

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第6808313号
(P6808313)

(45) 発行日 令和3年1月6日 (2021. 1. 6)

(24) 登録日 令和2年12月11日 (2020. 12. 11)

(51) Int. Cl.

F I

GO 1 N 3/00 (2006. 01) GO 1 N 3/00 Z

GO 6 F 30/23 (2020. 01) GO 6 F 17/50 6 1 2 H

GO 6 F 30/10 (2020. 01) GO 6 F 17/50 6 3 8

請求項の数 7 外国語出願 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2015-219040 (P2015-219040)	(73) 特許権者	500520743
(22) 出願日	平成27年11月9日 (2015. 11. 9)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開2016-138874 (P2016-138874A)		The Boeing Company
(43) 公開日	平成28年8月4日 (2016. 8. 4)		アメリカ合衆国、60606-2016
審査請求日	平成30年11月6日 (2018. 11. 6)		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(31) 優先権主張番号	14/547, 844	(74) 代理人	110002077
(32) 優先日	平成26年11月19日 (2014. 11. 19)		園田・小林特許業務法人
(33) 優先権主張国・地域又は機関	米国 (US)	(72) 発明者	キシュマルトン, マックス ユー.
			アメリカ合衆国 イリノイ 60606-1596, シカゴ, ノース リバーサイド 100
		最終頁に続く	

(54) 【発明の名称】 複合材料における複合荷重

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

材料の不具合を判定する方法であって、
材料から製作される、正方形のクーポン（10）を製造する（100）ステップ、
前記クーポン（10）の一辺上に第1の力を適用する（110）ステップ、
前記クーポン（10）の前記一辺上に第2の力を適用する（120）ステップであって、
前記第2の力（F2）の方向と前記第1の力（F1）の方向とは平行であり、前記第2の力（F2）の大きさと前記第1の力（F1）の大きさとは異なる、適用するステップ、及び

前記第1の力（F1）及び前記第2の力（F2）の前記適用に起因する材料の不具合（130）を特徴付けるステップ

を含み、

前記第1の力（F1）が適用される作用点と前記第2の力（F2）が適用される作用点とが異なる、
方法。

【請求項 2】

前記クーポンが、積層複合材から製作されたパネルであり、前記パネルは、0.61メートル×0.61メートルである、請求項1に記載の方法。

【請求項 3】

前記クーポンがノッチ（20）を備え、前記ノッチが好適には細長いスロットである、

請求項 1 に記載の方法。

【請求項 4】

前記第 1 の力 (F 1) 及び前記第 2 の力 (F 2) が引張力である、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 5】

前記第 1 の力 (F 1) 及び前記第 2 の力 (F 2) が圧縮力である、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 6】

前記第 1 の力 (F 1) が引張力であり、前記第 2 の力 (F 2) が圧縮力である、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 7】

前記材料の不具合を特徴付けることが、材料の不具合開始、亀裂方向、及び不具合モードにおける少なくとも 1 つの荷重を判定することを含む、請求項 1 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、材料の試験及びパネルの設計に関し、より具体的には、複合された力の同時適用によるパネル設計における使用のための複合材料の試験及び分析に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機及び他の製品で使用することができる 5 スtring パネル (5 stringer panels) などの複合パネルは、プロジェクトの研究開発段階中に試験され、航空機又は類似製品で使えるようになる前に認可プロセス中に試験されなければならない。現在、これらの 5 スtring パネルは、3 つの一般的な方法のうちの 1 つを使用して試験される。それは、完全な 5 スtring パネルを試験すること、コンピュータシミュレーションを使用して 5 スtring パネルをモデリング及び分析すること、或いは、単一の引張又は圧縮荷重を使用してより小さいサンプルパネル (クーボン) を試験し、完全な 5 スtring パネルに戻って結果を推定することである。しかしながら、これらの現状の方法は、それぞれ固有の欠陥及び非効率な面を有する。

