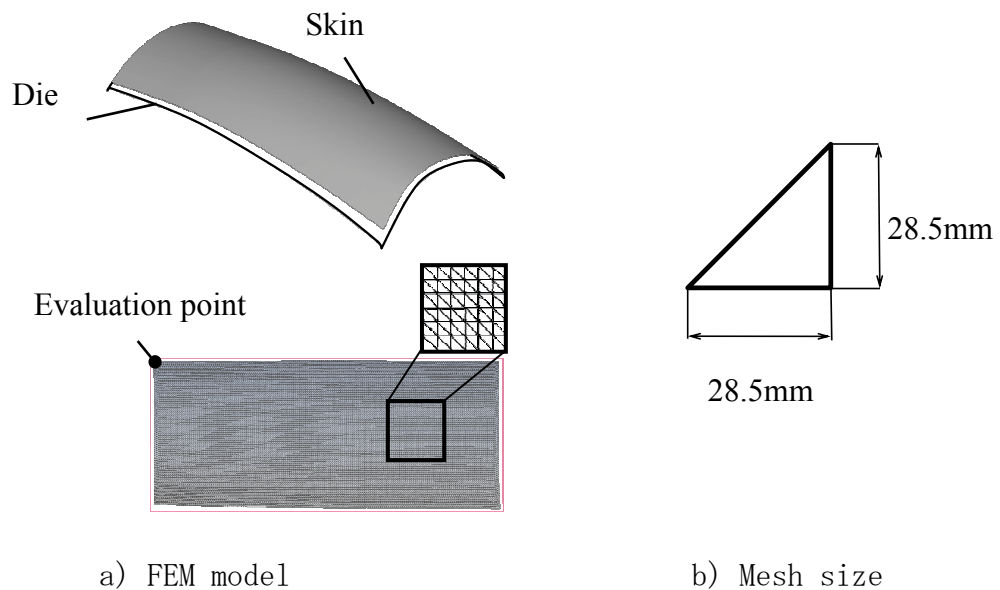


図 6.8 解析モデルとメッシュサイズ

図 5.5 に示す 2024-T3C アルミニウム合金板の応力—歪曲線と図 5.6 に示す計算のフローチャートを用いた。図 6.9 に解析で使用した金型形状を示す。2 章及び 3 章で使用した金型形状よりも曲率半径は若干大きい金型からの浮き上がり量が大きくスプリングバックの発生が顕著なものである。6,674×2,300×4.57mm の板を両端からツールで掴み、型の曲率半径に合わせ引張曲げにより成形した。その後、4,900×2,000×4.57mm にカットし、スプリングバックした状態のスキンを、実際の計測のように金型の上で自重変形させて評価を行った。

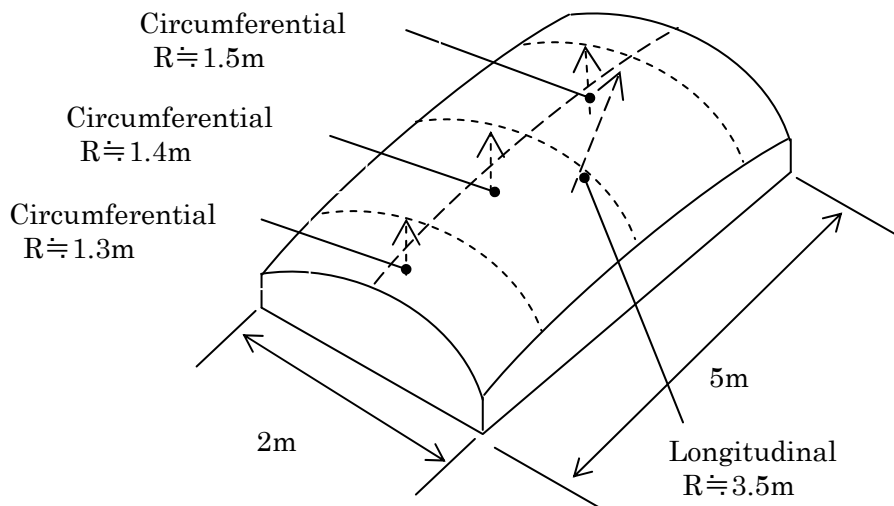


図 6.9 解析で使用した金型形状

図 6.10 に振動の評価方法を示す。スキンの角部 1 点の振動を 0.02s 間隔で評価した。 A_0 、 A_2 、 T_1 はそれぞれ最大振幅、2 番目の大きさの振幅、振動周期である。Stampack では振動を一定周期 T_1 [s] ごとに、隣り合う振幅を一定量(例： $\Delta[\%]=|A_2|/|A_0| \times 100$)減衰させることができる。

