

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6362944号
(P6362944)

(45) 発行日 平成30年7月25日 (2018. 7. 25)

(24) 登録日 平成30年7月6日 (2018. 7. 6)

(51) Int. Cl.

F I

G O 1 N 3/08 (2006.01)

G O 1 N 3/08

請求項の数 15 外国語出願 (全 33 頁)

(21) 出願番号	特願2014-145573 (P2014-145573)	(73) 特許権者	500520743
(22) 出願日	平成26年7月16日 (2014. 7. 16)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開2015-21970 (P2015-21970A)		The Boeing Company
(43) 公開日	平成27年2月2日 (2015. 2. 2)		アメリカ合衆国、60606-2016
審査請求日	平成29年6月30日 (2017. 6. 30)		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	13/947, 050	(74) 代理人	100109726
(32) 優先日	平成25年7月20日 (2013. 7. 20)		弁理士 園田 吉隆
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100101199
			弁理士 小林 義敦
		(72) 発明者	キシュマルトン, マックス ユー,
			アメリカ合衆国 ワシントン 98058
			, レントン, サウスイースト 163
			番 プレイス 14227

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 試験片の圧縮試験のための装置、システム及び方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

圧縮試験のための装置 (30) であって、前記装置 (30) は、

圧縮試験中にベースアセンブリ (60) を保護するように構成され、取り外し可能かつ交換可能な端部荷重摩耗ストリップ (74a) を備える端部荷重要素 (74) が取り付けられた硬質のベースアセンブリ (60)、

前記ベースアセンブリ (60) に取り付けられ、複数の窓部分 (44) を有する支持アセンブリ (32)、及び

前記支持アセンブリ (32) 内に設置されたコアアセンブリ (46) であって、破碎可能であり、前記支持アセンブリ (32) 及び前記ベースアセンブリ (60) を、圧縮試験中に生成された破壊荷重 (53) から保護するように構成されたコアアセンブリ (46) を備え、

前記装置 (30) は、光学歪み測定システム (120) との使用のために構成され、切欠き部分 (82) を有する試験片 (80) が前記支持アセンブリ (32) に設置されると、前記試験片 (80) 及び前記切欠き部分 (82) は、前記複数の窓部分 (44) を通して、前記光学歪み測定システム (120) から見る事ができる、装置 (30)。

【請求項 2】

前記支持アセンブリ (32) は、第1の支持格子 (34a) と第2の支持格子 (34b) とを備え、前記第1の支持格子 (34a) は、前記第2の支持格子 (34b) への取付けのために構成され、前記コアアセンブリ (46) 及び前記試験片 (80) は、前記第1

10

20

の支持格子(34a)と前記第2の支持格子(34b)との間に設置される、請求項1に記載の装置(30)。

【請求項3】

前記第1の支持格子(34a)及び前記第2の支持格子(34b)は各々、フレーム部分(36)、複数の垂直部材(40)、及び複数の水平部材(42)を備え、前記複数の垂直部材(40)及び前記複数の水平部材(42)は、前記複数の窓部分(44)を形成する、請求項2に記載の装置(30)。

【請求項4】

前記コアアセンブリ(46)は、複数の垂直コア要素(48)を備え、前記複数の垂直コア要素(48)は、端部垂直コア要素(48a)と中心垂直コア要素(48b)とを備え、前記端部垂直コア要素(48a)は前記支持アセンブリ(32)の両側に配置され、前記中心垂直コア要素(48b)は、前記垂直部材(40)上に配置されている、請求項3に記載の装置(30)。

10

【請求項5】

前記コアアセンブリ(46)は、前記試験片(80)が前記支持アセンブリ(32)に設置されたときに、前記試験片(80)の前記切欠き部分(82)の場所に対応する破砕帯(50)を有する、請求項1に記載の装置(30)。

【請求項6】

第1のグリップ固定具(56a)及び第2のグリップ固定具(56b)をさらに備え、前記第1のグリップ固定具(56a)は、前記ベースアセンブリ(60)に結合され、前記試験片(80)が前記支持アセンブリ(32)に設置されると、前記試験片(80)の第1の端部(85a)を保持するように構成され、かつ前記第2のグリップ固定具(56b)は、前記試験片(80)の第2の端部(85b)に取り付けられ、前記試験片(80)の前記第2の端部(85b)にわたって圧力荷重(59)を加えるように構成される、請求項1に記載の装置(30)。

20

【請求項7】

請求項1に記載の装置(30)を備えた圧縮試験のためのシステム(100)であって、

装置(30)、

試験片(80)を含む前記装置(30)が試験機(102)に設置されると、一又は複数の圧縮荷重(109)を前記試験片(80)に加えるように構成された試験機(102)

30

、
前記試験機(102)に結合され、前記試験機(102)の動作を制御するように構成された試験機コントローラ(110)、

光学歪み測定システム(120)、及び

前記光学歪み測定システム(120)に結合されたデータ取得システム(130)を備える、システム(100)。

【請求項8】

前記試験機(102)に設置された前記装置(30)に結合された一又は複数の荷重レベリングデバイス(92)をさらに備える、請求項7に記載のシステム(100)。

40

【請求項9】

前記支持アセンブリ(32)は、第1の支持格子(34a)と第2の支持格子(34b)とを備え、前記第1の支持格子(34a)は、前記第2の支持格子(34b)への取付けのために構成され、前記第1の支持格子(34a)及び前記第2の支持格子(34b)は各々、フレーム部分(36)、複数の垂直部材(40)、及び複数の水平部材(42)を備え、前記複数の垂直部材(40)及び前記複数の水平部材(42)は、前記複数の窓部分(44)を形成する、請求項7に記載のシステム(100)。

【請求項10】

前記コアアセンブリ(46)は、前記試験片(80)が、前記装置(30)の前記支持アセンブリ(32)に設置されると、前記試験片(80)の切欠き部分(82)の場所(

50

84)に対応する破砕帯(50)を有する、請求項7に記載のシステム(100)。

【請求項11】

装置(30)を用いた圧縮試験のための方法(160)であって、試験片(80)の圧縮試験のための前記装置(30)は、

圧縮試験中にベースアセンブリ(60)を保護するように構成され、取り外し可能かつ交換可能な端部荷重摩耗ストリップ(74a)を備える端部荷重要素(74)が取り付けられた硬質であるベースアセンブリ(60)、

前記ベースアセンブリ(60)に取り付けられ、複数の窓部分(44)を有する支持アセンブリ(32)、及び

前記支持アセンブリ(32)内に設置されたコアアセンブリ(46)であって、破砕可能であり、前記支持アセンブリ(32)及び前記ベースアセンブリ(60)を、圧縮試験中に生成された破壊荷重(53)から保護するように構成されたコアアセンブリ(46)を備え、

前記方法(160)は、

切欠き部分(82)を前記試験片(80)に形成するステップ、

前記試験片(80)を前記コアアセンブリに隣接するように前記支持アセンブリ(32)内部に設置するステップ、

前記装置(30)を圧縮試験のための試験機(102)に設置するステップ、

前記試験片(80)及び前記切欠き部分(82)が、前記複数の窓部分(44)を通して、光学歪み測定システム(120)から見るように、前記光学歪み測定システム(120)を前記装置(30)に対して位置付けるステップ、

一又は複数の圧縮荷重(109)を前記試験片(80)に加えるステップ、並びに

前記試験片(80)の歪みデータ(127)を前記光学歪み測定システム(120)で測定するステップ

を含む方法(160)。

【請求項12】

前記歪みデータを測定するステップの後に、前記歪みデータ(127)をデータ取得システム(130)で処理するステップをさらに含む、請求項11に記載の方法(160)。

【請求項13】

前記歪みデータ(127)を処理するステップの後に、損傷した場合に前記端部荷重要素(74)を交換し、前記コアアセンブリ(46)の損傷部分がある場合に該損傷部分を交換するステップをさらに含む、請求項12に記載の方法(160)。

【請求項14】

前記装置(30)を前記試験機(102)に設置するステップは、一又は複数の荷重レベリングデバイス(92)を前記装置(30)に結合することを含む、請求項11に記載の方法(160)。

【請求項15】

前記歪みデータを測定するステップは、光学測定値(126)を前記試験片(80)の複数の場所(152)で取り込み走査するために、二以上の光学デバイス(122)を使用することを含む、請求項11に記載の方法(160)。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明の開示は、概して、試験片の圧縮試験のための装置アセンブリ、システム及び方法に関し、より具体的には、飛行体の構成要素部品のパネルのような、大きな切欠き圧縮試験パネルの圧縮試験のための装置アセンブリ、システム及び方法に関する。

【背景技術】

【0002】

構成要素部品、又は構成要素部品の試験片の機械的試験は、航空機、回転翼航空機、宇

10

20

30

40

50

宙船、及び他の飛行体のような飛行体の製造で、しばしば実行される。機械的試験は、強度、硬さ及び延性などの材料特性データ、並びに、圧縮、張力、荷重及び温度などの様々な条件下で試験された材料についての他のデータを提供する。同様に、機械的試験は、その意図された用途のための材料の適合性に関連する情報を提供する。このような情報は、期待どおりに機能する構成要素部品の設計に役立つ。

【0003】

飛行体の構成要素部品の機械的試験は、圧縮試験を含むことがある。圧縮試験は、複合材料又は金属材料などの材料の性質を、圧縮荷重条件下で判定する。圧縮試験は、試験パネル又は「クーポン」と呼ばれる積層体の平坦な一片などの試験片を、試験用固定具の二つの支持板の間に装着することにより、行うことができる。

10

【0004】

試験装置は、通常は、例えば、万能試験機などの試験機に設置される。試験機は、圧縮力又は荷重を試験片に適用することができ、試験片を、破壊又は破損するまで長手方向に圧縮することができる。試験機は、試験片を破壊又は破損するために必要な力を記録することができる。試験片材料の圧縮強度は、試験片材料の変形に対して加えられた力又は荷重をプロットすることにより、測定することができる。本明細書で使用されるように、「圧縮強度」とは、試験片材料が破壊又は破損前に耐えることができる最大圧縮荷重又は応力を意味する。

【0005】

飛行体の構成要素部品の圧縮試験のための試験装置、装置アセンブリ、及び方法が存在する。例えば、図1は、既存の大きな切欠き圧縮 (large notch compression: LNC) 試験装置10aの形態のような、圧縮試験用の既存の試験用固定具10の正面斜視図である。図1で示されるように、既存の試験用固定具10は、試験片パネル28を挟む第1の支持板12a及び第2の支持板12bを有する。試験片パネル28は、大きな切欠き圧縮 (LNC) パネルの形態とすることができる。

20

【0006】

図1でさらに示されるように、既存の試験用固定具10の第1の支持板12a及び第2の支持板12bは、試験片パネル28を完全に覆い、試験片パネル28のいかなる視界をも遮る。したがって、このような既存の試験用固定具10の使用は、試験片パネル28の歪み測定に関する情報を光学的に得るために使用することができる既存の光学歪み測定システムでの使用を妨げる。

30

【0007】

既存の光学歪み測定システムを使用する代わりに、既存の試験用固定具10は、試験片パネル28の歪みを測定するために、複数の歪みゲージ14 (図1を参照) の使用を必要とする。図1で示されるように、各歪みゲージ14は、第1の支持板12aを横切って横方向に位置付けることができ、各歪みゲージ14は、既存の試験用固定具10のフレーム部分18に載置されたヒンジ取付け要素16に結合することができる。

【0008】

しかし、そのような歪みゲージ14 (図1を参照) の使用は、膨大な設置時間及び労力を伴い、その結果、フロー時間が増大することもある。さらに、そのような歪みゲージ14 (図1を参照) の使用は、試験に先立って、歪みゲージ機への接続のみならず、正確な位置合わせ及び較正作業を必要とすることもある。これにより、同様に、試験時間及び試験費用が増大することもある。既存の試験用固定具10 (図1を参照) の歪みゲージ14 (図1を参照) の設置に伴う膨大な時間のため、試験片パネル28は、1日に1つ又は2つの試験片パネル28の試験速度で試験することしかできない。

40

【0009】

図1でさらに示されるように、既存の試験用固定具10は、ベース部分22及び側面支持部分24 (各側面に1つ) を有する。しかしながら、ベース部分22は、数回の圧縮試験後に薄くなり摩耗することがある。ベース部分22を補強し、第1の支持板12a、第2の支持板12b、及び試験片パネル28を所定の位置に保持するために、シミングが必

50

要とされることがある。例えば、シム 20 (図 1 を参照) が、既存の試験用固定具 10 (図 1 を参照) に設置されてもよい。しかし、このようなシミングのプロセスは、試験に先立って、膨大な設置時間及び労力を伴うことがある。これにより、同様に、試験時間及び試験費用が増大することもある。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

ゆえに、大きな切欠き圧縮パネルなどの試験片パネルの圧縮試験のための既存の方法は、高価であり、完成するまでに 4 週間から 10 週間又はそれ以上かかることもある。したがって、既知の装置アセンブリ、システム及び方法に利益を提供する、飛行体の構成要素
10
部品の大きな切欠き圧縮試験パネルのような、試験片の圧縮試験のための改良された装置、システム及び方法についての技術が要求される。

【課題を解決するための手段】

【0011】

飛行体の構成要素部品の大きな切欠き圧縮試験パネルのような、試験片の圧縮試験のための改良された装置、システム及び方法の要求は、本発明の開示により満たされる。以下の詳細な説明で述べられるように、飛行体の構成要素部品の大きな切欠き圧縮試験パネル
20
のような、試験片の圧縮試験のための改良された装置、システム及び方法の実施形態は、重要な利益を既知の装置アセンブリ、システム及び方法に提供することができる。