【0003】

例えば、完全な複合 5 スtring パネルを製造し試験するには、年間で何百万ドルとかかる場合がある。構造設計物が航空機で使われる前、複合構造物が認可されるには少なくとも 1 つの 5 スtring パネルの試験が必要であるが、完全な 5 スtring パネルは、それぞれ、最大で \$ 1、200、000 かかる場合があり、製造と試験に最長 6 か月かかる場合がある。それに加えて、使用が検討されている厚みとレイアップの範囲にわたって、統計的に意味のあるデータセットを得るためには、新しい複合技術に対して複数の 5 スtring パネルの試験を実行しなければならない。リードタイムが長く、コストが高いため、5 スtring パネルのために複数の可能性のある設計及び／又は材料を試験することは、法外な時間とコストがかかる場合があり、設計者は、特定の設計適用にとって最善な又は最適なパネル設計ではなく、特定の設計適用にとって十分な設計に落ち着く場合がある。

【0004】

それに加えて、5 スtring パネルのコンピュータモデリングを使用することによって、現状では、プロジェクトの研究開発段階に必要とされる正確さが提供されない。例えば、現在のコンピュータモデルは、不具合荷重 (failure load)、不具合モード (failure mode)、及び損傷軌道 (damage trajectory) の予測に信頼性がない。コンピュータモデルの現状の信頼性は、約 70~80% くらいである。これは、これらの分析方法が 20~30% の割合で結果の予測に失敗することを意味する。これにより、最終的な設計及び荷重を 6~12 か月後ろに引き伸ばし、失敗が生じる度、試験用の追加の 5 スtring パネルの製造により多くの費用をかけることによ

10

20

30

40

50

て、設計が変更され、プログラムのコストとスケジュールに影響が出る結果となる場合がある。

【0005】

最後に、クーポン（すなわち、5ストリングパネルにおいて使用される材料の小さな断片）の試験が、新しい複合材料に関連する全体的なコストを減少させる試みにおいて利用されている。残念ながら、既存のクーポン試験方法は、一軸的にクーポンに荷重をかけるものであって、5ストリングパネルの状態を表すような方法で材料に荷重をかけるものではない。このため、現状のクーポン試験方法は、5ストリング複合パネルの性能を信頼性を有して正確に予測することに失敗する。

【0006】

したがって、低コストであり、迅速で正確であり、且つ信頼性の高い材料試験方法とパネル設計方法が必要とされる。

【発明の概要】

【0007】

本発明の1つの実施形態では、材料の不具合を判定する方法であって、材料から製作されるクーポンを製造するステップ、クーポン上に第1の力及び第2の力を適用するステップであって、第2の力は第1の力とは異なる、適用するステップ、及び第1の力及び第2の力の適用に起因する材料の不具合を特徴付けるステップを含む方法が提供される。

【0008】

本発明の別の実施形態では、複合パネルを設計する方法であって、第1のノッチを有するパネルをモデリングし、且つ第1のノッチに近接する複合ストレス状態を判定するステップ、パネルの複合ストレス状態を複製するためにクーポンのストレス状態をモデリングするステップ、各々が第2のノッチを有する複数のクーポンを製造し、且つ複数の試験結果を得るために複数のクーポンを試験するステップ、試験結果に基づいてデータベースを構築するステップ、データベース内の複数の試験結果に基づいてパネルを製造するステップ、及びパネルを試験するステップを含む方法が提供される。

【0009】

前述の特徴、機能、及び利点は、様々な実施形態において個別に実現可能であるか、或いは、後述の説明及び図面を参照して更なる詳細を理解することができる更に別の実施形態において組み合わせることができる。

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図1】例示的な試験用クーポンの上平面図である。

【図2】材料のクーポンを試験するための例示的な方法のフロー図である。

【図3】複合パネルを設計するための例示的な方法のフロー図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

本明細書に記載の1つの方法は、低コストで迅速な材料試験を提供する。この試験は、複合されたせん断ストレスと引張／圧縮ストレスとを同時に適用することによって、複合積層材などの材料の強度をより正確に信頼性をもって判定するために使用することができる。局所荷重が5ストリングパネル構造の複雑な荷重環境を模倣するため、マルチストリング構造の予測が可能になる。この材料試験方法は、完全な5ストリングパネルを製造し試験するよりは、遥かに速く、安価であり得る。例えば、この試験方法を使用して1つのクーポンを製造し試験するコストは、完全な5ストリングパネルを製造し試験するときの\$700,000から\$1,2000,00に比べて、クーポンにつき、約\$3,000から\$5,000であり得る。この試験方法によって、純粋なコンピュータモデリングよりも正確な結果が更にもたらされる場合があり、現状の一軸的な、単一の力によるクーポンの試験よりも信頼性の高い結果がもたらされる場合がある。