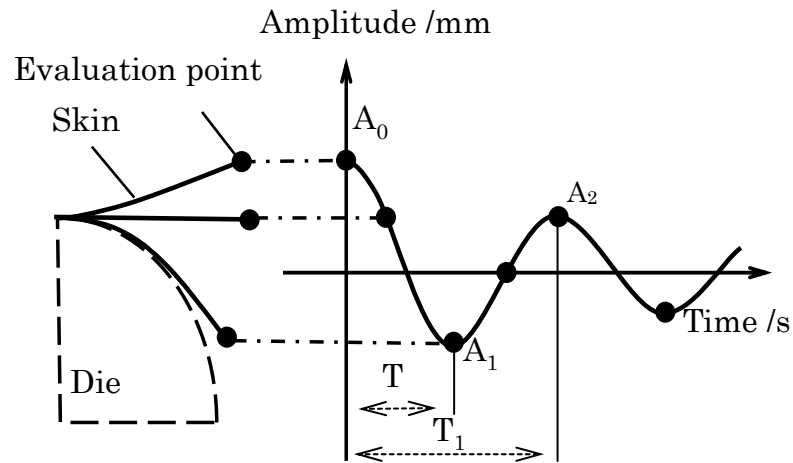


図 6.10 振動の評価方法

振幅の減衰率(Δ_0)、対数減衰率(δ)および減衰比(ζ)は(4.1)、(4.2)、(4.3)の式で表わせる。解析では先に減衰が付加されていない時の振動を求め、その結果を元に $T_1[s]$ と $\Delta[\%]$ を決定し、解析に入力した際の解の収束性及び収束時間を調査した。

6.4 四角形シェル要素静的陰解法を用いた航空機スキン変形解析結果

6.4.1 引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性のモデル化の効果

図 6.11 にストレッチ成型金型上にスキンを載せた状況で自重変形解析を行った金型からの各ポイントの浮き上がり量を示す。測定ポイントは第 3 章で評価した位置と同じ位置である。比較のために重力が無い場合の浮き上がり量も示している。自重変形により金型からの浮き上がり量は半減する傾向が認められる。また、引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化した解析結果は、モデル化しない場合よりも金型からの浮き上がり量が大きくなった。