【0012】

本発明の一つの実施形態では、圧縮試験のための装置が提供される。前記装置は、ベースアセンブリに取り付けられた端部荷重要素を有し、硬質であるベースアセンブリを備える。前記装置は、前記ベースアセンブリに取り付けられ、複数の窓部分を有する支持アセンブリをさらに備える。前記装置は、前記支持アセンブリ内に設置され、破砕可能であり、前記支持アセンブリ及び前記ベースアセンブリを、圧縮試験中に生成された破壊荷重から保護するように構成されたコアアセンブリをさらに備える。

【0013】

前記ベースアセンブリ、前記支持アセンブリ、及び前記コアアセンブリは全体で、切欠き部分を有する試験片の圧縮試験のための装置を備える。前記装置は、光学歪み測定システムと使用するために構成される。前記試験片が前記支持アセンブリに設置されると、前記試験片及び前記切欠き部分は、前記複数の窓部分を通して、前記光学歪み測定システム
30
から見る事ができる。

【0014】

本発明の別の実施形態では、圧縮試験のためのシステムが提供される。前記システムは、圧縮試験のための装置を備える。前記装置は、ベースアセンブリに取り付けられた端部荷重要素を有し、硬質であるベースアセンブリを備える。前記装置は、前記ベースアセンブリに取り付けられ、複数の窓部分を有する支持アセンブリをさらに備える。前記装置は、前記支持アセンブリ内に設置され、破砕可能であり、前記支持アセンブリ及び前記ベースアセンブリを、圧縮試験中に生成された破壊荷重から保護するように構成されたコアアセンブリをさらに備える。
40

【0015】

前記システムは、切欠き部分を有する試験片をさらに備える。前記試験片は、前記装置の前記支持アセンブリに設置される。前記システムは、前記試験片を有する前記装置が試験機に設置されると、一又は複数の圧縮荷重を前記試験片に加えるように構成された試験機をさらに備える。前記システムは、前記試験機に結合され、前記試験機の動作を制御するように構成された試験機コントローラをさらに備える。

【0016】

前記システムは、前記試験片及び前記切欠き部分が、前記複数の窓部分を通して、光学歪み測定システムから見る事ができるように、前記試験機に設置された前記試験片を有する前記装置に対して位置付けられた前記光学歪み測定システムをさらに備える。前記シ
50

システムは、前記光学歪み測定システムに結合されたデータ取得システムをさらに備える。前記装置、前記試験片、前記試験機、前記試験機コントローラ、前記光学歪み測定システム、及び前記データ取得システムは全体で、前記試験片の圧縮試験のためのシステムを備える。

【0017】

本発明の別の実施形態では、圧縮試験のための方法が提供される。前記方法は、試験片の圧縮試験のための装置を形成するステップを含む。前記装置は、ベースアセンブリに取り付けられた端部荷重要素を有し、硬質であるベースアセンブリを備える。前記装置は、前記ベースアセンブリに取り付けられ、複数の窓部分を有する支持アセンブリをさらに備える。前記装置は、前記支持アセンブリ内に設置され、破砕可能であり、前記支持アセンブリ及び前記ベースアセンブリを、圧縮試験中に生成された破壊荷重から保護するように構成されたコアアセンブリをさらに備える。

10

【0018】

前記方法は、切欠き部分を試験片に形成するステップをさらに含む。前記方法は、前記試験片を前記支持アセンブリ内部であって前記コアアセンブリに隣接して設置するステップをさらに含む。前記方法は、前記装置を圧縮試験のための試験機に設置するステップをさらに含む。

【0019】

前記方法は、前記試験片及び前記切欠き部分が、前記複数の窓部分を通して、光学歪み測定システムから見るように、前記光学歪み測定システムを前記装置に対して位置付けるステップをさらに含む。前記方法は、一又は複数の圧縮荷重を前記試験片に加えるステップをさらに含む。前記方法は、前記試験片の歪みデータを、前記光学歪み測定システムで測定するステップをさらに含む。

20

【0020】

既に説明した特徴、機能及び利点は、本発明の様々な実施形態で独立して実現することが可能であるか、以下の説明及び図面を参照してさらなる詳細が理解できる、さらに別の実施形態で組み合わせることが可能である。

【0021】

本発明の開示は、好ましく、例示的な実施形態を示す添付図面と併せて、以下の詳細な説明を参照することでよりよく理解されるが、これらの図面は必ずしも正確な縮尺で描かれているわけではない。

30

【図面の簡単な説明】

【0022】

【図1】圧縮試験のための既存の試験用固定具の正面斜視図である。

【図2A】本発明の圧縮試験のための装置の例示的な実施形態の正面斜視図である。

【図2B】図2Aの装置の背面斜視図である。

【図2C】図2Aの装置のベースアセンブリの正面斜視図である。

【図2D】図2Aの装置の支持格子の正面斜視図である。

【図2E】図2Cのベースアセンブリに取り付けられた図2Dの支持格子の正面斜視図である。

40

【図2F】図2Aの装置で使用されるコアアセンブリの正面斜視図である。

【図2G】図2Eの支持格子及びベースアセンブリに取り付けられた図2Fのコアアセンブリの正面斜視図である。

【図2H】図2Aの装置で使用される試験片の正面斜視図である。

【図2I】コアアセンブリ前面及び図2Eのベースアセンブリ上に設置された図2Hの試験片の正面斜視図である。

【図2J】荷重レベリングデバイスとの使用を示す、図2Aの装置の正面斜視図である。

【図3A】本発明の圧縮試験のためのシステムの例示的な実施形態の概念図である。

【図3B】図3Aのシステムで 사용할 ことができる荷重レベリングデバイスの例示的な実施形態の正面斜視図である。

50

【図 3 C】図 3 A のシステムで 사용할 수 있는 시험機の 예시적인 实施形態로 设置される 图 2 A 의 装置의 正面斜视图 である。

【图 4 A】本発明の装置の前面に位置付けられた光学歪み測定システムを示す、図 3 A のシステムで 사용할 수 있는 光学歪み測定 시스템의 예시적인 实施形態의 侧面图 である。

【图 4 B】本発明の装置の前面に位置付けられた图 4 A の光学歪み測定 시스템의 上面图 である。

【图 4 C】图 4 A の光学歪み測定 시스템의 카메라焦点を示す、图 4 A の装置の正面斜视图 である。

【图 4 D】窓部分を通して見る 수 있는 切欠き部分を示す、支持格子의 拡大正面斜视图 である。

【图 5】本発明の圧縮試験のためのシステム及び装置の实施形態의 블록图 である。

【图 6】本発明の方法의 예시적인 实施形態의 플로우图 である。

【图 7】本発明の装置、システム及び方法의 实施形態로 시험及び評価할 수 있는 一又は複数の構造를 有する 航空機의 斜视图 である。

【图 8】航空機의 製造及び保守方法を示す 플로우图 である。

【图 9】本発明の航空機의 实施形態의 機能 블록图 である。

【発明을 实施するための 形態】

【0023】

本発明の实施形態について、添付図面を参照して以下でさらに詳しく説明するが、添付図面には開示されるすべての实施形態が示されているわけではない。実際には、複数の異なる实施形態が提供可能であり、これらの实施形態は、本明細書で説明される实施形態に限定されるものではない。むしろ、これらの实施形態は、この開示内容が完全なものであり、かつ本発明の開示範囲を当業者に十分に伝えられるように、提供される。

【0024】

ここで図を参照すると、図 2 A は、本発明の試験片 80 (図 2 H を参照) の圧縮試験のための装置 30 の 예시적인 实施形態의 正面斜视图 である。图 2 B は、图 2 A 의 装置 30 의 背面斜视图 である。图 2 A 及び图 2 B で示されるように、装置 30 は、例えば、大きな切欠き圧縮試験用固定具などの試験用固定具 30 a の形態とすることができる。

【0025】

图 2 A 及び图 2 H で示されるように、試験片 80 は、試験パネル 80 a の形態とすることができる。試験パネル 80 a (图 2 A 及び图 2 H を参照) は、例えば、航空機 200 a (图 7 を参照) のパネル 220 (图 7 を参照)、又はパネル 220 の部分を含むことができる。試験パネル 80 a の形態などの試験片 80 は、複合材料、若しくは、アルミニウム又は別の適する金属材料のような金属材料から作成することができる。試験片 80 はまた、例えば、平坦な一片の積層体、又は好ましくは矩形の平面構成及び矩形の断面を有する別の適する試験片などのクーポンの形態とすることもできる。图 2 H で示されるように、試験片 80 は、好ましくは、以下でさらに詳しく述べられる切欠き部分 82 を有する。

【0026】

图 2 A 及び图 2 B でさらに示されるように、装置 30 は、ベースアセンブリ 60 に取り付けられた端部荷重要素 74 を有するベースアセンブリ 60 を備える。图 2 C は、图 2 A 의 装置 30 의 ベースアセンブリ 60 의 正面斜视图 である。好ましくは、ベースアセンブリ 60 (图 2 A を参照) は、硬質で頑丈である。好ましくは、ベースアセンブリ 60 は、鋼又は別の適する硬質の金属材料などの硬質材料で作成される。

【0027】

图 2 A から图 2 C に示されるように、ベースアセンブリ 60 は、ベースプラットフォーム 62 を備える。图 2 A から图 2 C でさらに示されるように、ベースプラットフォーム 62 は、上面 66 a 及び底面 66 b を有する第 1 のプラットフォーム部分 64 a を備える。图 2 A から图 2 C でさらに示されるように、ベースプラットフォーム 62 は、上面 68 a 及び底面 68 b を有する第 2 のプラットフォーム部分 64 b を備える。

【 0 0 2 8 】

図 2 A から図 2 C でさらに示されるように、ベースプラットフォーム 6 2 は、例えば、第 1 のベース支持要素 7 0 a、第 2 のベース支持要素 7 0 b、及び第 3 のベース支持要素 7 0 c などのベース支持要素 7 0 を備える。ベース支持要素 7 0 は、好ましくは、第 1 のプラットフォーム部分 6 4 a と第 2 のプラットフォーム部分 6 4 b との間に位置付けられ、好ましくは、互いに離間される。

【 0 0 2 9 】

ベースアセンブリ 6 0 は、側面支持部分 7 2 (図 2 C を参照) をさらに備える。側面支持部分 7 2 (図 2 C を参照) は、好ましくは、第 2 の側面支持部分 7 2 b (図 2 C を参照) に対向しかつ第 2 の側面支持部分 7 2 b から離間された第 1 の側面支持部分 7 2 a (図 2 C を参照) を備える。側面支持部分 7 2 (図 2 C を参照) は、好ましくは、ベースプラットフォーム 6 2 (図 2 C を参照) の第 1 のプラットフォーム部分 6 4 a (図 2 C を参照) の上面 6 6 a (図 2 C を参照) に取り付けられる。

10

【 0 0 3 0 】

好ましくは、側面支持部分 7 2 は、鋼又は別の適する硬質の金属材料などの硬質材料で作成される。側面支持部分 7 2 は、支持アセンブリ 3 2 (図 2 A を参照) に支持を提供し、具体的には、支持アセンブリ 3 2 (図 2 A を参照) の第 2 の支持格子 3 4 b (図 2 A、図 2 E を参照) に直接の支持を提供する。

【 0 0 3 1 】

図 2 A 及び図 2 G に示されるように、端部荷重要素 7 4 は、端部 7 8 間で (図 2 A を参照)、第 1 のプラットフォーム部分 6 4 a の上面 6 6 a を横切り (図 2 G を参照)、ベースアセンブリ 6 0 に取り付けることができる。図 2 A 及び図 2 G に示されるように、端部荷重要素 7 4 は、ねじ 7 6 a 又は他の適する取付け要素の形態などの取付け要素 7 6 で、ベースアセンブリ 6 0 に取り付けることができる。好ましくは、端部荷重要素 7 4 は、端部荷重摩耗ストリップ 7 4 a (図 2 A 及び図 2 G を参照) の形態である。

20

【 0 0 3 2 】

端部荷重要素 7 4 は、好ましくは、行われる具体的な圧縮試験に基づき、金属材料又は他の適する材料から作成される。例えば、端部荷重要素 7 4 は、アルミニウム、銅、スズ、又はより容易に適合できる別の軟質金属などの軟質金属を含むことができる。別の方法では、端部荷重要素 7 4 は、より耐久性のある硬質金属を含むことができる。また、端部荷重要素 7 4 は、セラミック材料、プラスチック材料、木材、又は耐久性及び耐摩耗性のある別の適する材料から作成することができる。

30

【 0 0 3 3 】

端部荷重要素 7 4 (図 2 G を参照) は、好ましくは、試験後に損傷した場合に、取り外し可能であり、かつ交換可能である。端部荷重要素 7 4 (図 2 G を参照) は、一又は複数の圧縮試験後に交換することができ、好ましくは、圧縮試験中にベースアセンブリ 6 0 (図 2 G を参照) を保護するように構成される。好ましくは、ベースアセンブリ 6 0 は、いくつかの既存の試験用固定具の薄いベース構造と比較して、多くの圧縮試験にわたって摩損に耐えるよう設計される。

