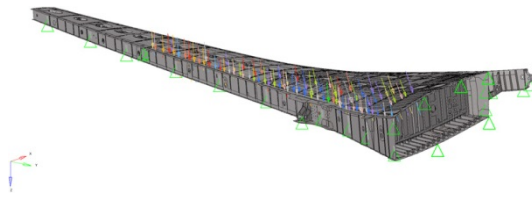


数値シミュレーションを活用した航空機組立作業の効率化技術

Efficiency Technology of Aircraft Assembly Work Utilizing Numerical Simulation



江崎 浩司*¹
Koji Esaki

松野 夏輝*²
Natsuki Matsuno

河野 亮*³
Akira Kono

航空機などに代表される薄板パネルと骨組みからなる構造では、各部品は寸法公差を有して製作されており、組立て時に部品間に隙間が生じることは不可避である。実作業では仮組みして隙間量を実測した結果をもとに、その隙間を埋めるためのシムを製作するため、適切な厚さ分布をもったシムを準備するまでに多大な時間を要している。そこで、当社は、部品表面の3次元計測結果を用いて実際の表面形状を有するFEM モデルを作成し、仮組み時の部材間に発生する隙間量を数値シミュレーションによって求める手法を構築した。検証の結果、数値シミュレーションで得られた隙間量と仮組みした際に実測した隙間量とはよく一致し、実測に替わって、数値シミュレーションによる予測結果を用いてシムを製作することでシムの調達時間が低減できる目途を得た。

1. はじめに

一般的な航空機の主翼組立て工程では、まずスパー及びリブからなる骨組みであるスケルトンの組立てを行う。次に、スケルトンにパネルを馴染ませながら翼の仮組みを行う。このとき、矯正力と呼ばれるスケルトンとパネルとの隙間を減じる方向の荷重を負荷するが、過剰な荷重は組立て後の残留応力を増大し、SCC（応力腐食割れ）や疲労損傷のリスクを高めるため、矯正力に上限値を設定している。部品は寸法公差を有しており、かつ、薄板であるパネルは反りやうねりを有しているため、組立て時の荷重制限も含めて部品間に隙間が生じることは不可避である。そこで、仮組み時のスケルトンとパネルとの隙間を計測し、隙間を埋める適切な厚さ分布をもったシムを製作する。その後、仮組みを解除し、シムを挿入して本組みを行う。仮組み、隙間計測、シム製作という一連の作業は多大な人手と時間を要しており、量産における課題の一つとなる可能性が高い。このような背景を踏まえ、本報では、仮組み・隙間計測作業無しでのシム製作を可能とすることで組立作業の効率化を図ることを目指して取り組んだ、隙間を数値シミュレーションによって予測する技術について報告する。