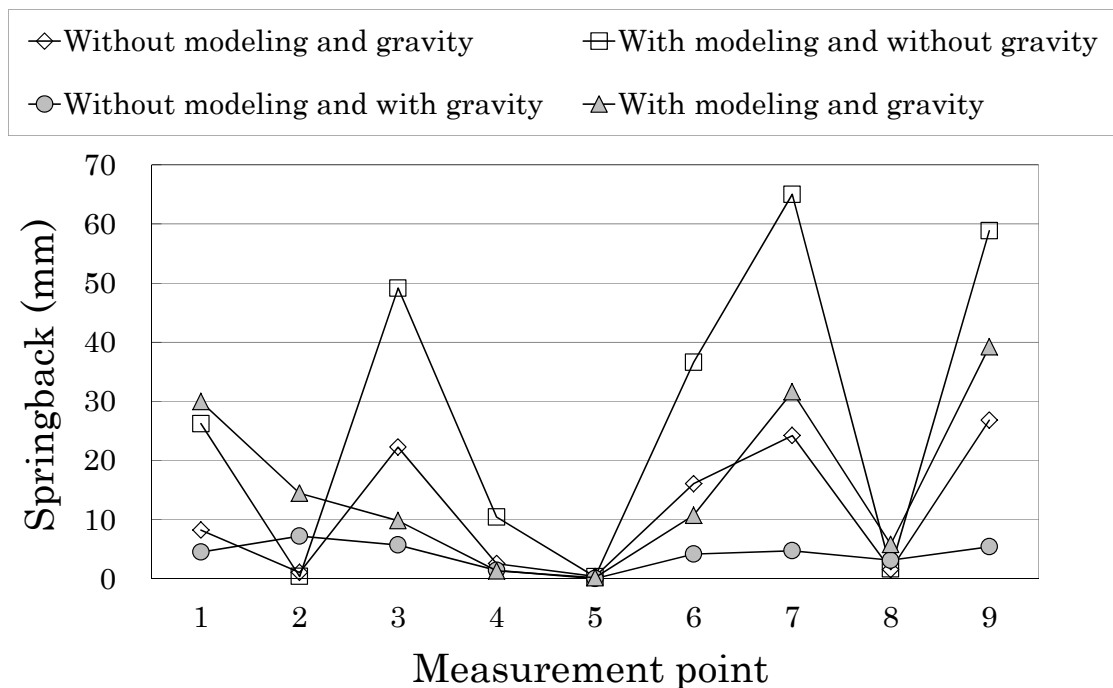


図 6.11 ストレッチ成型金型上にスキンを載せた状況で自重変形解析を行った結果（四角形シェル要素、静的陰解法）

図 6.12 にストレッチ成形金型上にスキンを載せた状態で自重変形解析を行い部品形状と比較した結果を示す。図 6.12 はストレッチ成形金型にスプリングバック量を見込んでいるため、部品形状に対しては浮き上がるのではなく沈み込む傾向を示す。よって部品形状に対する沈みこみ量をプラス側として示している。

図 6.12 から引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化した解析結果の方が、モデル化しない場合よりも部品形状からのずれが実験値に近くなる傾向が認められた。しかしながらポイント 5 の領域では、解析結果の方が実験値に対して 5mm 外れる結果となった。このずれ量は素材の長さが 5000mm であることを考えると、0.1%である。一般的なシミュレーションの予測精度としては 5%と言われており、高い予測精度であると言える。

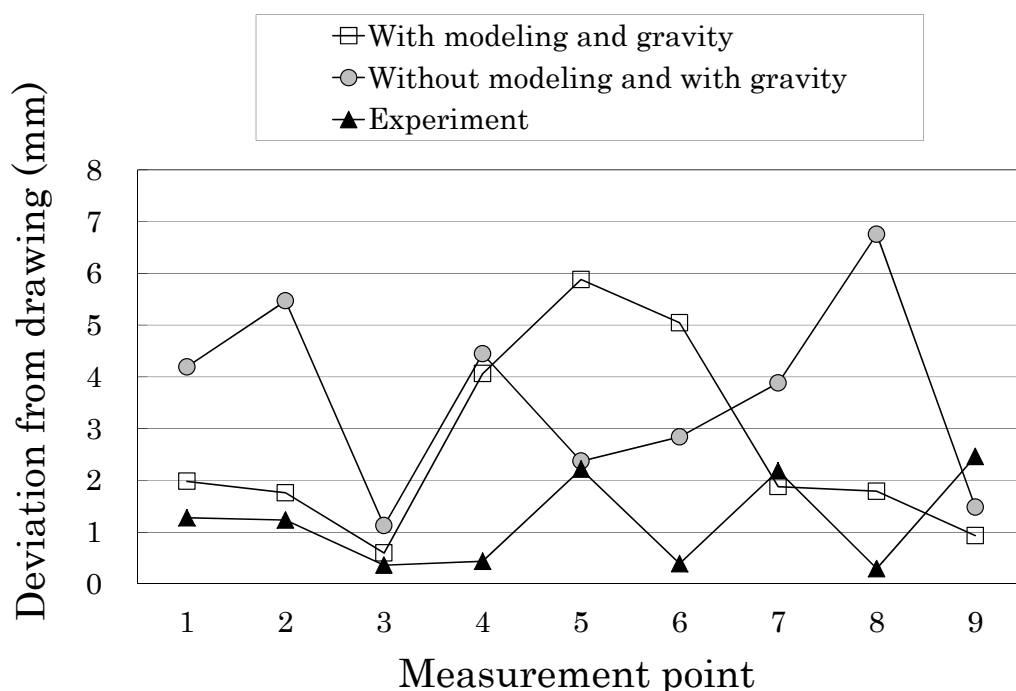


図 6.12 トリム加工する機械上にスキンを載せた状態で自重変形解析を行い部品形状と比較した結果（四角形シェル要素、静的陰解法）

6.5 三角形シェル要素動的陽解法を用いた航空機スキン変形解析結果

6.5.1 引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性のモデル化の効果

図 6.13 にストレッチ成型金型上にスキンを載せた状況で自重変形解析を行った金型からの各ポイントの浮き上がり量を示す。測定ポイントは第 3 章で評価した位置と同じ位置である。また、引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化した解析結果は、モデル化しない場合よりも金型からの浮き上がり量が大きくなった。浮き上がり量と発生傾向はいずれのケースにおいても四角形シェル要素静的陰解法とほぼ同様な値を示した。