【 0 0 3 4 】

図 2 A 及び図 2 B で示されるように、装置 3 0 は、ベースアセンブリ 6 0 に取り付けられた支持アセンブリ 3 2 をさらに備える。好ましくは、支持アセンブリ 3 2 は、ベースアセンブリ 6 0 に溶接される。しかしながら、他の取付け手段が適することもある。

40

【 0 0 3 5 】

図 2 A 及び図 2 B 並びに図 2 D 及び図 2 E で示されるように、支持アセンブリ 3 2 は、一又は複数の支持格子 3 4 を備える。図 2 D は、図 2 A の装置 3 0 の支持格子 3 4 の正面斜視図である。図 2 E は、図 2 C のベースアセンブリ 6 0 に取り付けられた図 2 D の支持格子 3 4 の正面斜視図である。支持格子 3 4 (図 2 A 及び図 2 E を参照) は、好ましくは、鋼又は別の適する硬質金属などの硬質金属から作成される。

【 0 0 3 6 】

50

図 2 A 及び図 2 D で示されるように、支持格子 3 4 は、好ましくは、第 1 の支持格子 3 4 a 及び第 2 の支持格子 3 4 b を備える。第 1 の支持格子 3 4 a は、好ましくは、前方位置に置かれる。第 2 の支持格子 3 4 b は、好ましくは、後方位置の第 1 の支持格子 3 4 a の背後に置かれる。第 1 の支持格子 3 4 a は、好ましくは、第 2 の支持格子 3 4 b への取付けのために構成される。

【 0 0 3 7 】

第 1 の支持格子 3 4 a (図 2 A を参照) 及び第 2 の支持格子 3 4 b (図 2 E を参照) は各々、フレーム部分 3 6 (図 2 A 及び図 2 D を参照) 及び格子部分 3 8 (図 2 A 及び図 2 D を参照) を備える。図 2 A 及び図 2 D に示されるように、各格子部分 3 8 は、複数の垂直部材 4 0、及び複数の垂直部材 4 0 を横切る複数の水平部材 4 2 を備える。当然のことながら、「垂直」及び「水平」という用語は、利便性及び明瞭さのために、複数の垂直部材 4 0 (図 2 A 及び図 2 D) 及び複数の水平部材 4 2 (図 2 A 及び図 2 D) の相対的な位置を述べており、圧縮試験中のそれらの実際の位置を記述していないこともある。

【 0 0 3 8 】

図 2 A 及び図 2 B に示されるように、支持アセンブリ 3 2 は、複数の窓部分 4 4 を有する。複数の垂直部材 4 0 (図 2 A 及び図 2 B を参照) 並びに複数の水平部材 4 2 (図 2 A 及び図 2 B を参照) は、複数の窓部分 4 4 (図 2 A 及び図 2 B を参照) を形成する。好ましくは、複数の窓部分 4 4 (図 2 A 及び図 2 B を参照) を有する支持格子 3 4 (図 2 A 及び図 2 B を参照) は、シースルーの支持システムを提供する。ゆえに、第 1 の支持格子 3 4 a (図 2 A を参照) 及び第 2 の支持格子 3 4 b (図 2 B を参照) は、好ましくは、それぞれそれぞれの複数の窓部分 4 4 (図 2 A 及び図 2 B を参照) を介して、両方がシースルーである。

【 0 0 3 9 】

好ましくは、第 1 の支持格子 3 4 a (図 2 A を参照) 及び第 2 の支持格子 3 4 b (図 2 B を参照) は各々、7 0 から 8 0 又はそれ以上の窓部分 4 4 を有することができる。より好ましくは、第 1 の支持格子 3 4 a (図 2 A を参照) 及び第 2 の支持格子 3 4 b (図 2 B を参照) は各々、7 7 の窓部分 4 4 を有することができる。

【 0 0 4 0 】

複数の窓部分 4 4 (図 2 A 及び図 2 B を参照) は、好ましくは、試験片 8 0 (図 2 H を参照) の厚さに基づき、かつ隣接する垂直部材 4 0 (図 2 A 及び図 2 B を参照) 間の幅に基づき、サイズが決定される。例えば、各窓部分 4 4 (図 2 A を参照) は、約 2 インチから約 3 インチまでの幅を有することができ、かつ約 4 インチから約 8 インチまでの長さを有することができる。しかしながら、各窓部分 4 4 は、より長い又はより短い幅及び/又は長さを有することができる。

【 0 0 4 1 】

隣接する垂直部材 4 0 間の幅は、圧縮試験中に試験片 8 0 (図 2 H) の座屈の最小化又は除去を助けることができる。例えば、1 つの垂直部材 4 0 の中心線から隣接する垂直部材 4 0 の中心線までの幅は、好ましくは、約 1 インチから約 3 インチまで離すことができ、より好ましくは、約 1 インチ離すことができる。

【 0 0 4 2 】

図 2 A 及び図 2 B に示されるように、試験用固定具 3 0 a の形態などの装置 3 0 は、第 1 の支持格子 3 4 a を第 2 の支持格子 3 4 b に取り付ける又は結合するための複数のヒンジ要素 5 4 を含むことができる。ヒンジ要素 5 4 (図 2 A を参照) は、複数の第 1 の側面ヒンジ要素 5 4 a (図 2 A を参照)、及び複数の第 2 の側面ヒンジ要素 5 4 b (図 2 A を参照) を備えることができる。ヒンジ要素 5 4 は、好ましくは、ばねで留められ、鋼又は別の硬質金属などの硬質金属から作成することができる。第 1 の支持格子 3 4 a が、第 2 の支持格子 3 4 b に対して、ドアのように開くことができるように、ピン及びクレビス継手を有するヒンジ要素 5 4 が構成されてもよい。

【 0 0 4 3 】

装置 3 0 は、支持アセンブリ 3 2 (図 2 A を参照) 内に設置されたコアアセンブリ 4 6

10

20

30

40

50

(図2Fを参照)をさらに備える。図2Fは、図2Aの装置30で使用されるコアアセンブリ46の正面斜視図である。コアアセンブリ(図2Fを参照)は、好ましくは、破碎することができ、支持アセンブリ32及びベースアセンブリ60を圧縮試験中に生成された破壊荷重53(図5を参照)から保護するように構成される。そのような破壊荷重53(図5を参照)は、試験片80が圧縮試験中に破壊又は破損されると、コアアセンブリ(図2Fを参照)に隣接して位置付けられた試験片80(図2Hを参照)により生成することができる。

【0044】

コアアセンブリ46は、圧縮試験中に試験片80(図2A、図2Hを参照)を安定させるように設計され、切欠き部分82(図2Hを参照)などにおいて、試験片80(図2A及び図2Hを参照)が破壊または破損されると、試験片80から横向きに解放されるエネルギーを破碎及び吸収するように設計される。圧縮試験中に試験片(図2A及び図2Hを参照)の破壊又は破損から生成又は形成される破壊荷重53(図5を参照)を吸収することにより、コアアセンブリ46は、主に周囲の支持アセンブリ32(図2Aを参照)を保護し、またベースアセンブリ60も保護する。

【0045】

コアアセンブリ(図2Fを参照)は、ゆえに破壊荷重53(図5を参照)又は破損荷重から支持アセンブリ32及びベースアセンブリ60を保護し、次に、試験用固定具30a(図2Aを参照)のような装置30(図2Aを参照)の寿命を延ばすことができ、軽量の装置30の設計を可能にすることができる。本明細書中で使用されるように、「破壊荷重」は、試験片80が圧縮試験を受けるときに、試験片80(図2Hを参照)の破壊点又は破損点で、より具体的には、試験片(図2Hを参照)の切欠き部分82(図2Hを参照)で、生成される荷重を意味する。

【0046】

コアアセンブリ46(図2Fを参照)及び試験片80(図2Hを参照)は、好ましくは、第1の支持格子34a(図2Aを参照)と第2の支持格子34b(図2Aを参照)との間に設置される。ベースアセンブリ60(図2Aを参照)、支持アセンブリ32(図2Aを参照)、及びコアアセンブリ46(図2Aを参照)は全体で、切欠き部分82(図2Hを参照)を有する試験片80(図2Hを参照)の圧縮試験のための装置30を備える。

【0047】

図2Fに示されるように、コアアセンブリ46は、複数の垂直コア要素48を備える。当然のことながら、「垂直」という用語は、利便性及び明瞭さのために、複数の垂直コア要素48(図2F)の相対的な位置を述べており、圧縮試験中のそれらの実際の位置を記述していないこともある。

【0048】

図2Fでさらに示されるように、垂直コア要素48は、端部垂直コア要素48a及び中心垂直コア要素48bを備えることができる。図2Fは、2つの端部垂直コア要素48a間に6つの中心垂直コア要素48bを示す。しかしながら、試験条件及び使用される試験機次第では、より多くの又はより少ない垂直コア要素48が使用されてもよい。

【0049】

端部垂直コア要素48a(図2Fを参照)は、好ましくは、中心垂直コア要素48b(図2Fを参照)よりも大きな幅を有する。例えば、端部垂直コア要素48a(図2Fを参照)は、約2インチから約4インチ又はそれ以上の幅を有することができ、中心垂直コア要素48b(図2Fを参照)は、各々、約0.5インチから約1インチまでの幅を有することができる。垂直コア要素48の各々は、好ましくは、約0.5インチの厚さを有することができる。

【0050】

また、図2Fに示されるように、端部垂直コア要素48aの各々は、細長いスロット52を有する。図2Fに示されるように、各垂直コア要素48の間には、空間部分51がある。

【 0 0 5 1 】

各垂直コア要素 4 8 (図 2 F を参照) は、例えば、0.5 インチの厚さのアルミニウム表面板及びコアを備える、ハニカムサンドイッチコアアセンブリ 4 7 (図 2 F を参照) を備えることができる。別の方法では、各垂直コア要素 4 8 (図 2 F を参照) は、硬質の発泡材料又は別の適する硬質材料を含むことができる。好ましくは、垂直コア要素 4 8 (図 2 F を参照) は、300 k i p s (重量キロポンド) / 平方インチの力の圧縮荷重に耐えるほど十分に硬質であり、さらに好ましくは、約 300 k i p s (重量キロポンド) / 平方インチの力から、約 500 k i p s (重量キロポンド) / 平方インチの力まで、又はそれ以上の範囲で圧縮荷重に耐えるほど十分に硬質である。

【 0 0 5 2 】

図 2 F に示されるように、コアアセンブリ 4 6 は、破砕帯 5 0 を有する。図 2 F に示されるように、破砕帯 5 0 は、端部垂直コア要素 4 8 a の細長いスロット 5 2 を含む。破砕帯 5 0 は、好ましくは、試験片 8 0 (図 3 A を参照) が支持アセンブリ 3 2 (図 2 A を参照) の設置位置 1 0 1 (図 3 A を参照) に設置されると、試験片 8 0 (図 2 H を参照) の切欠き部分 8 2 (図 2 H を参照) の場所 8 4 (図 2 H を参照) に対応する。例えば、試験片 8 0 (図 2 A を参照) は、装着されると、切欠き部分 8 2 (図 2 A を参照) で、試験片 8 0 (図 2 A を参照) にわたって水平に破壊され、破損し又は故障するように設計される。これにより、破壊点、破損点、又は故障点での試験片 8 0 の表面に対して垂直な、過剰な移動が生じる。破砕帯 5 0 (図 2 F を参照) を有するなど、破砕に十分なエリアを提供することにより、装置 3 0 (図 2 A を参照) は、増大する荷重に耐えることができる。

【 0 0 5 3 】

コアアセンブリ 4 6 (図 2 F を参照) は、好ましくは、試験片 8 0 が圧縮試験中に横向きに座屈を開始する場合に、試験片 8 0 を保持するほど十分に剛性がある。しかしながら、試験片 8 0 が圧縮試験で破損、破壊又は故障すると、試験片 8 0 の衝撃及び力は、荷重が装置 3 0 (図 2 A を参照) に誘導されないように、コアアセンブリ 4 6 の、特に破砕帯 5 0 (図 2 F を参照) において、垂直コア要素 4 8 のうちの一又は複数を局所的に破砕することができる。

【 0 0 5 4 】

各垂直コア要素 4 8 (図 2 F を参照) は、セグメント化することができ、例えば、一又は複数の 6 インチの長さのセグメント、若しくは新たな垂直コア要素 4 8 (図 2 F を参照) 、又は垂直コア要素 4 8 (図 2 F を参照) の損傷していない残りのセグメントに接続することができる新たなセグメント又は部分と容易に交換することができる別の適する長さのセグメントのような、一又は複数のセグメント 4 9 (図 2 F 及び図 2 I を参照) を備えることができる。ゆえに、垂直コア要素 4 8 が各々、セグメント化された構成においてセグメント 4 9 (図 2 F 及び図 2 I を参照) を有するときに、コアアセンブリ 4 6 (図 2 F を参照) の垂直コア要素 4 8 (図 2 F を参照) の任意の損傷部分を、容易に交換することができる。

【 0 0 5 5 】

図 2 G は、第 2 の支持格子 3 4 b の形態などで支持格子 3 4 に取り付けられ、かつ図 2 E のベースアセンブリ 6 0 に取り付けられた、図 2 F のコアアセンブリ 4 6 の正面斜視図である。図 2 G で示されるように、装置 3 0 は、一又は複数のグリップ板 8 8 をさらに備えることができる。図 2 G でさらに示されるように、グリップ板 8 8 は、好ましくは、グリップ板 8 8 の底がベースアセンブリ 6 0 の上面 6 6 a に隣接した状態で、コアアセンブリ 4 6 の底にわたって取り付けられる。図 2 G で示されるように、グリップ板 8 8 は、ねじ又はボルト、若しくは別の適する取付け要素などの一又は複数の取付け要素 9 0 で、コアアセンブリ 4 6 に取り付けることができる。