2. 隙間予測手法

隙間予測手法のフローチャートを図1に示す。以下、フローチャートに沿って説明する。

*1 総合研究所 強度・構造研究部 主席研究員 工博
*3 総合研究所 製造研究部 主席研究員

*2 総合研究所 強度・構造研究部

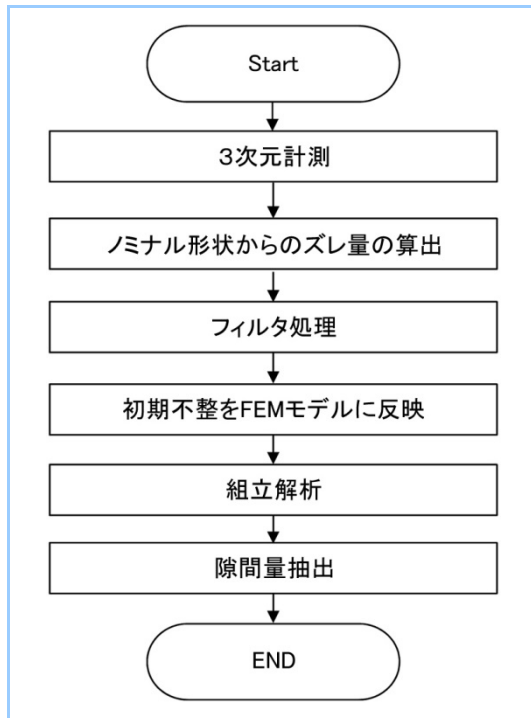


図1 隙間予測手法のフローチャート

本報で検討した隙間予測手法の全体の流れを示す。

2.1 計測データ読み込み

始めに、3Dスキャナ等の機器を用いてスケルトンとパネルの形状を各々計測する。パネルのIML (Inner Mold Line) 面、スケルトンの OML (Outer Mold Line) 面、すなわち組立て時に締結される面が計測対象である。3次元計測データは、部品表面上の点群である。データを可視化したものを図2に示す。なお、パネルを馴染ませるために錘を載せた状態で計測しているため、複数箇所点群データが抜けている。

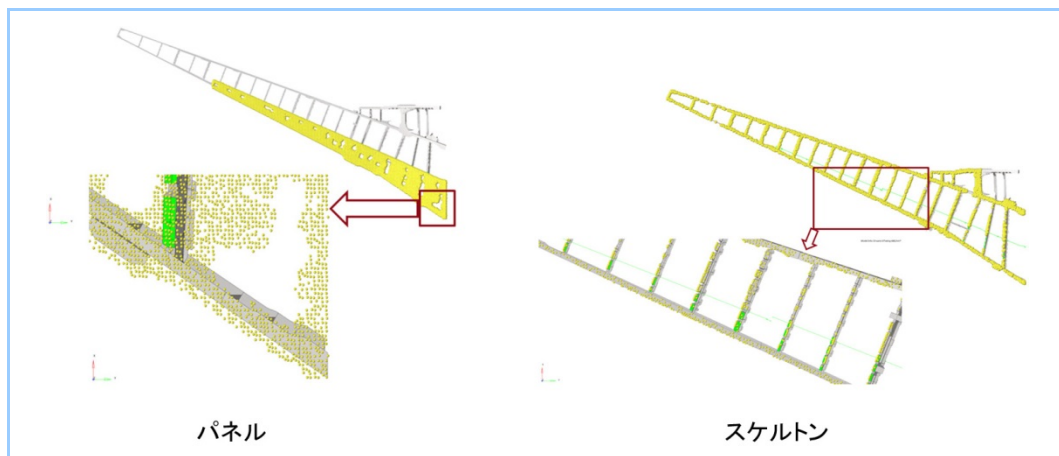


図2 3Dスキャナで計測した部品表面上の点群データ

3次元計測で得られた点群データ(黄色の●)をCADデータとともに表示した。

なお、パネルは錘を載せた状態で計測しているため、複数箇所点群データが抜けている。

2.2 ノミナル形状からのズレ量の算出

次に、初期不整無しの状態のサーフェス(CADデータのノミナル形状)と計測データの紐づけを行う。ノミナル形状からのズレ量を計算することで計測点ごとの初期不整量ベクトル $[X, Y, Z, dX, dY, dZ]$ を導出する。ここで、 X, Y, Z は機体座標系における空間座標であり、ノミナル形状における計測点の座標である。 dX, dY, dZ は初期不整量であり、これがノミナル形状からのズレ量である。本報では、図3に示すように、計測点を初期不整無しの状態のサーフェスへ投影することにより得られた投影点の座標を X, Y, Z とし、その投影点における初期不整量を dX, dY, dZ とし

た。しかし、ノミナル形状と計測データの紐づけ過程において、実形状のノミナル形状からの逸脱が大きい場合、上述した簡易的な方法で得られた初期不整量ベクトルの誤差は大きくなり、隙間量の推定精度に悪影響を及ぼす。そのため、ノミナル形状からの逸脱が大きくなりやすいパネルに対しては、図2で説明したようにパネルを治具に乗せ、錘を置いて形状を馴染ませた上で3次元計測を行った。なお、錘には重量制限があり、上限の錘を載せたときにパネルに生じる応力は、仮組み時の荷重である矯正力により生じる応力と比べて十分小さいことを別途確認済である。

