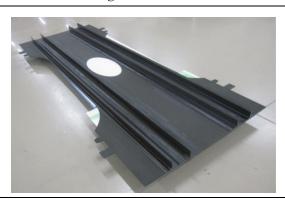
新しい設計最適化技術を適用した大型複合材パネルの 引張・圧縮試験 ー開口部周り補強重量 20%削減一

Demonstration of Weight Reduction by Tensile and Compression Test Using Large Composite Panel Designed with New Optimization Method - 20% Weight Reduction of Reinforcement Material for Opening Area



岡 功介*1 Kousuke Oka

福田 章雄*3 Akio Fukuda

高木 清嘉*5 Kiyoka Takagi 梓澤 直人*2 Naoto Azusawa

柏木 聖紘*4 Masahiro Kashiwagi

阿部 俊夫*6 Toshio Abe

高い比強度を有する複合材料は構造軽量化の観点から適用利点は大きく,広く航空宇宙製品に適用されてきた。しかしながら,今なお,部品細部の設計手法改善により,複合材料が持つ軽量化ポテンシャルを更に引き出す余地は大いにある。今回,当社は,軽量化が期待できる開口部周辺の構造に着目し,新たに考案した設計最適化手法を活用した有孔スキン・ストリンガパネルを試作し,強度試験を実施したところ,良好な結果が得られたので報告する。重量軽減効果として,孔周り補強重量を従来設計手法と比較し約20%削減できる目途が得られた。

1. はじめに

航空宇宙に関する製品においては、安全かつ経済的にペイロードを運ぶために、製品自身に対する軽量化が常に求められている。そのため、高い比強度を有する複合材料は航空機への優れた適用材料候補として長年注目され続けてきた。複合材料は、材料そのものや構造設計、製造方法の各種改善により、航空機への適用比率を高めており、近年、その存在感はますます増している。当社が過去に開発を担った支援戦闘機 F-2 やボーイング 787 の主翼などの大型複合材製品には、1970 年代からの継続した複合材構造に関する研究開発の成果が盛り込まれている。本稿では、従来複合材構造と比較し、更なる軽量化が期待できる開口部周りの構造に着目し、孔形状及び板厚遷移部の設計に最適化手法を考案し導入することを試みた。2項では、本手法の概要について述べる。3項では、本最適化手法の一部を活用して有孔スキン・ストリンガパネルを試作及び強度試験を実施したので、その結果について報告する。

■2. 設計最適化手法の開発

航空機構造は、窓やドア、点検孔などの開口部を設ける必要がある。そのため、荷重作用時の 開口部付近は、構造の不連続性により、ひずみや応力が集中する部位が局所的に生じ、この部 分を補強する必要がある。これは金属及び複合材料を問わず生じる問題である。しかし、金属に 生じる局所的な応力は塑性変形を伴うことができるため、荷重の再分配も考慮した設計をすれば よいが、塑性変形を伴わない脆性的な材料である炭素繊維強化複合材料では、局所的に発生

- *1 防衛・宇宙セグメント 航空機・飛昇体事業部 航空機技術部
- *2 総合研究所 強度・構造研究部
- *3 防衛・宇宙セグメント 航空機・飛昇体事業部 航空機技術部 課長
- *4 総合研究所 強度・構造研究部 主席技師
- *5 防衛・宇宙セグメント 航空機・飛昇体事業部 航空機技術部 次長
- *6 中菱エンジニアリング(株)航空宇宙事業部 研究試験部 解析・材料試験室

するひずみや応力に対した設計が求められる。以上より、開口部付近の軽量化を達成するためのアプローチの1つに、ひずみを集中させない設計手法の確立がある。以下に、今回考案した開口部付近のひずみ集中を低減する2つの手法について述べる。尚、これ以降、開口部の対象としては、開口部の代表的な例である、翼下面パネルの点検孔を想定して述べる。