【 0 0 5 6 】

グリップ板 8 8 (図 2 G を参照) は、第 1 の支持格子 3 4 a (図 2 A を参照) 及び第 2 の支持格子 3 4 b (図 2 A を参照) が間隙 8 6 (図 2 A を参照) によりわずかに互いに離間される方法で、コアアセンブリ 4 6 (図 2 G を参照) に取り付ける又は結合することが

10

20

30

40

50

できる。図 2 A に示されるように、間隙 8 6 は、下部間隙 8 6 a 及び上部間隙 8 6 b を備えることができる。間隙 8 6 (図 2 A を参照) の存在により、試験機 1 0 2 (図 3 A を参照) の上部プラテン 1 0 4 (図 3 A を参照) 及び下部プラテン 1 0 6 (図 3 A を参照) 全体のわずかな移動が、試験片 8 0 (図 3 A を参照) の圧縮強度を試験し、装置 3 0 (図 3 A を参照) を通してのいかなる圧縮荷重 1 0 9 (図 5 を参照) の反応をも回避するために、可能になる。

【 0 0 5 7 】

図 2 G に示されるように、装置 3 0 は、締め金具 5 7 の形態などの、一又は複数のグリップ固定具 5 6 をさらに備える。試験片 8 0 (図 2 A を参照) を間隙 8 6 (図 2 A を参照) にわたって支持し、間隙 8 6 (図 2 A を参照) での試験片 8 0 (図 2 A を参照) の好ましくない座屈を防止するために、一又は複数のグリップ固定具 5 6 (図 2 A を参照) は、試験片 8 0 (図 2 A を参照) に取り付けることができる。

10

【 0 0 5 8 】

図 2 A に示されるように、グリップ固定具 5 6 は、第 1 のグリップ固定具 5 6 a 及び第 2 のグリップ固定具 5 6 b を備えることができる。第 1 のグリップ固定具 5 6 (図 2 A を参照) は、好ましくは、ベースアセンブリ 6 0 (図 2 A を参照) に結合され、試験片 8 0 (図 2 A を参照) が支持アセンブリ 3 2 (図 2 A を参照) に設置されると、試験片 8 0 (図 2 H を参照) の第 1 の端部 8 5 a (図 2 H を参照) を保持するように構成される。

【 0 0 5 9 】

図 2 A に示されるように、第 1 のグリップ固定具 5 6 a は、ボルト 5 8 a (図 2 A を参照) の形態などの一又は複数の取付け要素 5 8 (図 2 A を参照)、若しくは別の適する取付け要素を介して、試験片 8 0 (図 2 A を参照) に結合することができる。第 1 のグリップ固定具 5 6 a は、好ましくは、締め金具荷重などの圧力荷重 5 9 (図 5 を参照) を、試験片 8 0 (図 2 A 及び図 2 H を参照) の第 1 の端部 8 5 a (図 2 H を参照) にわたって加えるように構成される。

20

【 0 0 6 0 】

図 2 A、図 2 B 及び図 2 H に示されるように、第 2 のグリップ固定具 5 8 b は、試験片 8 0 の第 2 の端部 8 5 b (図 2 H を参照) に取り付けられる。第 2 のグリップ固定具 5 8 b は、ネジ 5 8 b の形態などの一又は複数の取付け要素 5 8、若しくは別の適する取付け要素を介して、試験片 8 0 の第 2 の端部 8 5 b に取り付けることができる。第 2 のグリップ固定具 5 8 b は、好ましくは、締め金具荷重などの圧力荷重 5 9 (図 5 を参照) を、試験片 8 0 (図 2 A 及び図 2 H を参照) の第 2 の端部 8 5 b (図 2 H を参照) にわたって加えるように構成される。

30

【 0 0 6 1 】

装置 3 0 (図 2 A を参照) は、以下で詳しく述べられる、光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A を参照) と使用するために構成される。試験片 8 0 (図 2 H 及び図 3 A を参照) が支持アセンブリ 3 2 (図 2 A を参照) に設置されると、試験片 8 0 (図 2 H 及び図 3 A を参照) 並びに切欠き部分 8 2 (図 2 H 及び図 3 A を参照) は、複数の窓部分 4 4 (図 2 A を参照) を通して、光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A を参照) から見ることもできる。

40

【 0 0 6 2 】

本発明の別の実施形態では、圧縮試験のためのシステム 1 0 0 が提供される。図 5 は、先ほど述べられた圧縮試験のための装置 3 0 を含む、圧縮試験のためのシステム 1 0 0 の実施形態のブロック図である。図 3 A は、本発明の圧縮試験のためのシステム 1 0 0 の例示的な実施形態の概念図である。

【 0 0 6 3 】

図 3 A 及び図 5 に示されるように、システム 1 0 0 は、圧縮試験のための装置 3 0 を備える。装置 3 0 は、試験機 3 0 a (図 3 A を参照) の形態とすることができる。先ほど詳細が述べられたように、装置 3 0 (図 3 A 及び図 5 を参照) は、ベースアセンブリ 6 0 (図 5 を参照) に取り付けられた端部荷重要素 7 4 (図 5 を参照) を有するベースアセンブリ

50

リ 6 0 (図 5 を参照) を備える。装置 3 0 (図 5 を参照) は、ベースアセンブリ 6 0 (図 5 を参照) に取り付けられた支持アセンブリ 3 2 (図 5 を参照) をさらに備える。支持アセンブリ 3 2 は、複数の窓部分 4 4 (図 5 を参照) を有する。

【 0 0 6 4 】

装置 3 0 (図 5 を参照) は、支持アセンブリ 3 2 (図 5 を参照) 内に設置されたコアアセンブリ 4 6 (図 5 を参照) をさらに備える。コアアセンブリ 4 6 は、好ましくは、破壊することができ、切欠き部分 8 2 (図 2 H を参照) などの試験片 8 0 (図 2 A 及び図 2 H を参照) の破壊又は破損における破損荷重エネルギーを吸収するように設計される。コアアセンブリ 4 6 (図 5 を参照) 及び試験片 8 0 (図 5 を参照) は、好ましくは、第 1 の支持格子 3 4 a (図 5 参照) と第 2 の支持格子 3 4 b (図 5 を参照) との間に設置される。

10

【 0 0 6 5 】

図 2 H、図 3 A 及び図 5 に示されるように、システム 1 0 0 は、切欠き部分 8 2 を有する試験片 8 0 をさらに備える。図 2 H は、図 2 A の装置 3 0 で使用される試験片 8 0 の正面斜視図である。試験片 8 0 (図 2 H を参照) は、好ましくは、装置 3 0 (図 5 を参照) の支持アセンブリ 3 2 (図 5 を参照) に設置される。図 3 A 及び図 3 C に示されるように、試験片 8 0 は、装置 3 0 内かつ試験機 1 0 2 内の位置 1 0 1 に設置される。

【 0 0 6 6 】

図 2 H で示されるように、試験片 8 0 は、試験パネル 8 0 a の形態とすることができる。試験パネル 8 0 a は、例えば、航空機 2 0 0 a (図 7 を参照) のパネル 2 2 0 (図 7 を参照) 、又はパネル 2 2 0 の部分を含むことができる。試験パネル 8 0 a の形態などの試験片 8 0 は、複合材料、若しくは、アルミニウム又は別の適する金属材料のような金属材料から作成することができる。試験片 8 0 はまた、例えば、平坦な一片の積層体、又は好ましくは矩形の平面構成及び矩形の断面を有する別の適する試験片などのクーポンの形態とすることもできる。試験パネル 8 0 a の形態などの試験片 8 0 は、好ましくは、約 2 0 インチの幅、約 6 0 インチの長さ、及び約 0 . 2 5 インチから約 0 . 1 0 インチまでの厚さを有することができる。しかしながら、試験片 8 0 はまた、試験条件及び使用される試験機次第では、別の適する幅、長さ、若しくは厚さであってもよい。

20

【 0 0 6 7 】

図 2 H に示されるように、試験片 8 0 は、装置 3 0 (図 2 A を参照) に設置されると、好ましくはベースアセンブリ 6 0 (図 2 I を参照) に隣接する、第 1 の端部 8 5 a を有する。図 2 H に示されるように、試験片 8 0 は、先ほど述べられたように、好ましくは、第 2 のグリップ固定具 5 6 b の形態などのグリップ固定具 5 6 に取り付けられる第 2 の端部 8 5 b を有する。

30

【 0 0 6 8 】

図 2 H に示されるように、試験片 8 0 の切欠き部分 8 2 は、試験片 8 0 の場所 8 4 で、好ましくは中心の場所で形成される。切欠き部分 8 2 (図 3 C を参照) は、好ましくは、試験機 1 0 2 (図 3 C を参照) により試験片 8 0 (図 3 C を参照) に加えられる一又は複数の圧縮荷重 1 0 9 (図 5 を参照) の方向 1 0 9 a (図 3 C を参照) に垂直である。切欠き部分 8 2 は、好ましくは、約 4 インチの幅、及び約 0 . 2 5 インチから約 0 . 1 0 インチの厚さを有することができる。しかしながら、切欠き部分 8 2 は、試験条件次第では、別の適する幅又は厚さであってもよい。

40

【 0 0 6 9 】

図 2 I は、コアアセンブリ 4 6 (図 2 G を参照) の前面及び図 2 E のベースアセンブリ上に設置された図 2 H の試験片 8 0 の正面斜視図である。図 2 I に示されるように、試験片 8 0 は、ハニカムサンドイッチコアアセンブリ 4 7 の形態のようなコアアセンブリ 4 6 (図 2 G を参照) 上に、かつ第 2 の支持グリッド 3 4 b 上に設置される。

【 0 0 7 0 】

図 3 A、図 3 C 及び図 5 に示されるように、システム 1 0 0 は、圧縮機 1 0 2 a の形態などの試験機 1 0 2 をさらに備える。図 3 C は、図 3 A のシステム 1 0 0 で使用することができる、圧縮機 1 0 2 a の形態などの、試験機 1 0 2 の例示的な実施形態において設置

50

される図 2 A の装置 3 0 の正面斜視図である。圧縮機 1 0 2 a は、例えば、ミネソタ州ミネアポリスの M T S 社により製造される M T S 機を含むことができる。しかしながら、他の適する試験機 1 0 2 が使用されてもよい。

【 0 0 7 1 】

図 3 A 及び図 3 C に示されるように、圧縮機 1 0 2 a の形態などの試験機 1 0 2 は、上部プラテン 1 0 4、下部プラテン 1 0 6、フレーム 1 0 8、荷重セル 1 0 7 (図 3 A を参照)、及び脚 1 4 6 (図 3 C を参照) を備える。上部プラテン 1 0 4 及び下部プラテン 1 0 6 は、図 3 A に示される閉じた位置と図 3 C に示される開いた位置との間で移動することができる。

【 0 0 7 2 】

図 2 J は、荷重レベリングデバイス 9 2 との使用を示す、図 2 A の装置 3 0 の正面斜視図である。図 2 J に示されるように、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a は、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a を、矢印 9 4 により示される下に向かう方向に、第 2 のグリップ固定具 5 6 b に結合することにより、第 2 のグリップ固定具 5 6 b に結合することができる。別の方法では、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a (図 3 B を参照) は、第 2 のグリップ固定具 5 6 b (図 2 A を参照) の代わりに使用することができ、試験片 8 0 (図 2 H を参照) の第 2 の端部 8 5 b (図 2 H を参照) に結合することができる。

【 0 0 7 3 】

図 2 J でさらに示されるように、第 2 の荷重レベリングデバイス 9 2 b は、第 2 の荷重レベリングデバイス 9 2 b を、矢印 9 6 により示される上に向かう方向に、ベースアセンブリ 6 0 に結合することにより、ベースアセンブリ 6 0 に結合することができる。別の方法では、第 2 の荷重レベリングデバイス 9 2 b は、第 1 のグリップ固定具 5 6 a に結合することができ、又は第 2 の荷重レベリングデバイス 9 2 b は、第 1 のグリップ固定具 5 6 a の代わりに使用することができ、試験片 8 0 (図 2 H を参照) の第 1 の端部 8 5 a (図 2 H を参照) に結合することができる。

【 0 0 7 4 】

図 3 A に示されるように、一又は複数の荷重レベリングデバイス 9 2 は、試験機 1 0 2 に設置された装置 3 0 に結合することができる。荷重レベリングデバイス 9 2 は、好ましくは、試験片 8 0 及び装置 3 0 の自己整列、自己平衡、又は自己レベリングを助ける。一つの実施形態では、図 3 A に示されるように、配置は、試験機 1 0 2 の上部プラテン 1 0 4、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a、試験用固定具 3 0 a、第 2 の荷重レベリングデバイス 9 2 b、及び試験機 1 0 2 の下部プラテン 1 0 6 を含むことができる。