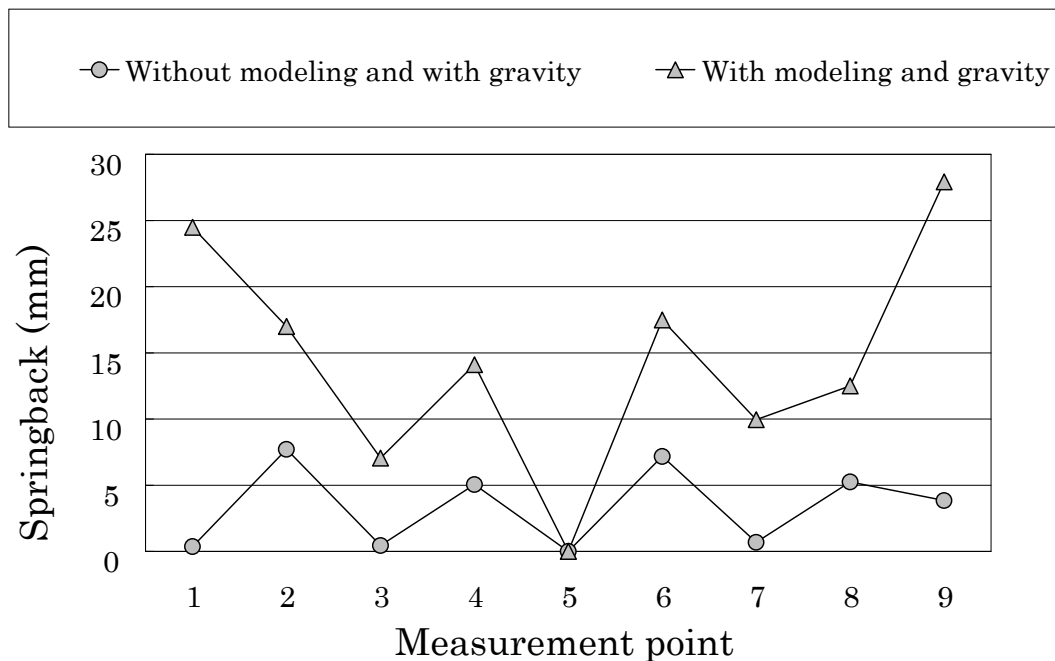


図 6.13 ストレッチ成型金型上にスキンを載せた状況で自重変形解析を行った結果（三角形シェル要素、動的陽解法）

図 6.14 にストレッチ成形金型上にスキンを載せた状態で自重変形解析を行い部品形状と比較した結果を示す。図 6.14 はストレッチ成形金型にスプリングバック量を見込んでいるため、部品形状に対しては浮き上がるのではなく沈み込む傾向である。よって部品形状に対する沈みこみ量をプラス側として示している。図 6.14 から最大値では引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化した解析結果の方が、モデル化しない場合よりも部品形状からのずれが実験値より外れる傾向が部品中心のポイント 5 において認められた。四角形シェル要素静的陰解法と比較するとポイント 5 の値は 1mm 大きくなっているが、このずれ量は素材の長さが 5000mm であることを考えると、0.12% のずれであり一般的なシミュレーションの予測精度としては 5%と言われており、高い予測精度であると言える。