【0012】

図1を参照すると、例示的な試験用クーポン10は、平坦な厚み又は不均一な厚みを有

10

20

30

40

50

し得る、積層複合材又は他の材料の $0.61 \text{メートル} \times 0.61 \text{メートル}$ ($2 \text{フィート} \times 2 \text{フィート}$) のパネルから構成される。クーポン10は、クーポン10内に形成されるノッチ20を更に有することができる。ノッチ20は、航空機で使用するパネルの一部の試験で必要とされるもののなど、5ストリングパネルに対する潜在的な損傷をシミュレート又は模倣するために使用することができる。図示した例では、ノッチ20は、丸みを帯びた端部を有する細長いスロットであるが、特定の用途又は試験のために所望される又は必要とされる任意の形状又は大きさであってもよい。

【0013】

図2を参照すると、以上で説明され且つ図1で図示される例示的なクーポン10を使用する例示的な材料試験方法が示される。この例示的な方法は、クーポン10を使用して説明されるが、この方法は、所望される任意の大きさ、構造、材料、寸法などの任意の材料を試験するために使用することができる。

10

【0014】

ステップ100では、試験用クーポン10が製造される。上述のように、クーポン10は、クーポン10内に形成されるノッチ20を有する、 $0.61 \text{メートル} \times 0.61 \text{メートル}$ ($2 \text{フィート} \times 2 \text{フィート}$) の積層複合材パネルであってもよい。

【0015】

ステップ110では、アクチュエータ又は他の周知の装置を使用して、第1の力F1 (図1を参照) が材料に適用される。第1の力F1は、実行中の試験に応じて、引張力又は圧縮力であってもよい。

20

【0016】

ステップ120では、アクチュエータ又は他の周知の装置を使用して、第2の力F2 (図1を参照) が材料に同時に適用される。第2の力F2も、実行中の試験に応じて、引張力又は圧縮力であってもよく、第1の力F1とは異なる (例えば、第1の力F1よりも大きい、又はより小さい)。例えば、一部の試験シナリオでは、第1の力F1は、第2の力F2の2から10倍であってもよい。

【0017】

2つの異なる力から生じるクーポン10上のストレス状態は、引張/圧縮及びせん断を含み、これは、5ストリングパネルで経験される状態に似ており、5ストリングパネルで外板が経験する同じストレス状態をシミュレートすることができる。

30

【0018】

ステップ130では、一旦、複合材の不具合又は材料に対する構造的損傷が観察されると、材料の不具合が特徴付けられる。材料の不具合を特徴付けることは、材料の不具合開始、不具合方向、不具合モード (例えば、開始及び成長) における荷重、ストレス状態に対する最良のレイアウトなどを判定することを含むことができる。クーポン10は、任意のストリング、アレストメント (arrestment)、大規模な損傷成長、及びストリング解体を含むことができないため、クーポン10のみの試験によって挙動を判定することはできない。

【0019】

図3を参照すると、図2に示される材料試験方法を使用して、5ストリングパネルなどの複合パネルを設計する方法が示される。

40

【0020】

ステップ200では、5ストリングパネルなどの複合パネルは、有限要素法 (finite element method: FEM) 又は他の周知の方法を使用してモデリングされ、パネル内のノッチに近接する複合ストレス状態が判定される。

【0021】

ステップ210では、以上で説明され、図1に示されるクーポン10などの試験用クーポンのためのストレス状態は、以上のステップ200においてモデリングされた5ストリングパネルで判定されたストレス状態を複製するために、FEM又は他の周知の方法をしてモデリングされる。クーポンのモデリングに基づいて、第1の力F1及び第2の力F2

50

のための値が決定される。

【0022】

ステップ220では、試験用クーポン10は、ステップ100から130で以上で説明され、且つ図2に示されるように、製造且つ試験される。クーポン10のコスト及び製造時間がより低いと、20から40個のクーポンを製造し試験することができる。上述のモデル内のストレス状態に合致させるために、サンプルクーポンを使用して、試験中に第1の力F1及び第2の力F2を変更することができる。

【0023】

ステップ230では、ステップ220におけるクーポン10の試験で収集されたデータを含むデータベース又は応答面が構築される。データベース／応答面は、5ストリングパネルの最終設計において、分析ツール及びオプティマイザによって使用されてもよい。