【 0 0 7 5 】

図 3 A に示されるように、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a は、試験用固定具 3 0 a (図 3 A を参照) の形態などの装置 3 0 の上面に結合することができる。別の方法では、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a (図 3 B を参照) は、第 2 のグリップ固定具 5 6 b (図 2 A を参照) の代わりに使用することができる。第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a (図 3 B を参照) は、圧縮荷重 1 0 9 (図 5 を参照) が圧縮試験中に試験片 8 0 に加えられると、試験片 8 0 の装着されたエッジが広がる又は展開する (b r o o m i n g o r s p r e a d i n g o u t) ことを防止するために、試験片 8 0 の第 2 の端部 8 5 b (図 2 H を参照) の最初の 1 ~ 2 インチに結合する又は取り付けることができる。

【 0 0 7 6 】

第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a に対する別の方法では、又はそれに加えて、第 2 の荷重レベリングデバイス 9 2 b は、装置 3 0 の底面に結合することができ、若しくは、別の方法では、第 2 の荷重レベリングデバイス 9 2 b は、第 1 のグリップ固定具 5 6 a (図 2 A を参照) に結合する、又は第 1 のグリップ固定具 5 6 a (図 2 A を参照) の代わりに使用することができる。荷重レベリングデバイス 9 2 は、試験片 8 0 (図 2 H を参照) の第 1 の端部 8 5 a (図 2 H を参照) 及び第 2 の端部 8 5 b (図 2 H を参照) が、試験片 8 0 (図 2 H を参照) の長い端部に沿っていずれかの点で装着されることを確実にするために、荷重の平衡を保つ。荷重レベリングデバイス 9 2 は、圧縮試験中の圧縮状態で装着

10

20

30

40

50

されると、試験片 8 0 の装着されたエッジの広がり又は展開を防止する又は最小化するために役立つ。

【 0 0 7 7 】

図 3 B は、図 3 A のシステム 1 0 0 で使用することができる、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a の形態などの、荷重レベリングデバイス 9 2 の例示的な実施形態の正面斜視図である。第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a は、第 2 のグリップ固定具 5 6 b (図 2 A を参照) の代わりに使用することができる。図 3 B に示されるように、荷重レベリングデバイス 9 2 は、試験片 8 0 (図 3 A を参照) を挿入するためのスロット 1 3 6 を有する整列部分 1 4 2 を備える。図 3 B にさらに示されるように、荷重レベリングデバイス 9 2 は、試験片 8 0 (図 3 A を参照) にしっかりと締め付けるために使用することができる、ねじ (図示せず) のような取付け要素 (図示せず) を受けるように構成された開口 1 3 8 を備えることができる。

10

【 0 0 7 8 】

図 3 B でさらに示されるように、荷重レベリングデバイス 9 2 は、取付け要素 (図示せず) の移動又は浮き沈みを可能にする、一又は複数の円形要素 1 4 0 を備えることができる。そのような移動は、試験片 8 0 及び装置 3 0 の自己整列、自己平衡、又は自己レベリングを促進することができる。図 3 B にさらに示されるように、第 1 の荷重レベリングデバイス 9 2 a の形態などの、荷重レベリングデバイス 9 2 は、圧縮試験中に荷重レベリングデバイス 9 2 を全体で保持することを助けるリンク部材 1 4 4 を備えることができる。

20

【 0 0 7 9 】

図 3 C に示されるように、圧縮機 1 0 2 a の形態などの、試験機 1 0 2 は、好ましくは、試験片 8 0 を含む装置 3 0 が試験機 1 0 2 に設置されると、一又は複数の圧縮荷重 1 0 9 (図 5 を参照) を、方向 1 0 9 a に向かって、試験片 8 0 に加えるように構成される。図 3 C に示されるように、試験片 8 0 の切欠き部分 8 2 は見る可以看到。

【 0 0 8 0 】

図 3 A 及び図 5 に示されるように、システム 1 0 0 は、試験機 1 0 2 に結合され、試験機 1 0 2 の動作を制御するように構成された試験機コントローラ 1 1 0 をさらに備える。試験機コントローラ 1 1 0 は、適する有線又は無線接続などの接続要素 1 1 2 により、試験機 1 0 2 に結合される。

30

【 0 0 8 1 】

図 3 A 及び図 5 に示されるように、システム 1 0 0 は、接続要素 1 1 8 を介して試験機コントローラ 1 1 0 に結合された、第 1 の処理ユニット 1 1 4 a などの処理ユニット 1 1 4 をさらに備えることができる。接続要素 1 1 2 は、適する有線又は無線接続を備えることができる。図 3 A 及び図 5 に示されるように、処理ユニット 1 1 4 は、第 1 のコンピュータ 1 1 6 a などのコンピュータ 1 1 6 を備えることができる。

【 0 0 8 2 】

図 3 A 及び図 5 に示されるように、システム 1 0 0 は、試験片 8 0 が装置 3 0 に設置され、装置 3 0 が試験機 1 0 2 に設置された状態で、装置 3 0 に対して位置付けられた光学歪み測定システム 1 2 0 をさらに備える。図 3 A に示されるように、試験片 8 0 を含む装置 3 0 は、試験片 8 0 及び切欠き部分 8 2 が、複数の窓部分 4 4 (図 4 C 及び図 4 D を参照) を通して、光学歪み測定システム 1 2 0 から見えるように、好ましくは、試験機 1 0 2 に設置される。装置 3 0 (図 3 A を参照) の第 1 の支持格子 3 4 a (図 3 C を参照) は、好ましくは、光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A を参照) に対して正面を向く。

40

【 0 0 8 3 】

光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A 、図 4 A 及び図 4 B) は、好ましくは、二以上の光学デバイス 1 2 2 (図 4 A 及び図 4 B を参照) を備える。光学デバイス 1 2 2 は、第 1 の光学デバイス 1 2 2 a (図 4 A を参照) 及び第 2 の光学デバイス 1 2 2 b (図 4 A を参照) を備えることができる。

【 0 0 8 4 】

50

光学歪み測定システム 120 は、好ましくは、光学デバイス 122 がカメラ 124 (図 4 A 及び図 4 B を参照) の形態であるカメラベースのシステムである。カメラ 124 は、試験片 80 (図 4 A 及び図 4 B を参照) の表面で、ドット又は点の形態などの複数の場所 152 (図 4 A 及び図 4 B を参照) を監視及び追跡する。カメラ 124 は、第 1 のカメラ 124 a (図 4 A を参照) 及び第 2 のカメラ 124 b (図 4 A を参照) を備えることができる。しかしながら、他の適する光学デバイス 122 が使用されてもよい。

【0085】

光学歪み測定システム 120 は、好ましくは、光学測定値 126 (図 3 A、図 4 A 及び図 4 B を参照) を、装置 30 (図 4 A を参照) に設置された試験片 80 (図 4 A 及び図 4 B を参照) の表面の複数の場所 152 (図 4 A 及び図 4 B を参照) で、取り込み走査するように構成された、二以上の光学デバイス 122 を備える。使用できる光学歪み測定システム 120 の例は、ドイツの GOM mbH 社から得られるアラミス光学 3 次元変形解析 (Aramis Optical 3D Deformation Analysis) 光学歪み測定システムを含む。しかしながら、他の適する光学歪み測定システムもまた使用することができる。

10

【0086】

光学歪み測定システム 120 は、試験片 80 (図 2 H を参照) の材料特性を判定するために使用することができ、例えば、表面歪み値、座屈歪み、及び歪み速度のような歪みデータ 127 (図 5 を参照) を得るために使用することができ、3 次元変位及び表面座標を得るために使用することができ、かつ他の適するデータを得るために使用することができる。光学歪み測定システム 120 は、測定エリアを有効にかつ良好な精度で取込み評価するために使用することができる。適するソフトウェアは、結果を、試験片 80 (図 4 A 及び図 4 B を参照) の表面の複数の場所 152 (図 4 A 及び図 4 B を参照) で光学測定値 126 (図 3 A、図 4 A 及び図 4 B を参照) に提供するために、光学歪み測定システム 120 で使用することができる。

20

【0087】

図 4 A は、図 3 A のシステム 100 で使用することができる光学歪み測定システム 120 の例示的な実施形態の側面図である。図 4 A は、装置 30 の前面に位置付けられた光学歪み測定システム 120 を示す。図 4 A に示されるように、第 1 のカメラ 124 a の形態などの第 1 の光学デバイス 122 a は、装置 30 の第 1 の支持格子 34 a の上半分の前面に位置付けられる。図 4 A にさらに示されるように、第 1 のカメラ 124 a の形態などの第 1 の光学デバイス 122 a は、装置 30 に設置された試験片 80 (図 4 A を参照) の表面の複数の場所 152 (図 4 A を参照) で、上部水平光学測定値 126 a などの光学測定値 126 を取り込み走査するように位置付けられる。

30

【0088】

図 4 A にさらに示されるように、第 2 のカメラ 124 b の形態などの第 2 の光学デバイス 122 b は、装置 30 の第 1 の支持格子 34 a の下半分の前面に位置付けられる。図 4 A に示されるように、第 2 のカメラ 124 b の形態などの第 2 の光学デバイス 122 b は、装置 30 に設置された試験片 80 (図 4 A を参照) の表面の複数の場所 152 (図 4 A を参照) で、下部水平光学測定値 126 b などの光学測定値 126 を取り込み走査するように位置付けられる。

40

【0089】

図 4 A に示されるように、第 1 のカメラ 124 a は、好ましくは、第 1 のカメラ 124 a と第 2 のカメラ 124 b との間の中心線 150 上にある。第 2 のカメラ 124 b は、好ましくは、中心線 150 の下にある。第 1 のカメラ 124 a 及び第 2 のカメラ 124 b は、装置 30 に設置された試験片 80 (図 3 A を参照) から十分な距離に位置付けることができる。好ましくは、第 1 のカメラ 124 a 及び第 2 のカメラ 124 b は、装置 30 から約 10 フィートの距離 151 (図 4 B を参照) に位置付けることができる。しかしながら、第 1 のカメラ 124 a 及び第 2 のカメラ 124 b は、装置 30 からより長い距離又はより短い距離に位置付けられてもよい。

50

【 0 0 9 0 】

図 4 A は、第 2 のカメラ 1 2 4 b 上の距離 1 4 8 に位置付けられた第 1 のカメラ 1 2 4 a を示す。好ましくは、第 1 のカメラ 1 2 4 a は、第 1 のカメラ 1 2 4 a と第 2 のカメラ 1 2 4 b との間の中心線 1 5 0 上の約 1 5 インチに位置付けることができる。好ましくは、第 2 のカメラ 1 2 4 b は、第 1 のカメラ 1 2 4 a と第 2 のカメラ 1 2 4 b との間の中心線 1 5 0 下の約 1 5 インチに位置付けることができる。しかしながら、第 1 のカメラ 1 2 4 a 及び第 2 のカメラ 1 2 4 b は、中心線 1 5 0 上又は中心線 1 5 0 下のより長い距離又はより短い距離に位置付けられてもよい。

【 0 0 9 1 】

図 4 B は、装置 3 0 の第 1 の支持格子 3 4 a 前面に位置付けられた図 4 A の光学歪み測定システム 1 2 0 の上面図である。図 4 B に示されるように、カメラ 1 2 4 の形態などの第 1 の光学デバイス 1 2 2 a を備える光学デバイス 1 2 2 は、装置 3 0 の第 1 の支持格子 3 4 a の上半分の前面に位置付けられる。図 4 B にさらに示されるように、カメラ 1 2 4 の形態などの第 1 の光学デバイス 1 2 2 a は、装置 3 0 に設置された試験片 8 0 (図 4 B を参照) の表面の複数の場所 1 5 2 (図 4 B を参照) で、上部垂直光学測定値 1 2 6 c 及び下部垂直光学測定値 1 2 6 d などの光学測定値 1 2 6 を取り込み走査するように位置付けられる。

【 0 0 9 2 】

図 4 C は、図 4 A の光学歪み測定システム 1 2 0 の、第 1 の光学デバイス 1 2 2 a 及び第 2 の光学デバイス 1 2 2 b などの光学デバイス 1 2 2 を示す、図 4 A の装置 3 0 の正面斜視図である。光学デバイス 1 2 2 は、好ましくはカメラ 1 2 4 (図 4 A 及び図 4 B を参照) の形態であるが、好ましくは、試験パネル 8 0 a の形態などの試験片 8 0 に焦点が合わせられる。

【 0 0 9 3 】

図 4 C は、上部の点線サークルにより示される荷重平衡 1 5 6 a の形態などの荷重平衡 1 5 6 が、第 1 のカメラ 1 2 4 a (図 4 A を参照) 又は上部カメラなどの第 1 の光学デバイス 1 2 2 a で見られ測定される様子を示す。図 4 C は、下部の点線サークルにより示される荷重平衡 1 5 6 b の形態などの荷重平衡 1 5 6 が、第 2 のカメラ 1 2 4 b (図 4 A を参照) 又は下部カメラなどの第 2 の光学デバイス 1 2 2 b で見られ測定される様子をさらに示す。

【 0 0 9 4 】

図 4 C は、中央の点線サークルにより示される荷重平衡 1 5 6 c の形態などの荷重平衡 1 5 6 が、第 1 のカメラ 1 2 4 a (図 4 A を参照) 又は上部カメラなどの第 1 の光学デバイス 1 2 2 a 、並びに第 2 のカメラ 1 2 4 b (図 4 A を参照) 又は下部カメラなどの第 2 の光学デバイス 1 2 2 b の両方で見られ測定される様子を示す。図 4 C に示されるように、切欠き部分 8 2 は、中央の点線サークルにより示される荷重平衡 1 5 6 c 内にある。