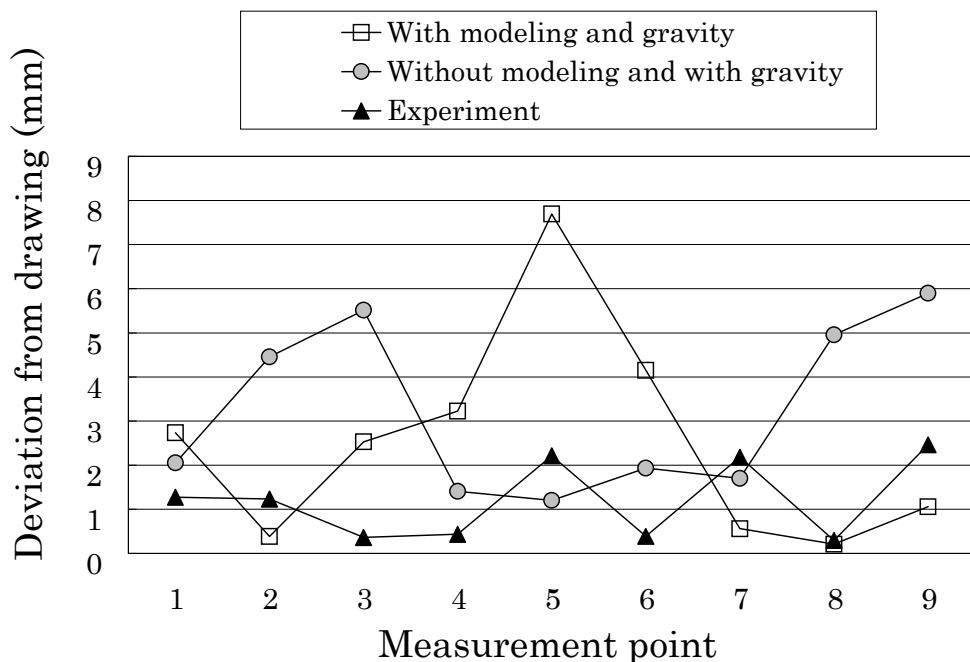


図 6.14 トリム加工する機械上にスキンを載せた状態で自重変形解析を行い部品形状と比較した結果（三角形シェル要素、動的陽解法）

6.6 三角形シェル要素動的陽解法を用いた航空機スキン自重変形解析における解析時間短縮に関する検討結果

図 6.15 に減衰を付加せず航空機スキン解析を行った振動を示す。縦軸は解析における評価点の変位を示しており、一定の振幅で振動せず、複数の周波数が発生していることが確認される。図 6.16 にスキン自重変形解析の振動振幅を示す。スキン解析モデルの振動には、約 1.25Hz と 6.25Hz の周波数が主に発生していることが確認された。