10

【0024】

ステップ240では、5ストリングパネルは、ステップ230で生成されたデータベースに含まれるデータに基づいて製造される。様々な設計を分析する試み及び／又は分析を最適化する試みにおいて、複数の5ストリングパネルを製造するよりは、この方法を用いれば、分析を検証／実証して設計を認可するために1つの5ストリングパネルのみを製造すればよい。

【0025】

ステップ250では、ステップ240で製造された5ストリングパネルが、周知の試験技法を使用して試験且つ検証される。製造且つ試験する必要がある5ストリングパネルの数は減少したが、完全になくすることはできない。認可プロセスのため、航空機産業などのほとんどの産業において、少なくとも1つの5ストリングパネルを依然として製造して試験しなければならない。

20

【0026】

以上で説明され、図3で示される方法は、5ストリングパネルの必要とされる試験の数を減少させることができる。この試験は、試行錯誤して幾つかの5ストリングパネルを製作する必要なく、現状の方法、ツール、及びデータにおける周知のギャップを埋めることによって、プログラムの成功を達成し、研究開発を加速させ、研究開発コストを削減し、新材料技術に関連する認可コストを削減し、及びより信頼性の高い分析能力を提供するために必要とされる試験である。

30

【0027】

更に、本開示は、例示的で非包括的な例を含み、これらは、以下の条項に従って、請求される場合があり、或いは請求されない場合がある。

【0028】

条項1

材料の不具合を判定する方法であって、
材料から製作されるクーポン(100)を製造するステップ、
前記クーポン(100)上に第1の力(110)を適用するステップ、
前記クーポン(10)上に第2の力(120)を適用するステップであって、前記第2の力(F2)は前記第1の力(F1)とは異なる、適用するステップ、及び
前記第1の力(F1)及び前記第2の力(F2)の前記適用に起因する材料の不具合(130)を特徴付けるステップを含む方法。

40

【0029】

条項2

前記クーポン(10)が、0.61メートル×0.61メートル(2フィート×2フィート)のパネルである、条項1に記載の方法。

【0030】

条項3

前記材料が積層複合材である、条項1に記載の方法。

50

【0031】

条項4

前記クーポンがノッチ（20）を備える、条項1に記載の方法。

【0032】

条項5

前記ノッチ（20）が細長いスロットである、条項4に記載の方法。

【0033】

条項6

前記第1の力（F1）及び前記第2の力（F2）が引張力である、条項1に記載の方法

。

10

【0034】

条項7

前記第1の力（F1）及び前記第2の力（F2）が圧縮力である、条項1に記載の方法

。

【0035】

条項8

前記第1の力（F1）が引張力であり、前記第2の力（F2）が圧縮力である、条項1に記載の方法。

【0036】

条項9

前記第1の力（F1）が前記第2の力（F2）よりも2倍から10倍である、条項1に記載の方法。

20

【0037】

条項10

前記材料の不具合を特徴付けることが、材料の不具合開始、不具合方向、及び不具合モードにおける少なくとも1つの荷重を判定することを含む、条項1に記載の方法。

【0038】

条項11

複合パネルを設計する方法であって、

第1のノッチを有する前記パネル（200）をモデリングし、且つ前記第1のノッチに近接する複合ストレス状態を判定するステップ、

30

前記パネルの前記複合ストレス状態を複製するためにクーポンのストレス状態（210）をモデリングするステップ、

複数のクーポンを製造するステップであって、前記複数のクーポンのそれぞれが第2のノッチを備える、製造するステップ、

前記複数のクーポンを試験し、且つ複数の試験結果を得るステップ、

前記試験結果に基づいてデータベース（230）を構築するステップ、

前記データベース内の前記複数の試験結果に基づいて前記パネル（240）を製造するステップ、及び

前記パネル（250）を試験するステップを含む方法。

40

【0039】

条項12

前記パネルが、有限要素法を使用してモデリングされる、条項11に記載の方法。

【0040】

条項13

前記クーポンのストレス状態が、有限要素法を使用してモデリングされる、条項11に記載の方法。

【0041】

条項14

50

前記複数のクーポンが、積層複合材から製作された $0.61 \text{メートル} \times 0.61 \text{メートル}$ (2フィート×2フィート) のパネルである、条項 11 に記載の方法。