【 0 0 9 5 】

図 4 D は、装置 3 0 の、第 1 の支持格子 3 4 a の形態などの支持格子 3 4 の拡大正面斜視図である。図 4 D は、試験パネル 8 0 a の形態などの試験片 8 0 、及び窓部分 4 4 を通して見ることができる、場所 8 4 の切欠き部分 8 2 を示す。図 4 D に示されるように、切欠き部分 8 2 は、垂直部材 4 0 と水平部材 4 2 との間の中心に位置付けられる。

【 0 0 9 6 】

図 3 A 及び図 5 に示されるように、システム 1 0 0 は、接続要素 1 2 8 を介して、光学歪み測定システム 1 2 0 に結合されたデータ取得システム 1 3 0 をさらに備える。接続要素 1 2 8 は、適する有線又は無線接続を備えることができる。

【 0 0 9 7 】

図 3 A 及び図 5 に示されるように、データ取得システム 1 3 0 は、光学歪み測定システムコントローラ 1 3 2 、及び第 2 の処理ユニット 1 1 4 b などの処理ユニット 1 1 4 を備えることができる。図 3 A 及び図 5 に示されるように、処理ユニット 1 1 4 は、第 2 のコンピュータ 1 1 6 b などのコンピュータ 1 1 6 を備えることができる。

【0098】

図3Aに示されるように、歪み測定システムコントローラ132は、接続要素134を介して、第2の処理ユニット114bに結合することができる。接続要素134は、適する有線又は無線接続を備えることができる。

【0099】

装置30(図5を参照)、試験片80(図5を参照)、試験機102(図5を参照)、試験機コントローラ110(図5を参照)、光学歪み測定システム120(図5を参照)、及びデータ取得システム130(図5を参照)は全体で、試験片80(図5を参照)の圧縮試験のためのシステム100(図5を参照)を備える。

【0100】

図5に示されるように、支持アセンブリ32は、第2の支持格子34bへの取付けのために構成された第1の支持格子34aを備える。第1の支持格子34a及び第2の支持格子34bは各々、フレーム部分36、複数の垂直部材40、及び複数の水平部材42を備える。複数の垂直部材40(図2Aを参照)及び複数の水平部材42(図2Aを参照)は、複数の窓部分44(図2Aを参照)を形成する。

【0101】

本発明の別の実施形態では、試験片80(図2Hを参照)の圧縮試験のための方法160(図6を参照)が提供される。図6は、本発明の方法160の例示的な実施形態のフロー図である。図6で示されるように、方法160は、試験片80(図2Hを参照)の圧縮試験のための装置30(図2Aを参照)を形成するステップ162を含む。

【0102】

先ほど詳細が述べられたように、装置30(図2Aを参照)は、ベースアセンブリ60(図2Aを参照)に取り付けられた端部荷重要素74(図2Aを参照)を有するベースアセンブリ60(図2Aを参照)を備える。ベースアセンブリ60(図2Aを参照)は、好ましくは、硬質で頑丈である。

【0103】

装置30(図2Aを参照)は、ベースアセンブリ60(図2Aを参照)に取り付けられた支持アセンブリ32(図2Aを参照)をさらに備える。支持アセンブリ32(図2Aを参照)は、複数の窓部分44(図2Aを参照)を有する。

【0104】

装置30は、支持アセンブリ32(図2Aを参照)内に設置されたコアアセンブリ46(図2Fを参照)をさらに備える。コアアセンブリ(図2Fを参照)は、好ましくは、破壊することができ、支持アセンブリ32及びベースアセンブリ60を圧縮試験中に生成された破壊荷重53(図5を参照)から保護するように構成される。そのような破壊荷重53(図5を参照)は、試験片80が試験片80の圧縮試験中に破壊又は破損されると、コアアセンブリ(図2F及び図2Iを参照)に隣接して位置付けられた試験片80(図2Hを参照)により生成することができる。試験片80(図2Hを参照)の圧縮試験中に発生することがある圧縮荷重109(図5を参照)は、約300kips(重量キロポンド)/平方インチの力から約500kips(重量キロポンド)/平方インチの力までの範囲にありうる。しかしながら、圧縮荷重109は、適するものとして、もっと高くてもよく低くてもよい。

【0105】

図6で示されるように、方法160は、切欠き部分82(図2Hを参照)を試験片80(図2Hを参照)に形成するステップ164をさらに含む。図6に示されるように、方法160は、試験片80(図2Hを参照)を支持アセンブリ32(図2Aを参照)内に、かつコアアセンブリ46(図2F及び図2Iを参照)に隣接して設置するステップ166をさらに含む。

【0106】

図6に示されるように、方法160は、装置30(図2Aを参照)を、圧縮試験のための、圧縮機102aのような試験機102(図3Aを参照)に設置するステップ168を

10

20

30

40

50

さらに含む。装置 3 0 (図 2 A を参照) を試験機 1 2 0 (図 3 A を参照) に設置するステップ 1 6 8 は、一又は複数の荷重レベリングデバイス 9 2 (図 3 A を参照) を装置 3 0 (図 3 A を参照) に結合することを含むことができる。

【 0 1 0 7 】

図 6 で示されるように、方法 1 6 0 は、光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A を参照) を装置 3 0 (図 3 A を参照) に対して位置付けるステップ 1 7 0 をさらに備える。光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A を参照) は、試験片 8 0 (図 3 A を参照) 及び切欠き部分 8 2 (図 3 A を参照) が、複数の窓部分 4 4 (図 4 C を参照) を通して、光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A を参照) から見るように、位置付けられる。

【 0 1 0 8 】

図 6 に示されるように、方法 1 6 0 は、一又は複数の圧縮荷重 1 0 9 (図 5 を参照) を、方向 1 0 9 a (図 3 C を参照) に向かって、試験片 8 0 (図 3 C を参照) に加えるステップ 1 7 2 をさらに含む。一又は複数の圧縮荷重 1 0 9 (図 3 C を参照) は、好ましくは、圧縮機 1 0 2 a の形態などの試験機 1 0 2 の上部プラテン 1 0 4 (図 3 C を参照) 及び下部プラテン 1 0 6 (図 3 C を参照) を介して、試験片 8 0 (図 3 C を参照) に加えられる。

【 0 1 0 9 】

図 6 に示されるように、方法 1 6 0 は、試験片 8 0 (図 3 A を参照) の歪みデータ 1 2 7 (図 5 を参照) を光学歪み測定システム 1 2 0 (図 3 A を参照) で測定するステップ 1 7 4 をさらに含む。歪みデータ 1 2 7 を測定するステップ 1 7 4 は、光学測定値 1 2 6 (図 4 A 及び図 4 B を参照) を、試験片 8 0 (図 4 A 及び図 4 B を参照) の複数の場所 1 5 2 (図 4 A 及び図 4 B を参照) で取り込み走査するために、二以上の光学デバイス 1 2 2 (図 4 A 及び図 4 B を参照) を使用することを含む。

【 0 1 1 0 】

方法 1 6 0 は、ステップ 1 7 4 の後に、試験片 8 0 (図 3 A を参照) の、座屈歪みなどの歪みに関する追加の情報、又は他の材料特性を判定するために、歪みデータ 1 2 7 (図 5 を参照) をデータ取得システム 1 3 0 (図 3 A を参照) で処理するステップをさらに含むことができる。歪みデータ 1 2 7 (図 5 を参照) が処理された後で、追加の圧縮試験が行われる場合に、端部荷重要素 7 4 (図 2 A を参照) は、損傷があれば、ベースアセンブリ 6 0 (図 2 A を参照) で除去又は交換することができる。また、コアアセンブリ 4 6 (図 2 F を参照) の任意の損傷部分が、コアアセンブリ (図 2 F を参照) で交換できる。

【 0 1 1 1 】

図 7 は、先ほど述べられたように、本発明の装置 3 0 (図 2 A を参照) 、システム 1 0 0 (図 5 を参照) 及び方法 1 6 0 (図 6 を参照) の実施形態で試験及び評価することができる、パネル 2 2 0 の形態などの一又は複数の構造 2 1 8 を有する、航空機 2 0 0 a などの飛行体 2 0 0 の斜視図である。図 7 で示されるように、航空機 2 0 0 a の形態などの飛行体 2 0 0 は、胴体 2 0 2 、機首 2 0 4 、操縦席 2 0 6 、翼 2 0 8 、一又は複数の推進ユニット 2 1 0 、並びに垂直尾翼部分 2 1 4 、及び水平尾翼部分 2 1 6 を備える尾部 2 1 2 を備える。

【 0 1 1 2 】

図 7 に示される航空機 2 0 0 a は、概して、パネル 2 2 0 の形態などの一又は複数の構造 2 1 8 を有する民間旅客機を表しているが、本発明の実施形態の知識は、他の旅客機に適用することができる。例えば、本発明の実施形態の知識は、貨物航空機、軍用機、回転翼機、及び他の種類の航空機又は飛行体、並びに航空宇宙飛行体、衛星、宇宙発射飛行体、ロケット、及び他の航空宇宙飛行体に適用することができる。

【 0 1 1 3 】

図 8 は、航空機の製造及び保守方法 3 0 0 を示すフロー図である。図 9 は、本発明の航空機 3 2 0 の実施形態の機能ブロック図である。図 8 及び図 9 を参照すると、本発明の実施形態は、図 8 に示す航空機の製造及び保守方法 3 0 0 と、図 9 に示す航空機 3 2 0 の観点から説明することができる。

10

20

30

40

50

【 0 1 1 4 】

製造前の段階では、航空機の製造及び保守方法 3 0 0 は、航空機 3 2 0 の仕様及び設計 3 0 2 及び材料の調達 3 0 4 を含みうる。製造段階では、航空機 3 2 0 の構成要素及びサブアセンブリの製造 3 0 6 と、システムインテグレーション 3 0 8 とが行われる。その後、航空機 3 2 0 は、認可及び納品 3 1 0 を経て運航 3 1 2 に供される。顧客により運航 3 1 2 される間に、航空機 3 2 0 は定期的な整備及び保守 3 1 4（改造、再構成、改修、及び他の適切な保守も含みうる）を受ける。

【 0 1 1 5 】

航空機の製造及び保守方法 3 0 0 の各工程は、システムインテグレーター、第三者、及び／又はオペレーター（例えば顧客）によって実施又は実行されうる。この説明のために、システムインテグレーターは限定しないが、任意の数の航空機メーカー、及び主要システムの下請け業者を含むことができる。第三者は限定しないが、任意の数の供給メーカー、下請け業者、及びサプライヤを含むことができる。オペレーターは、リース会社、軍事団体、サービス組織、及び他の適するオペレーターを含むことができる。

【 0 1 1 6 】

図 9 に示されるように、航空機の製造及び保守方法 3 0 0 によって製造された航空機 3 2 0 は、複数のシステム 3 2 4 及び内装 3 2 6 を有する機体 3 2 2 を含みうる。複数のシステム 3 2 4 の例には、推進システム 3 2 8、電気システム 3 3 0、油圧システム 3 3 2、及び環境システム 3 3 4 のうちの一又は複数が含まれる。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。航空宇宙産業の例を示したが、本開示の原理は、自動車産業などの他の産業にも適用しうる。

【 0 1 1 7 】

本明細書で実施される方法とシステムは、航空機の製造及び保守方法 3 0 0 の一又は複数の任意の段階で採用することができる。例えば、構成要素及びサブアセンブリの製造 3 0 6 に対応する構成要素又はサブアセンブリは、航空機 3 2 0 の運航中 3 1 2 に製造される構成要素又はサブアセンブリと類似の方法で作製又は製造されうる。また、一又は複数の装置の実施形態、方法の実施形態、又はこれらの組み合わせは、例えば、航空機 3 2 0 の組立てを実質的に効率化するか、又は航空機 3 2 0 のコストを削減することにより、構成要素及びサブアセンブリの製造 3 0 6 及びシステムインテグレーション 3 0 8 の段階で利用することができる。同様に、装置の実施形態、方法の実施形態、或いはそれらの組み合わせのうちの一又は複数を、航空機 3 2 0 の運航中 3 1 2 に、例えば限定しないが、整備及び保守 3 1 4 に利用することができる。

【 0 1 1 8 】

装置 3 0（図 2 A を参照）、システム 1 0 0（図 3 A 及び図 5 を参照）、並びに方法 1 6 0（図 6 を参照）の開示された実施形態により、試験が、ある既存の試験用固定具を使用して試験を実行するよりもずっと高速の試験速度で、試験パネル 8 0 a（図 2 H を参照）の形態などの試験片 8 0（図 2 H を参照）で実行できる。これは、試験の設定および試験に必要なとされる時間の短縮による。

【 0 1 1 9 】

たとえば、装置 3 0（図 2 A を参照）、システム 1 0 0（図 3 A 及び図 5 を参照）、並びに方法 1 6 0（図 6 を参照）の開示された実施形態を使用する、試験パネル 8 0 a（図 2 H を参照）の形態などの試験片 8 0（図 2 H を参照）は、1 日に 1 0 ～ 2 0 の試験片 8 0 の試験速度で試験を行うことができる。これに対し、例えば、既存の大きな切欠き圧縮試験用固定具 1 0 a（図 1 を参照）などの既存の試験用固定具 1 0（図 1 を参照）を使用する試験片 2 8（図 1 を参照）は、通常、1 日にたった 1 ～ 2 の試験片パネル 2 8 の試験速度でしか試験を行うことができない。