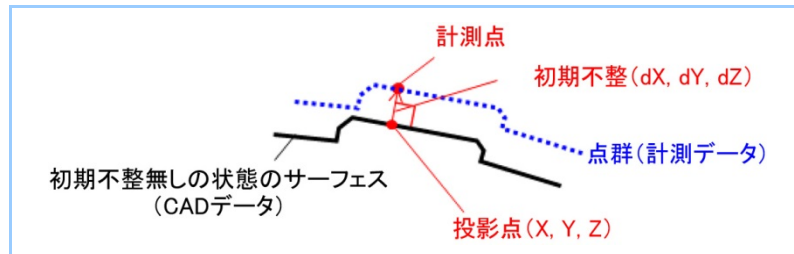


図3 計測点, 投影点および初期不整量

計測点, 投影点と初期不整の関係を示す。

2.3 フィルタ処理

3Dスキャナ等を用いた光学的3次元計測では、供試体表面の性状によってレーザー光の反射・回折に起因した局所的な計測ノイズが発生することがある。図4に初期不整と計測ノイズの例を示す。投影点の機体座標系の X, Y 座標, 及び Z 方向の初期不整量 dZ の値を3次元表示した。なお, dZ の値は可視化のため数百倍し, 初期不整と計測ノイズの発生状況を強調した。全体的なうねりとして現れる初期不整の他に, 端部で出現する反射ノイズと1点だけ突出して現れるごま塩ノイズが確認された。これらの計測ノイズにより, 局所的に初期不整が過大評価され, 隙間量の推定精度が低下するという問題があるため, 自作プログラムを用いて計測データのフィルタ処理を行い, ノイズの影響を低減した。フィルタ処理では, 画像処理で広く使われているノイズ除去フィルタである平均値フィルタ(近傍 N 点の平均値に置換)とメディアンフィルタ(近傍 N 点の中央値に置換)を用いた。計測データ読み込み後, 計測データを1点選択し, 他の点とのユークリッド距離を計算して, 選択した点の近傍 N 点を抽出した。メディアンフィルタはごま塩ノイズの除去に, 平均値フィルタは反射ノイズの平滑化に効果がある。計測点全点に対してフィルタ処理を逐次行い, 計測データ全体のノイズ除去を行った。なお, 近傍点数やフィルタ適用回数を増やすことでノイズの除去率を向上させることが可能であるが, 部品本来の初期不整も除去される懸念があるため, 近傍点数とフィルタ適用回数について数パターン試し, 妥当な結果が得られる条件を選定した。



図4 初期不整と計測ノイズ(強調表示)

パネル IML 面の3次元計測結果を加工し, パネル板厚方向のズレ量を強調表示したもの。フィルタ処理をする前のものである。

2.4 初期不整の解析モデルへの反映

初期不整無しの状態の FEM メッシュとフィルタ処理後の投影点とを重ね書きしたものを図5に示す。FEM モデルの節点と投影点は一致しないので、節点における初期不整量を線形補間によって求めた。初期不整無しの状態の FEM の節点座標が (X, Y, Z) 、その節点位置での初期不整量が (dX, dY, dZ) のとき、初期不整有りの FEM の節点座標を $(X+dX, Y+dY, Z+dZ)$ とすることで、初期不整を FEM モデルに反映した。なお、初期不整量 (dX, dY, dZ) には、厳密には CAD と FEM との誤差、及び線形補間による誤差が含まれるが、本報の事例では、これらの誤差は要素寸法に比較して、後述のシム厚さ推定量に有意な影響を及ぼさないほど小さかった。