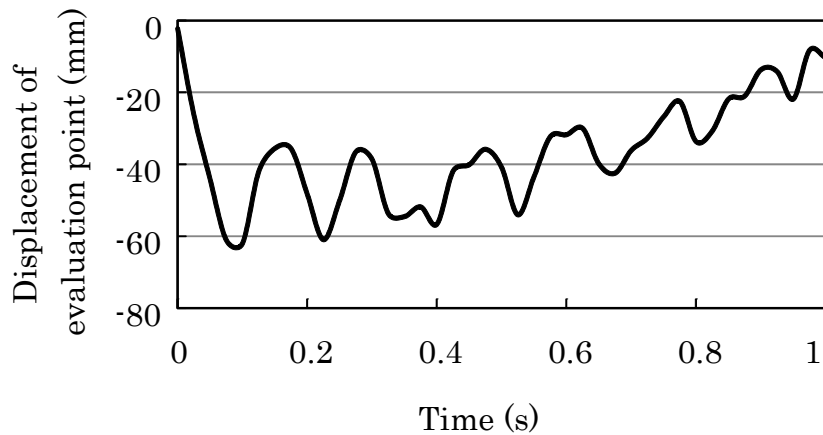


図 6.15 減衰を付加せず航空機スキン解析を行った振動

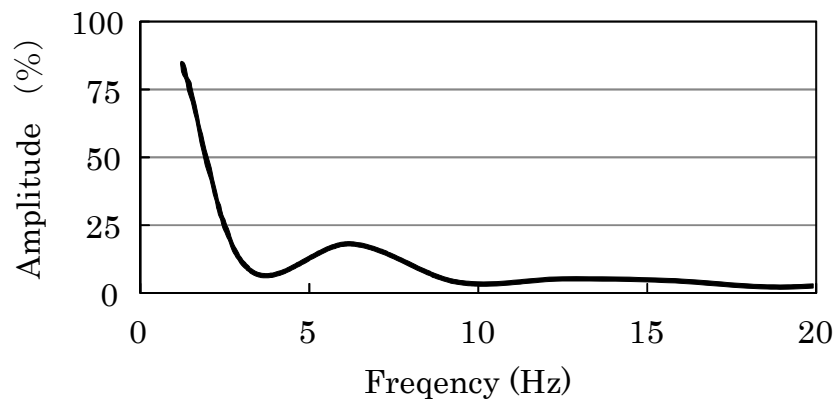


図 6.16 スキン自重変形解析の振動振幅

第4章で用いた減衰パラメータの中で500×500mmの板材に対して最も有効であった($\zeta=50\%$ 、 $T_1=0.1s$)を実機スキンモデルに付加して解析を行い、第4章で得られた結果との比較を図6.17に示す。縦軸は隣接する評価点の変位差を示しており、値が0mmになると振動が完全に収束したことを意味する。解析の結果、実機スキンの解析モデルに対しても減衰が有効に作用し、結果の収束が確認された。また結果の収束時間は板材モデルが0.85s、スキンモデルが0.75sとなりスキンモデルの収束時間の方が多少早くなった。

減衰比 ζ が1に近づくと振動の収束時間が短くなり、一方 ζ が1を超えると過減衰となり収束時間が遅くなる。減衰比に関する式から、 ζ を求めると、3Hzの振動に対しては $\zeta=0.38$ である。また図6.16の主な周波数である1.25Hzと6.25Hzの振動に対しては、それぞれ $\zeta=0.88$ 、 0.18 である。スキンモデルに作用している減衰比を平均すると $\zeta=0.53$ となり、結果的にスキンモデルに作用する減衰比の方が大きくなるため収束時間が早くなったものと考えられる。このことから周波数が単一でない振動に対しては、低次の周波数に作用する減衰比 ζ が1を超えた過減衰にならないように考慮する必要がある。

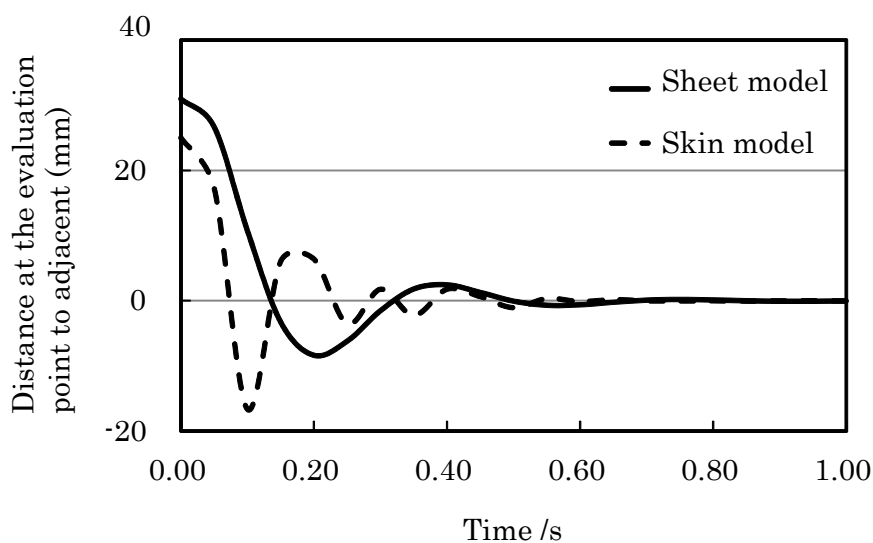


図 6.17 自重変形解析モデル端点の振動と解析時間の関係

6.7 結論

成形された部品形状と解析結果を比較する目的で、航空機スキン自重変シミュレーションを行なった。引張成形時における素材板厚方向のひずみが不均一となる現象をモデル化することにより、スプリングバック量予測結果が実験値に近づくことが確かめられた。解析結果と実験結果のずれ量は、四角形シェル要素を用いた静的陽解法で最大 5mm、三角形シェル要素を用いた動的陽解法で最大 6mm 認められるが、スキン部品の大きさを考慮するとこのずれ量はそれぞれ 0.1%、0.12%と高い精度でスプリングバック量を予測できた。

また、実機スキン部品の自重変形解析の技術の向上を目的とし、減衰パラメータが自重変形解析結果に及ぼす影響を検討した。500×500×1~1.3mm アルミニウム合金板の振動を最適に減衰させることができた減衰パラメータ ($\zeta=50\%$ 、 $T_1=0.1s$) を、実機スキンの解析モデルに適用した場合においても、有効に作用することが確認された。周波数が単一でない振動に対しては、低次の周波数に作用する減衰比が 1 を超え過減衰にならないように考慮して減衰を付加する必要がある。

第6章 参考文献

- 6-1) 巽重文：国産航空機に向けての展望（1）—機体メーカーの取り組み状況，第37回飛行機シンポジウム予集，（1999），pp153-157.
- 6-2) 佐々木颯翼・河野亮・高橋進：航空機スキン部品の動的陽解法 FEM による自重変形解析に関する研究，日本設計工学会 平成 26 年度秋季研究発表講演会講演論文集，（2014），pp207-208.