【0042】

条項 15

前記第2のノッチが細長いスロットを備える、条項 11 に記載の方法。

【0043】

条項 16

前記クーポンのストレス状態をモデリングすることが、試験のために第1の力 (F1) 及び第2の力 (F2) を判定することを含み、前記第2の力 (F2) は前記第1の力 (F1) とは異なる、条項 11 に記載の方法。

10

【0044】

条項 17

前記複数のクーポンを試験することが、
前記第1の力を前記複数のクーポンのうちの1つの上に適用するステップ、
前記第2の力を前記複数のクーポンのうちの1つの上に適用するステップ、及び
前記第1の力 (F1) 及び前記第2の力 (F2) の前記適用に起因する材料の不具合を特徴付けるステップ
を含む、条項 16 に記載の方法。

【0045】

条項 18

前記第1の力 (F1) 及び前記第2の力 (F2) が引張力である、条項 17 に記載の方法。

20

【0046】

条項 19

前記第1の力 (F1) 及び前記第2の力 (F2) が圧縮力である、条項 17 に記載の方法。

【0047】

条項 20

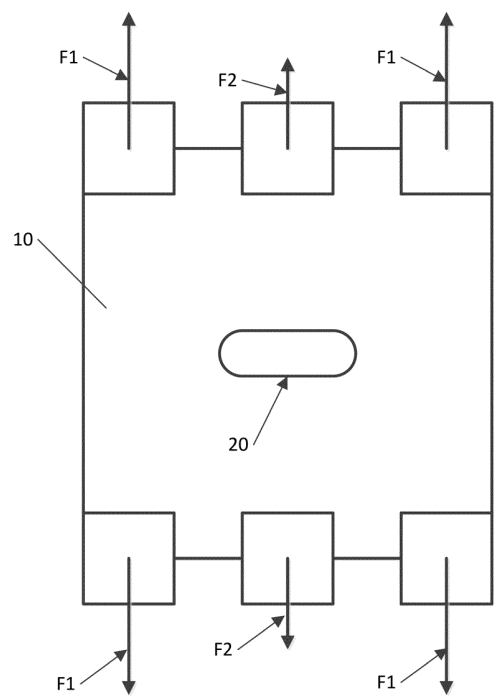
前記材料の不具合を特徴付けることが、材料の不具合開始、不具合方向、及び不具合モードにおける少なくとも1つの荷重を判定することを含む、条項 17 に記載の方法。

30

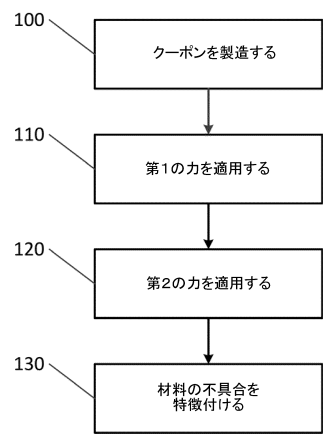
【0048】

様々な実施形態が上述されてきたが、この開示は、それらに限定されることを意図するものではない。開示されている実施形態に対しては、更に添付の特許請求の範囲内にある変形例を作成してもよい。

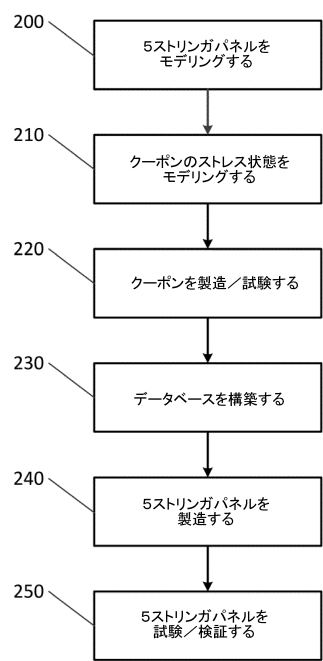
【図 1】



【図 2】



【図 3】



フロントページの続き

(72)発明者 クレッガー, サミュエル エリック
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-1596, シカゴ, ノース リバーサイド 100

審査官 伊藤 昭治

(56)参考文献 特開2008-026086 (JP, A)
特開2009-92451 (JP, A)
実開平2-135845 (JP, U)
W. S. Arnold et al., Failure envelopes for notched CSM laminates under biaxial loading
, Composites, Elsevier Science Limited, 1995年11月 1日, Vol.26, No.11, p.739-747

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
G01N 3/00 - 3/62