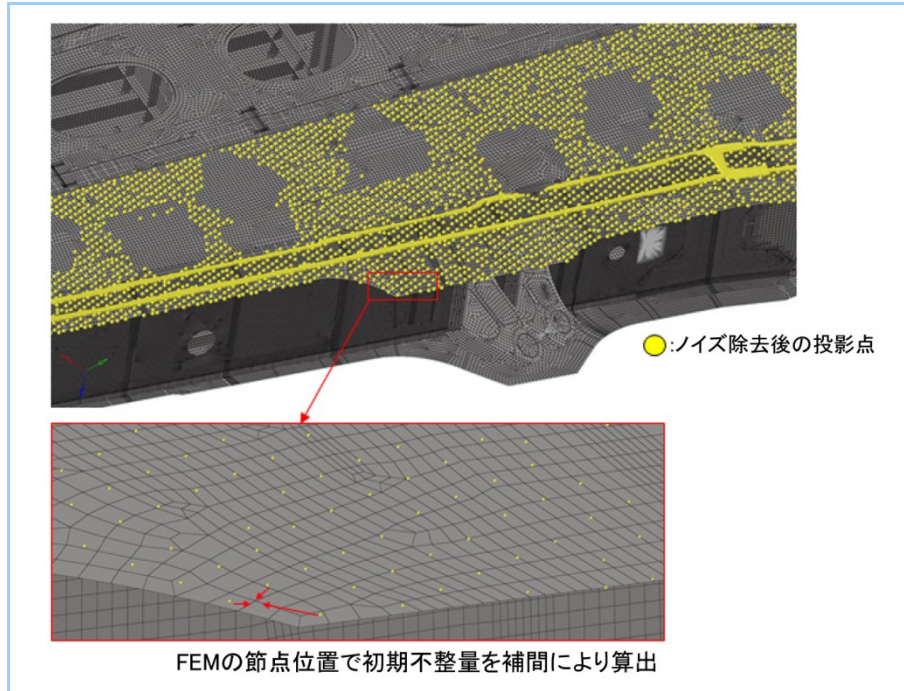


図5 FEM メッシュとノイズ除去後の投影点

パネル IML 面の3次元計測データから得られた初期不整ベクトル (X, Y, Z, dX, dY, dZ) にフィルタ処理を行った後、投影点 (X, Y, Z) を FEM メッシュとともに表示したもの。投影点は節点と一致しないので、節点の初期不整量は近傍の3点からの補間で算出される。

2.5 組立て解析

組立て解析の FEM モデルを図6に示す。シェル要素でモデル化し、パネルとスケルトンの締結面間で接触及び摩擦を定義した。荷重境界条件として、仮組み時の矯正力の負荷状況を模擬し、パネル OML 面及びスケルトン IML 面から法線方向に相対するように集中荷重を与えた。変位境界条件として、治具による固定を模擬し、スケルトンの各部を並進拘束した。パネルに対して、ロケータと呼ばれる位置決め治具による面内の移動に対する拘束を模擬した。

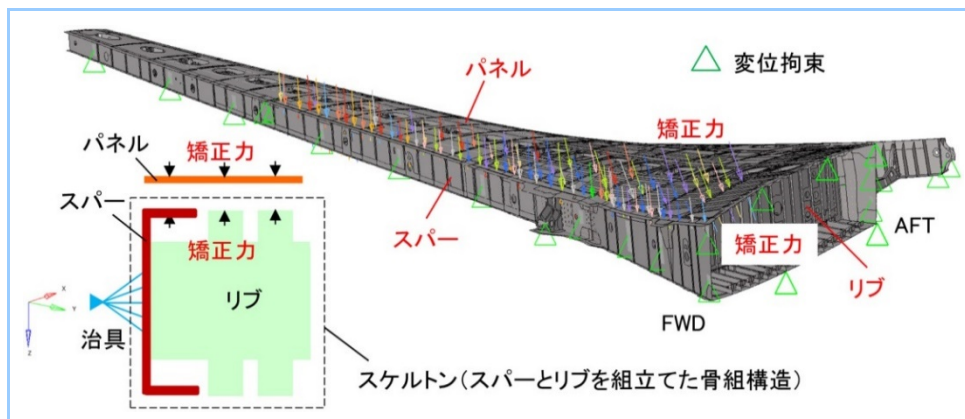


図6 組立て解析の FEM モデル

組立て解析の FEM モデルの概要を示す。

2.6 隙間量抽出

解析結果をポスト処理し、パネル IML 面とスケルトン OML 面との隙間量を出力した。一例を図7に示す。隙間量は不均一であり、部分的に大きい箇所もあることがわかる。