2.1 ひずみ集中に対する孔形状最適化

孔周辺部のひずみ集中を低減する手法として、メタヒューリスティクスを活用した手法(1)を北海道大学と考案した。最適化の目的は、楕円の長軸方向へ一方向引張荷重が入った際に孔周辺部のひずみ集中が最小となるよう、孔形状を最適化することである。本手法では、孔形状は、対称性により、図1に示す範囲において、両端点と1つの制御点で構成されるスプライン曲線で表す。最適化における説明変数として長軸側x座標値と制御点の(x, y)座標値を採用することで、楕円形状に近い孔形状を表現できるようにした。また、目的関数は FEM 解析で得られる孔縁に作用する最大主ひずみとした。最適化の手法は、遺伝的アルゴリズムを用いた。本手法を適用した孔形状及び強度試験においてDIC(デジタル画像相関法)により取得した孔周りのひずみ分布の計測結果を図2に示す。初期の楕円形状と比べ、最適孔はより鈍な形状をしていることが分かる。また、新しい設計手法を適用した場合、孔縁に作用する最大主ひずみ値が従来比 15%低減される結果が得られ、本手法の有用性を確認した。

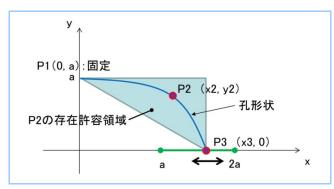


図1 最適化手法概要図

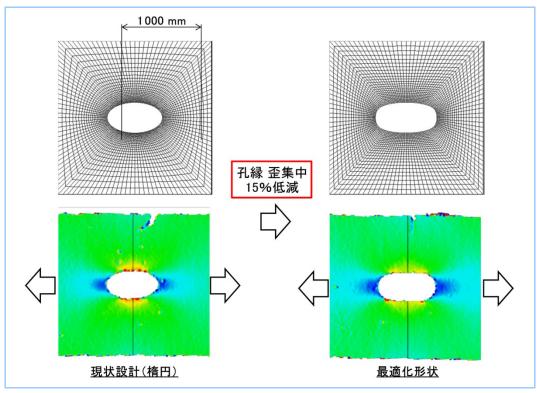


図2 最適化された孔形状と歪分布図

2.2 板厚遷移部の最適設計

板厚遷移部の強度が最大となる手法について、2.1 項と同様、北海道大学と考案した。孔周り は補強により板厚が厚めに設計されるため、一般板厚部へ厚みを落とす際、板厚遷移が必要と なる。複合材積層板の板厚を変化させる場合, 通常, 図3に示すように, カバープライとベースプ ライとの間にあるプライを切断し、間引くような形で徐々に板厚を減らしていく。この際、積層体の 積層パタンやプライを間引く順番を説明変数とし、板厚遷移部の強度を目的関数とすることで、 当該部の強度が最大となるよう最適化することができる。その手法概要について以下に述べる。 (詳細は文献2を参照願う。)図3の黒塗り部は、繊維を含まない樹脂だまりであり、一般的に板厚 遷移部の破壊起点となる。そのため、板厚遷移部の破壊強度を高めるためには、樹脂だまり部の 破壊を抑制するように、積層パタン及び間引き順を最適化する必要がある。樹脂だまり部の破壊 強度は、FEM 解析を用いて三角形状をした樹脂だまり部の3頂点の応力を個々に求め、これより 算出される破壊指数にて代表される。本手法では、板厚遷移区間にある全ての樹脂だまり部の 破壊指数の総和を目的関数とし、これが最小となるように積層パタン及び間引き順を最適化す る。本手法を用いて解析した一例として、16ply([0₄/±45₄/90₄])から 8ply([0₂/±45₂/90₂])への板 厚減少部を強度が最大となるように最適化させた結果を図4に示す。尚, 本手法を適用した供試 体による強度試験にて、樹脂だまり部からの破壊発生が抑制される効果が確認されており、本手 法の有効性が示された。