【 0 1 2 0 】

さらに、装置 3 0（図 2 A を参照）、システム 1 0 0（図 3 A 及び図 5 を参照）、並びに方法 1 6 0（図 6 を参照）の開示された実施形態は、試験のための歪みゲージ 1 4（図 1 を参照）の使用及び設置を必要としない。これにより、試験に必要な労力、設置及びフ

10

20

30

40

50

ロー時間が削減される。これにより、同様に、試験の時間及び費用が結果として全体的に削減されることもある。このような試験の時間及び費用は、好ましくは、例えば、既存の大きな切欠き圧縮試験用固定具 10 a (図 1 を参照) のような既存の試験用固定具 10 (図 1 を参照) を使用する試験の時間及び費用と比べて、10 ~ 20 倍も削減することができる。

【0121】

さらに、装置 30 (図 2 A を参照)、システム 100 (図 3 A 及び図 5 を参照)、並びに方法 160 (図 6 を参照) の開示された実施形態は、試験に使用される装置 30 (図 2 A を参照) の支持格子 34 (図 2 A を参照) のシースルー構成のために、光学歪み測定システム 120 (図 3 A 及び図 4 A を参照) で使用することができる。それに対し、例えば、既存の大きな切欠き圧縮試験用固定具 10 a (図 1 を参照) などの既存の試験用固定具 10 (図 1 を参照) は、光学歪み測定システム 120 (図 3 A 及び図 4 A を参照) を使用することができない。これは、既存の大きな切欠き圧縮試験用固定具 10 a の第 1 の支持板 12 a (図 1 を参照) 及び第 2 の支持板 12 b (図 1 を参照) が、試験片パネル 28 (図 1 を参照) を完全に覆い、試験片パネル 28 のいかなる視界をも遮るからである。

【0122】

また、装置 30 (図 2 A を参照)、システム 100 (図 3 A 及び図 5 を参照)、並びに方法 160 (図 6 を参照) の開示された実施形態は、硬質で破砕可能であるベースプラットフォーム 62 (図 2 A を参照) を利用し、かつベースアセンブリ 60 (図 2 A を参照) に装着された端部荷重要素 74 (図 2 A を参照) を利用する。端部荷重要素 74 (図 2 A を参照) は、一又は複数の圧縮試験後に交換することができ、圧縮試験中にベースアセンブリ 60 (図 2 A を参照) を保護するように設計される。

【0123】

ゆえに、ベースアセンブリ 60 は、いくつかの既存の試験用固定具のベース構造と比較して、多くの圧縮試験にわたって摩損に耐えるよう設計される。例えば、既存の大きな切欠き圧縮試験用固定具 10 a (図 1 を参照) などの既存の試験用固定具 10 (図 1 を参照) のベース部分 22 (図 1 を参照) は、薄く、数回の圧縮試験のすぐ後に摩耗することもある。

【0124】

また、装置 30 (図 2 A を参照)、システム 100 (図 3 A 及び図 5 を参照)、並びに方法 160 (図 6 を参照) の開示された実施形態は、ベースプラットフォーム 62 (図 2 A を参照) を補強するためにシミングを必要としないベースプラットフォーム 62 を利用する。これにより、結果として、試験ごとにシミングを設定する時間及び費用を削減することができる。これに対し、例えば、既存の大きな切欠き圧縮試験用固定具 10 a (図 1 を参照) などの既存の試験用固定具 10 のベース部分 22 (図 1 を参照) は、ベース部分 22 (図 1 を参照) を補強するためにシム 20 (図 1 を参照) の使用を必要とすることがある。

【0125】

最終的に、装置 30 (図 2 A を参照)、システム 100 (図 3 A 及び図 5 を参照)、及び方法 160 (図 6 を参照) の開示された実施形態は、試験片 80 (図 2 H を参照) の圧縮試験中に荷重の自己レベリング又は自己平衡を行うために使用することができる、一又は複数の荷重レベリングデバイス 92 (図 3 B を参照) を使用する。

【0126】

上述の説明及び関連する図面に提示された知識の利点を有するこのような発明に関連する当業者であれば、本明細書に記載した多数の変形例および他の実施形態が想起されよう。本明細書に記載された実施形態は、例示することを意図するものであって、限定的であること又は網羅的であることを意図するものではない。本明細書では特定の用語を使用しているが、それらは、一般的及び説明的な意味でのみ使用されており、限定を目的として使用されているものではない。

【0127】

本発明はまた、以下の条項による実施形態について説明する。

【0128】

条項 1

圧縮試験のための装置(30)であって、前記装置(30)は、
ベースアセンブリ(60)に取り付けられた端部荷重要素(74)を有するベースアセンブリ(60)であって、硬質であるベースアセンブリ(60)、
前記ベースアセンブリ(60)に取り付けられた支持アセンブリ(32)であって、複数の窓部分(44)を有する支持アセンブリ(32)、及び
前記支持アセンブリ(32)内に設置されたコアアセンブリ(46)であって、破碎可能であり、前記支持アセンブリ(32)及び前記ベースアセンブリ(60)を、圧縮試験中に生成された破壊荷重(53)から保護するように構成されたコアアセンブリ(46)を備え、

10

前記ベースアセンブリ(60)、前記支持アセンブリ(32)、及び前記コアアセンブリ(46)は全体で、切欠き部分(82)を有する試験片(80)の圧縮試験のための装置(30)を備え、前記装置(30)は、光学歪み測定システム(120)との使用のために構成され、

前記試験片(80)が前記支持アセンブリ(32)に設置されると、前記試験片(80)及び前記切欠き部分(82)は、前記複数の窓部分(44)を通して、前記光学歪み測定システム(120)から見る事ができる、装置(30)。

【0129】

20

条項 2

前記支持アセンブリ(32)は、第2の支持格子(34b)への取付けのために構成された第1の支持格子(34a)を備え、前記コアアセンブリ(46)及び前記試験片(80)は、前記第1の支持格子(34a)と前記第2の支持格子(34b)との間に設置される、条項1に記載の装置(30)。

【0130】

条項 3

前記第1の支持格子(34a)及び前記第2の支持格子(34b)は各々、フレーム部分(36)、複数の垂直部材(40)、及び複数の水平部材(42)を備え、前記複数の垂直部材(40)及び前記複数の水平部材(42)は、前記複数の窓部分(44)を形成する、条項2に記載の装置(30)。

30

【0131】

条項 4

前記コアアセンブリ(46)は、複数の垂直コア要素(48)を備え、各垂直コア要素(48)は、ハニカムサンドイッチコアアセンブリ(47)を備える、条項1に記載の装置(30)。

【0132】

条項 5

前記コアアセンブリ(46)は、前記試験片(80)が前記支持アセンブリ(32)に設置されると、前記試験片(80)の切欠き部分(82)の場所に対応する破碎帯(50)を有する、条項1に記載の装置(30)。

40

【0133】

条項 6

第1のグリップ固定具(56a)及び第2のグリップ固定具(56b)をさらに備え、前記第1のグリップ固定具(56a)は、前記ベースアセンブリ(60)に結合され、前記試験片(80)が前記支持アセンブリ(32)に設置されると、前記試験片(80)の第1の端部(85a)を保持するように構成され、かつ前記第2のグリップ固定具(56b)は、前記試験片(80)の第2の端部(85b)に取り付けられ、前記試験片(80)の前記第2の端部(85b)にわたって圧力荷重(59)を加えるように構成される、条項1に記載の装置(30)。

50

【 0 1 3 4 】

条項 7

前記端部荷重要素 (7 4) は、取り外し可能であり、交換可能であり、かつ前記ベースアセンブリ (6 0) を圧縮試験中に保護するように構成される端部荷重摩耗ストリップ (7 4 a) を備える、条項 1 に記載の装置 (3 0) 。

【 0 1 3 5 】

条項 8

圧縮試験のためのシステム (1 0 0) であって、前記システム (1 0 0) は、ベースアセンブリ (6 0) に取り付けられた端部荷重要素 (7 4) を有するベースアセンブリ (6 0) であって、硬質であるベースアセンブリ (6 0) 、

10

前記ベースアセンブリ (6 0) に取り付けられた支持アセンブリ (3 2) であって、複数の窓部分 (4 4) を有する支持アセンブリ (3 2) 、及び

前記支持アセンブリ (3 2) 内に設置されたコアアセンブリ (4 6) であって、破砕可能であり、前記支持アセンブリ (3 2) 及び前記ベースアセンブリ (6 0) を、圧縮試験中に生成された破壊荷重 (5 3) から保護するように構成されたコアアセンブリ (4 6) を備える装置 (3 0) 、

切欠き部分 (8 2) を有する試験片 (8 0) であって、前記装置 (3 0) の前記支持アセンブリ (3 2) に設置された試験片 (8 0) 、

前記試験片 (8 0) を含む前記装置 (3 0) が前記試験機 (1 0 2) に設置されると、一又は複数の圧縮荷重 (1 0 9) を前記試験片 (8 0) に加えるように構成された試験機 (1 0 2) 、

20

前記試験機 (1 0 2) に結合され、前記試験機 (1 0 2) の動作を制御するように構成された試験機コントローラ (1 1 0) 、

前記試験片 (8 0) 及び前記切欠き部分 (8 2) が、前記複数の窓部分 (4 4) を通して、光学歪み測定システム (1 2 0) から見るように、前記試験機 (1 0 2) に設置された前記試験片 (8 0) を含む前記装置 (3 0) に対して位置付けられた光学歪み測定システム (1 2 0) 、並びに

前記光学歪み測定システム (1 2 0) に結合されたデータ取得システム (1 3 0) を備え、

前記装置 (3 0) 、前記試験片 (8 0) 、前記試験機 (1 0 2) 、前記試験機コントローラ (1 1 0) 、前記光学歪み測定システム (1 2 0) 、及び前記データ取得システム (1 3 0) は全体で、前記試験片 (8 0) の圧縮試験のためのシステムを備える、システム (1 0 0) 。

30

【 0 1 3 6 】

条項 9

前記試験機 (1 0 2) に設置された前記装置 (3 0) に結合された一又は複数の荷重レベリングデバイス (9 2) をさらに備える、条項 8 に記載のシステム (1 0 0) 。

【 0 1 3 7 】

条項 1 0

前記支持アセンブリ (3 2) は、第 2 の支持格子 (3 4 b) への取付けのために構成された第 1 の支持格子 (3 4 a) を備え、

40

前記第 1 の支持格子 (3 4 a) 及び前記第 2 の支持格子 (3 4 b) は各々、フレーム部分 (3 6) 、複数の垂直部材 (4 0) 、及び複数の水平部材 (4 2) を備え、前記複数の垂直部材 (4 0) 及び前記複数の水平部材 (4 2) は、前記複数の窓部分 (4 4) を形成する、条項 8 に記載のシステム (1 0 0) 。

【 0 1 3 8 】

条項 1 1

前記コアアセンブリ (4 6) は、前記試験片 (8 0) が、前記装置 (3 0) の前記支持アセンブリ (3 2) に設置されると、前記試験片 (8 0) の切欠き部分 (8 2) の場所 (8 4) に対応する破砕帯 (5 0) を有する、条項 8 に記載のシステム (1 0 0) 。

50

【 0 1 3 9 】

条項 1 2

前記試験片 (8 0) は、航空機 (2 0 0 a) の試験パネル (8 0 a) を備える、条項 8 に記載のシステム (1 0 0)。

【 0 1 4 0 】

条項 1 3

前記試験片 (8 0) の前記切欠き部分 (8 2) は、前記試験機 (1 0 2) により前記試験片 (8 0) に加えられる一又は複数の圧縮荷重 (1 0 9) の方向 (1 0 9 a) に垂直である、条項 8 に記載のシステム (1 0 0)。

【 0 1 4 1 】

条項 1 4

前記光学歪み測定システム (1 2 0) は、光学測定値 (1 2 6) を、前記試験片 (8 0) の複数の場所 (1 5 2) で取り込み走査するように構成された二以上の光学デバイス (1 2 2) を備える、条項 8 に記載のシステム (1 0 0)。

【 0 1 4 2 】

条項 1 5

前記試験機コントローラ (1 1 0) に結合された第 1 の処理ユニット (1 1 4 a)、及び前記データ取得システム (1 3 0) の第 2 の処理ユニット (1 1 4 b) をさらに備え、前記第 2 の処理ユニット (1 1 4 b) は、前記データ取得システム (1 3 0) の光学歪み測定システムコントローラ (1 3 2) に結合される、条項 8 に記載のシステム (1 0 0)。

【 0 1 4 3 】

条項 1 6

圧縮試験のための方法 (1 6 0) であって、前記方法 (1 6 0) は、試験片 (8 0) の圧縮試験のための装置 (3 0) を形成するステップであって、前記装置 (3 0) は、ベースアセンブリ (6 0) に取り付けられた端部荷重要素 (7 4) を有するベースアセンブリ (6 0) であって、硬質であるベースアセンブリ (6 0)、前記ベースアセンブリ (6 0) に取り付けられた支持アセンブリ (3 2) であって、複数の窓部分 (4 4) を有する支持アセンブリ (3 2)、及び前記支持アセンブリ (3 2) 内に設置されたコアアセンブリ (4 6) であって、破砕可能であり、前記支持アセンブリ (3 2) 及び前記ベースアセンブリ (6 0) を、圧縮試験中に生成された破壊荷重 (5 3) から保護するように構成されたコアアセンブリ (4 6) を備える装置 (3 0) を形成するステップ、切欠き部分 (8 2) を試験片 (8 0) に形成するステップ、前記試験片 (8 0) を前記支持アセンブリ (3 2) 内部であって、前記コアアセンブリ (4 6) に隣接して設置するステップ、前記装置 (3 0) を圧縮試験のための試験機 (1 0 2) に設置するステップ、前記試験片 (8 0) 及び前記切欠き部分 (8 2) が、前記複数の窓部分 (4 4) を通して、光学歪み測定システム (1 2 0) から見るように、前記光学歪み測定システム (1 2 0) を前記装置 (3 0) に対して位置付けるステップ、一又は複数の圧縮荷重 (1 0 9) を前記試験片 (8 0) に加えるステップ、並びに前記試験片 (8 0) の歪みデータ (1 2 7) を前記光学歪み測定システム (1 2 0) で測定するステップを含む方法 (1 6 0)。