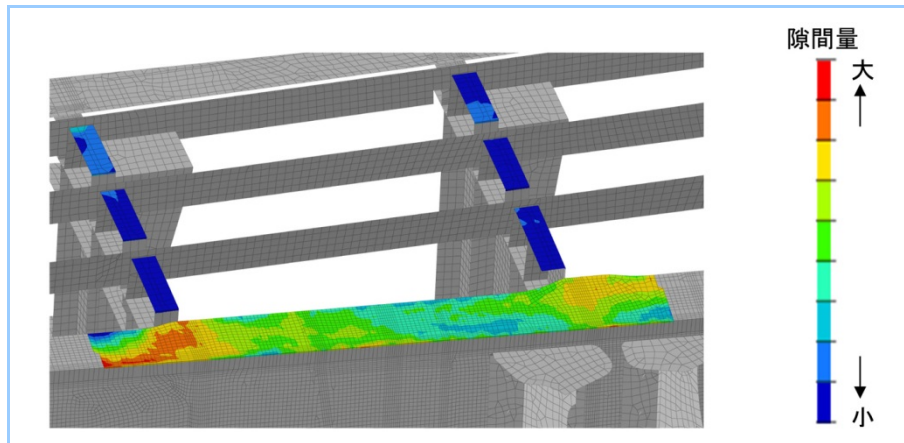


図7 隙間量分布の一例

組立て解析で得られた隙間のコンター図

3. 隙間量の予測結果

隙間量について解析値と計測値を比較し、前章で説明した隙間予測手法の精度を検証した。図8に示すスパーフランジの Toe エッジ(フランジ先端)に沿って約 100mm 間隔で隙間ゲージを用いて隙間量を計測した。解析値については、節点位置における隙間量から計測位置における隙間量を線形内挿によって求めた。解析値と計測値を比較した結果を図9に示す。通常、組立現場では、許容隙間量(その値以下であればシム挿入を不要としてもよいという隙間量)が設定されている。ある機種の許容隙間量を用いて、解析値については、解析値と計測値の差が許容値以上である場合を▲、許容値未満である場合を◆でプロットした。また、計測値は○でプロットした。全体的な傾向として、解析値と計測値はほぼ一致した。ただし、赤破線枠で示した箇所において予測精度が低いことが確認された。この箇所ではフィルタ処理で計測ノイズを十分に除去できておらず、それが原因で解析値と計測値の差が大きくなったものと推定される。

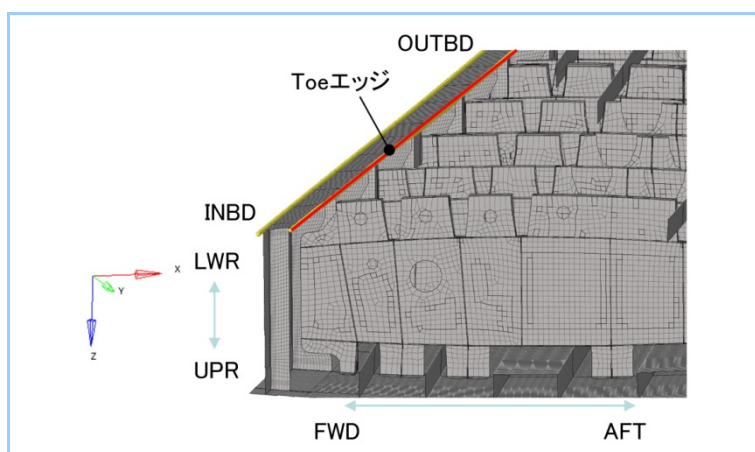


図8 スパーフランジの Toe エッジ(隙間量を計測した箇所)