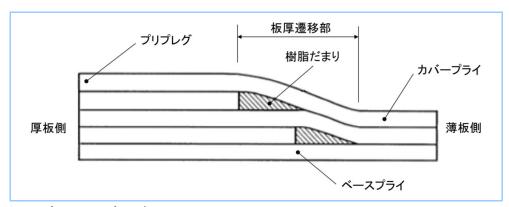


図3 プライドロップオフ部

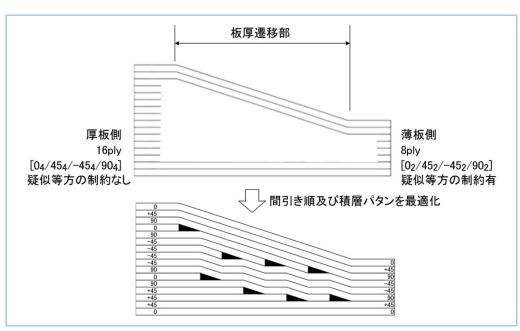


図4 最適化された板厚遷移部

【3. スキン−ストリンガパネルを用いた実証試験

2項で述べた設計手法を活用して、大型の有孔スキン・ストリンガパネル(以下、供試体)を設計・製造した。そして、強度試験を通じてその有効性を評価した。以下では、設計、製造、試験及び重量軽減効果に関して述べる。尚、供試体は、SIP(内閣府戦略的イノベーション創造プログラム)⁽³⁾の中で開発された高靭性複合材料を用いた。本材料の特性データは事前に実施した要素試験を通じて取得し、本供試体の設計に活用した。

3.1 供試体の設計

供試体を設計するに当たり想定した部位は、点検孔を多く有し重量削減が期待される翼下面パネルの孔周り周辺部位とした。設計荷重は、小型民航機主翼中舷の下面パネルを想定し、スパン方向の一方向引張及び圧縮荷重を設定した。設計した供試体の外形形状を図5に示す。本供試体の大きさは、試験装置の能力を考慮し、長さ3.1m、幅1.1mとした。また、本供試体はスキン及び4本のストリンガから構成され、硬化済スキンにストリンガをコボンドにて取り付ける。中央には点検孔があり、孔周辺は補強用厚板部(以下、パッドアップ部)が設けられている。孔形状は2項の手法を用いて最適化された形状となっており、孔の大きさは長径540mmで短径300mmである。また、パッドアップ部から一般板厚部への板厚遷移部に対して、2項の手法を用いて破壊強度を増すことができるため、従来は板厚遷移部のランプ比は通常1:50~1:100であるが、本供試体は1:30の急峻な板厚遷移で設計することが可能となった。ランプ比を小さくすることで、板厚遷移部の余肉部を減らし、重量軽減につながっている(図6)。次にストリンガの特徴について述べる。ストリンガの断面形状は曲げ剛性及びクリップリング破壊強度を高めるためにフリーフランジ側の板厚は厚くし、逆に、スキン側のベースフランジは剛性を徐々に落としてスキンとの接着強度を高めるために板厚を減らしている。さらに、ベースフランジ端部においてスキンとストリンガの間で接着剥がれが生じないよう、端部形状をテーパー上にして剛性を滑らかに落としている。

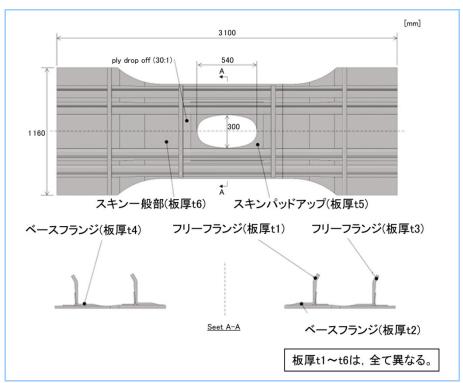


図5 有孔スキン・ストリンガパネル供試体概要図

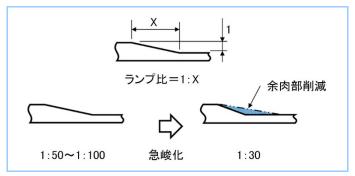


図6 ランプ比とランプ部急峻化による軽量化

3.2 供試体の製造手法

ストリンガ成形には、安価な断面形状付与が可能な真空ホットドレープ成形法を採用した。真空ホットドレープ成形法とは、図7に示すように、まずはプリプレグを平板上で単純積層した後、これを加熱により柔らかくし、真空圧を利用して成形型に押し付けることで、所望の断面形状を得るというものである。成形時、R部などでは板厚に起因する周長差が発生するため、断面形状が変化する際、プリプレグ間をうまく滑らせる必要がある。プリプレグ間の滑りが適切でないと繊維リンクル(繊維うねり)が発生して強度低下につながる。そのため、温度や真空引きの制御といった、成形プロセスに関する詳細な検討を実施した。本供試体のストリンガは、断面内で板厚が変化する上、ランプ比1:30のランプ部があるため、成形面での難しさはあるが、最終的に1ショットで成形が可能となるプロセスを確立した。ストリンガは未硬化状態のまま、事前に硬化されたスキンに対してコボンドにて接着し、供試体を製造した。