第7章 結論と今後の課題

7.1 結論

航空機スキンのストレッチ成形特有の要素アスペクト比及び自重変形の影響を考慮したスプリングバック予測技術に関する研究を行った。その結果以下の結論が得られた。

航空機胴体外板ストレッチ成形工程において付与されるひずみを正確に予測できる材料モデルにつき検討を行った。航空機スキンのストレッチ成形は単軸引張に近い成形をしており、単軸引張試験により得られた材料モデルを適用可能であることが明らかとなった。

次に、航空機外板部品に合わせたアスペクト比が大きい状況での引張成形実験及び自重変形結果と解析を比較しメッシュのアスペクト比が解析結果に及ぼす影響を調査した。静的陰解法を用いる場合にはメッシュサイズ 25mm 以下にすることで正確に予測することが可能である。また、動的陰解法を用いる場合には、Reyleigh 型の振動減衰を適切に与えメッシュサイズ 12.5mm 以下にすることで正確にかつ短時間で予測可能であることが明らかになった。

また、ストレッチ成形の解析予測精度評価を目的として基礎試験を行った。引張成形の解析予測精度評価を目的として実験結果と解析結果を比較した結果、引張成形時に金型との摩擦により板厚方向に対して内外面のひずみが不均一になるため、引張曲げ後のスプリングバック量が大きくなることが判明した。この引張成形時におけるスプリングバック量の金型との摩擦依存性をモデル化することによりスプリングバック量予測精度が 15%から 3%に改善された。

最後にこれら最適化された結果により航空機胴体外板の実機シミュレーションを行い、スプリングバック予測精度向上の効果を確認した。成形された部品形状と解析結果を比較する目的で、航空機スキンの自重変形シミュレーション

を行なった。解析結果と実験結果のずれ量は、四角形シェル要素を用いた静的陽解法で最大 5mm、三角形シェル要素を用いた動的陽解法で最大 6mm 認められるが、スキン部品の高さを考慮するとこのずれ量はそれぞれ 0.1%、0.12%と高い精度でスプリングバック量を予測できた。

7.2 今後の課題

航空機胴体外板の実機シミュレーション高精度化検討に関する研究を行い、スプリングバック予測精度として 0.1%~0.12%でスプリングバック量を予測できた。しかしながら、諸言に記述したホール to ホール組立法を実用化するためには、0.02%程度のさらに高い予測精度が必要とされる。そのため、今後の課題としては精度をさらに向上させることが必要である。本研究では、予測精度を向上できるアプローチとして金型と素材との摩擦がスプリングバック量に及ぼす影響のモデル化については提案しているが、素材の板厚や金型形状が変化した場合については検討できていないため、今後はこれらの影響因子を考慮したモデリングを検討する必要がある。

謝辞

本研究の遂行に当たって、終始変わらぬご指導を頂いた日本大学生産工学部・高橋進教授に厚く御礼申し上げます。また、日本大学生産工学部・加藤数良教授、邊吾一教授に本論文作成にあたりいろいろとご助言を頂きました。ご多忙な中、貴重な御時間を割いて労力を割いて頂き、深く御礼申し上げます。

三菱重工（株）の中村康一氏、山田毅氏、近藤美智雄氏、藤井和義氏、アプライドデザイン株式会社の三宅昌昭氏、三菱エンジニアリングの寺沢聖次氏、上野弘道氏、竹尾勉氏、玉川エンジニアリングの石田直樹氏には試験片の作製、実験及び解析の遂行など多大なご協力を頂きました。深く感謝いたします。

また、日本大学生産工学部、佐々木颯翼氏をはじめ研究遂行に協力してくれた機械工学専攻の学生諸氏に感謝の意を表します。

最後に院生生活を支えてくれた家族及び親族に感謝致します。