図9で隙間量の解析値と計測値を比較した箇所である Toe エッジを示す。

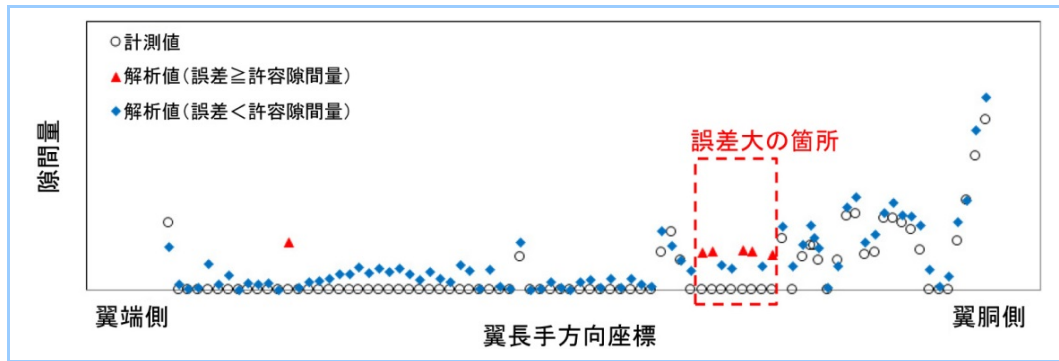


図9 隙間量に関する解析値と計測値の比較

組立て解析で得られた隙間量と隙間ゲージで計測した隙間量の比較を示す。
図8に示した Toe エッジに沿って隙間量の分布をグラフ化した。

4. 将来的な統合システム化の展望

シム製作に要する時間を大幅に短縮するためには、3次元計測データから FEM モデルを作成し、隙間量を計算で求め、隙間量からシム製作のための NC データを生成するという一連の流れをシステム化することが必要である。統合システム案を図 10 に示す。まず、パネルとスケルトンの表面形状を測定し、そのデータをシミュレータへ送る。シミュレータでは、2章で説明した、フィルタ処理、初期不整の FEM モデルへの反映、組立て解析を行い、隙間分布を算出する。更に、隙間分布が与えられたときのシム厚さ分布を決定するロジックに従い、シム形状データを CAD で作成し、CAM で NC データに変換する。最後に NC データを用いて、シムを機械加工によって製作する。

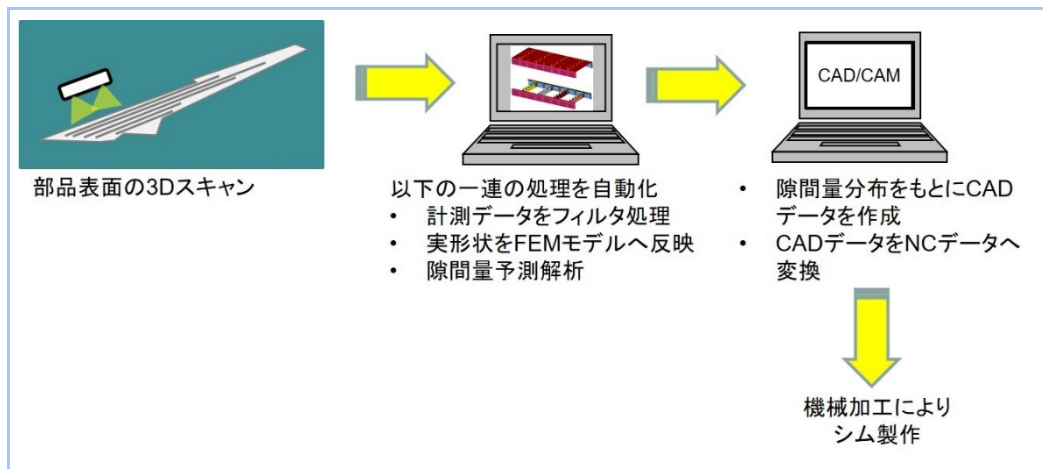


図 10 シム製作の統合システム案

将来的なシム製作のための統合システム案の概要を示す。

5. まとめ

本報では、航空機主翼を対象に、実態の形状初期不整を反映した FEM 解析を駆使することで、仮組み時の部材間の隙間量を求め、隙間を埋めるために必要なシム製作、組立て作業に要する多大な作業の効率化を可能とする手法の検討結果を紹介した。本手法を適用した事例では、解析で得られた隙間量を計測値と比較した結果、多くの計測位置で両者の差は許容隙間量未満となり、シム製作時のシム厚さ分布を決める際に解析で得られた隙間量を使用してもよい目途を得た。3次元計測データのノイズ除去に課題が残るものの、本報で説明した手法を用いて3次元計測データから FEM モデルを作成し、隙間量を計算で求め、隙間量からシム製作のための NC データを生成するという一連の流れをシステム化することでさらなる効率化を図ることが可能である。なお、本手法は紹介したような骨組み構造と薄板の組立て作業には適用可能と考えられるので、今後も他製品への適用に向けて精度向上に向けた技術開発を継続していく所存である。