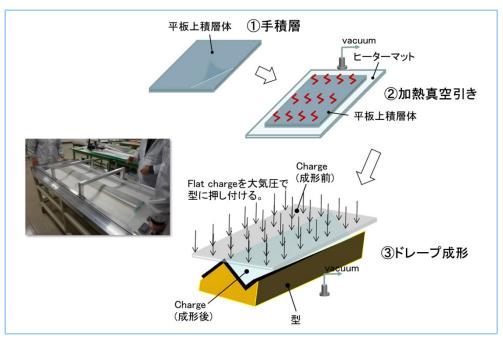


図7 ホットドレープ成形法の概要図

3.3 インパクトダメージの付与

供試体の強度的ロバスト性を確認するために、強度試験実施前に、供試体内の2か所に対して、落錘装置にてインパクトを付与した。付与するインパクトエネルギーは、ある重量を持つ工具がある高さから落下することを想定して決定した。図8に落錘試験の概要図及びインパクト付与後の外観を示す。インパクトを与えた部位は、強度的にクリティカルと思われる孔近傍のスキンとストリンガのフリーフランジ端部とした。インパクトによる損傷を超音波探傷検査で調べた結果、ストリンガのフリーフランジ端部に剥離が確認されたが、スキン側には損傷は確認されなかった。以降で説明する強度試験は、インパクト試験した本供試体を用いて実施された。

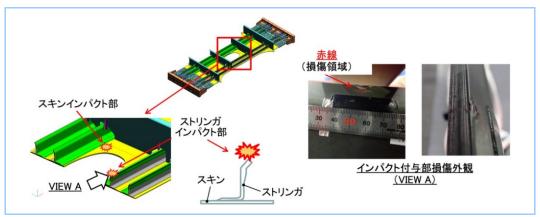


図8 インパクト試験概要図と損傷外観

3.4 強度試験セットアップ

今回,一方向引張及び圧縮試験で使用する装置は,JAXA 調布航空宇宙センター飛行場分室にある10MN 疲労試験機を活用した。図9に,試験セットアップの概要図を示す。供試体と試験機の間をつなぐ治具は,スキン及びストリンガへ変位が一様にかかるように,スキン及びストリンガに対して治具を多列ボルト締結している。また,圧縮試験時には,図10に示すように,実機のウイングボックス構造を想定し,リブ位置の面外変位を拘束するために,座屈抑え治具を取り付けた。

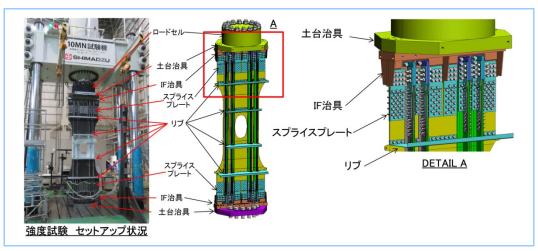


図9 強度試験時の供試体と試験装置の締結

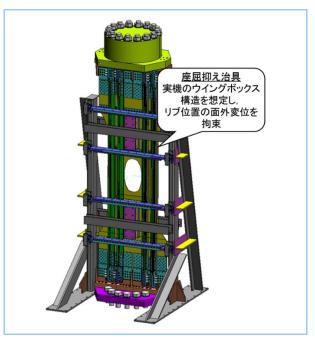


図 10 圧縮試験用治具概要図及び試験セットアップ

3.5 強度試験結果

実施した強度試験では、引張試験は飛行荷重の1.5 倍まで、圧縮試験は都合上、飛行荷重の1.2 倍まで荷重負荷を行い、供試体が耐荷することを確認した。本強度試験で取得された供試体各部のひずみデータを横軸、FEMモデルを用いた事前解析で得られた予想ひずみ値を縦軸にとり、これらをプロットしたものを図11に示す。ひずみデータはひずみゲージから取得され、供試体の状態を評価する上でモニターすべき部位(例えば孔縁や接着部周辺)に貼付されている。この図より、試験データと解析データは±10%の範囲内でよく整合がとれていることが分かる。また、インパクトによる損傷の影響はクリティカルなものでなく、構造のロバスト性も確認された。最後に、供試体孔縁部にノッチを付与し、引張破壊試験を実施した。図12にノッチを付与した供試体と、破壊後の供試体の状況を示す。本破壊試験で得られたデータは、破壊メカニズムの検討や解析技術の向上に活用されている。

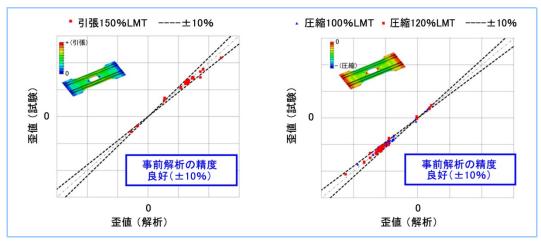


図11 試験歪と予測歪データとの比較

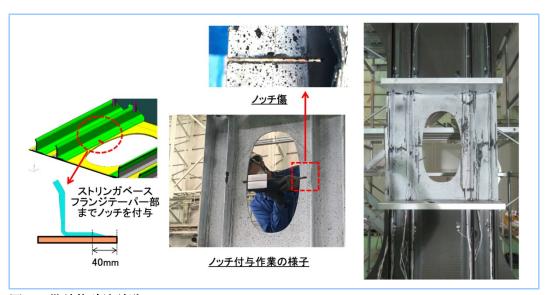


図 12 供試体破壊試験

3.6 重量削減効果

重量削減効果の数値化に当たっては、従来の設計手法と新しい設計手法を用いて設計した 供試体に対し、両者の孔周り補強重量を比較することで算出することとした。ある機体規模を想定 し、翼や機体の全体重量で比較することよりも、一般性があるためである。従来設計手法では、ラ ンプ比を 1:70 で設計することを想定した。また、一方向軸力荷重は主に長手方向(翼スパン方 向)に働くため、横方向のランプ比は従来設計から十分に小さく設定されていると仮定し、長手方 向のランプ比のみ改善されるものとした。上記前提のもと計算した結果、新しい設計手法を用いて ランプ比 1:30 とすることで、補強部位の重量を約 20%削減できることが分かった。

4. まとめ

航空機の構造には、窓やドア、点検孔など、様々な用途目的で、開口部が存在している。本稿では、代表的な開口部の一つである翼下面パネルの点検孔周辺部に着目し、重量削減に向けた新たな設計手法の開発、及び実証試験について述べた。新しい設計手法に関しては、孔形状及び板厚遷移部のプライドロップオフ部の設計へメタヒューリスティクスの手法を導入した。また、SIPにおいて開発された高靭性複合材料に対し、真空ホットドレープ成形やコボンド成形の製造プロセスを確立し、大型供試体を製造した。本供試体を用いた強度試験では、試験値と解析予測値が良好に一致するという結果が得られ、新たな設計手法を用いた設計や検討した製造プロセスの妥当性を確認した。最後に、新たな設計手法を用いた重量削減効果を算出し、孔周辺部の補強重量に対して、約20%削減できることが分かった。複合材設計に関する今後の課題として、特に、近年世界的に導入が進んでいる自動積層装置を用いた生産に見合う新たな設計手法の開発が挙げられる。近年の自動積層装置は、複雑な積層パタンや複曲面に対しても、短時間で正確に積層することが可能である。そのため、これまで以上に設計フェーズでの商品差別化が重要となってくる。当社は、SIP(第2期)(期間:2018~2023(予定))において、JAXAと連携し、自動積層装置の導入を進める一方、AFP(Automated Fiber Placement)製造法の長所を最大限に生かすための、最適化設計手法の開発に取り組んでいるところである。

本研究の一部は、内閣府総合科学技術・イノベーション会議の戦略的イノベーション創造 プログラム(SIP)"航空機用高生産性革新 PMC の製造・品質保証技術の開発"(管理法人: JST(国立研究開発法人科学技術振興機構))によって実施されました。

参考文献

- (1) 本田真也ほか, 複合積層材の孔周辺部補強構造の最適設計, 2017 年度日本機械学会年次大会, 講演 No. J0410103.
- (2) Shinya Honda et al., Optimum Design of Lay-up Configuration and Ply Drop-off Placement for Tapered Composite Laminate, American Society for Composites (2018), DOI:10.12783/asc33/26033
- (3) https://www8.cao.go.jp/cstp/gaiyo/sip/