【 0 1 4 4 】

条項 1 7

前記歪みデータを測定するステップの後に、前記歪みデータ (1 2 7) をデータ取得システム (1 3 0) で処理するステップをさらに含む、条項 1 6 に記載の方法 (1 6 0)。

【 0 1 4 5 】

条項 18

前記歪みデータ(127)を処理するステップの後に、損傷した場合に前記端部荷重要素(74)を交換し、前記コアアセンブリ(46)の任意の損傷部分を交換するステップをさらに含む、条項17に記載の方法(160)。

【0146】

条項 19

前記装置(30)を前記試験機(102)に設置するステップは、一又は複数の荷重レベリングデバイス(92)を前記装置(30)に結合することを含む、条項16に記載の方法(160)。

【0147】

10

条項 20

前記歪みデータを測定するステップは、光学測定値(126)を前記試験片(80)の複数の場所(152)で取り込み走査するために、一又は複数の光学デバイス(122)を使用することを含む、条項16に記載の方法(160)。

【符号の説明】

【0148】

10 試験用固定具

12 a、12 b 支持板

14 歪みゲージ

16 ヒンジ取付け要素

20

18 フレーム部分

20 シム

22 ベース部分

24 側面支持部分

28 試験片パネル

30 装置

30 a 試験用固定具

32 支持アセンブリ

34 支持格子

36 フレーム部分

30

38 格子部分

40 垂直部材

42 水平部材

44 窓部分

46 コアアセンブリ

48 垂直コア要素

50 破砕帯

52 細長いスロット

54 ヒンジ要素

56 グリップ固定具

40

58 取付け要素

59 圧力荷重

60 ベースアセンブリ

62 ベースプラットフォーム

64 プラットフォーム部分

66 a、68 a 上面

66 b、68 b 底面

70 ベース支持要素

72 側面支持部分

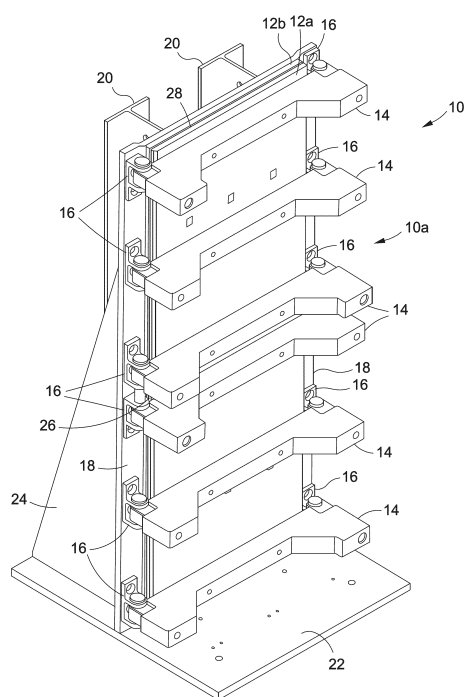
74 端部荷重要素

50

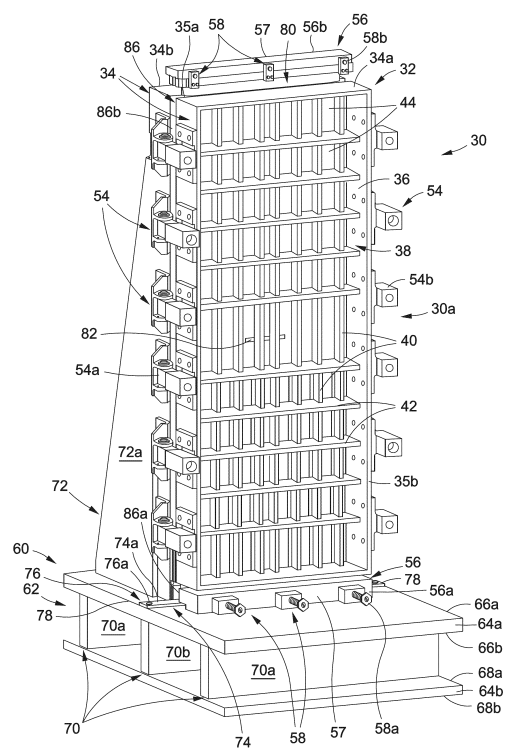
7 6	取付け要素	
7 6 a	ねじ	
7 8	端部	
8 0	試験片	
8 2	切欠き部分	
8 4	場所	
8 6	間隙	
8 8	グリップ板	
9 0	取付け要素	
9 2	荷重レベリングデバイス	10
9 4、9 6	矢印	
1 0 0	システム	
1 0 1	設定位置	
1 0 2	圧縮機	
1 0 4	上部プラテン	
1 0 6	下部プラテン	
1 0 7	荷重セル	
1 0 8	フレーム	
1 1 0	試験機コントローラ	
1 1 2	接続要素	20
1 1 4	処理ユニット	
1 1 6	コンピュータ	
1 2 0	光学歪み測定システム	
1 2 2	光学デバイス	
1 2 4	カメラ	
1 2 6	光学測定値	
1 2 6 a	上部水平光学測定値	
1 2 6 b	下部水平光学測定値	
1 2 7	歪みデータ	
1 3 6	スロット	30
1 3 8	開口	
1 4 0	円形要素	
1 4 2	整列部分	
1 4 4	リンク部材	
1 4 6	脚	
1 5 0	中心線	
1 5 1	距離	
1 5 2	場所	
1 5 6	荷重平衡	
2 0 0	飛行体	40
2 0 0 a	航空機	
2 0 2	胴体	
2 0 4	機首	
2 0 6	操縦席	
2 0 8	翼	
2 1 0	推進ユニット	
2 1 2	尾部	
2 1 4	垂直尾翼部分	
2 1 6	水平尾翼部分	
2 1 8	構造	50

2 2 0 パネル

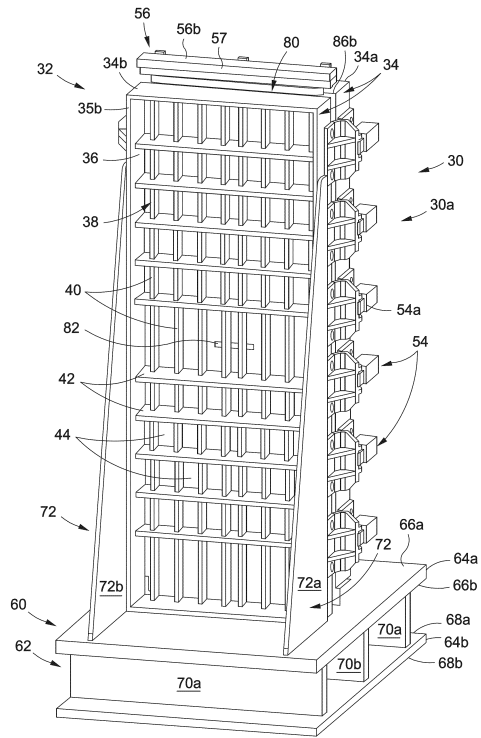
【圖 1】



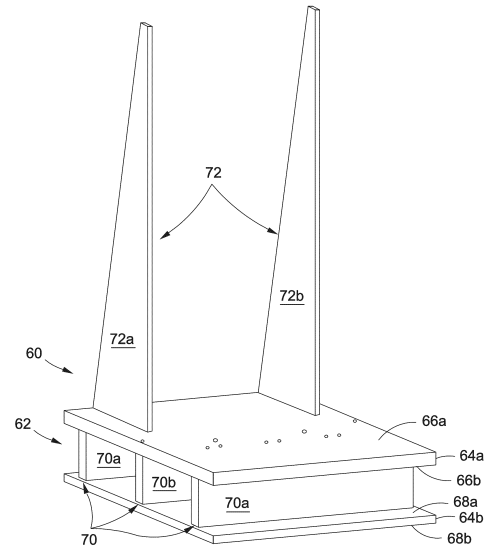
【 図 2 A 】



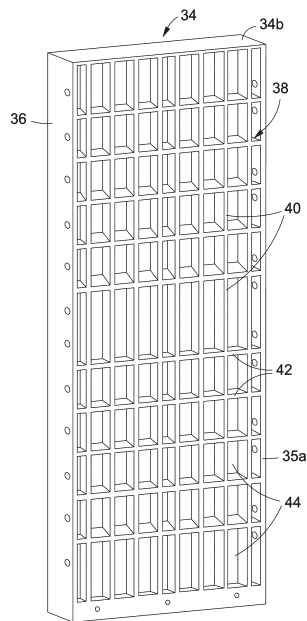
【図 2 B】



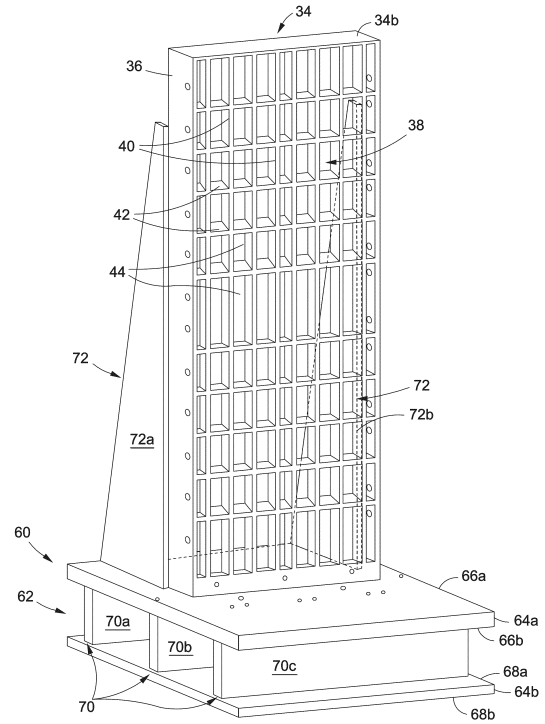
【図 2 C】



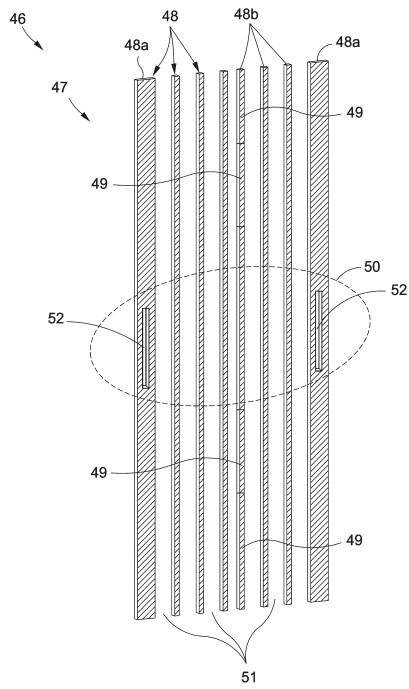
【図 2 D】



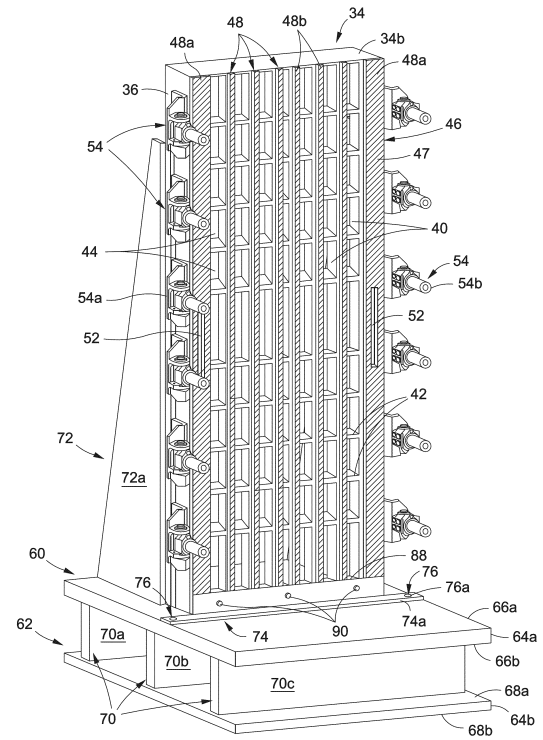
【図 2 E】



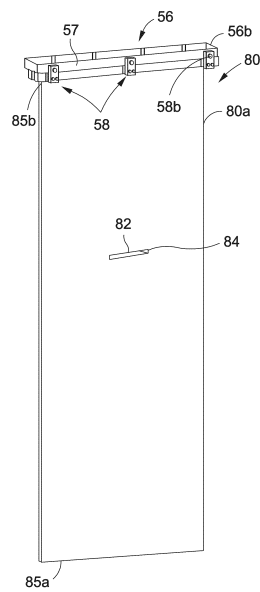
【図 2 F】



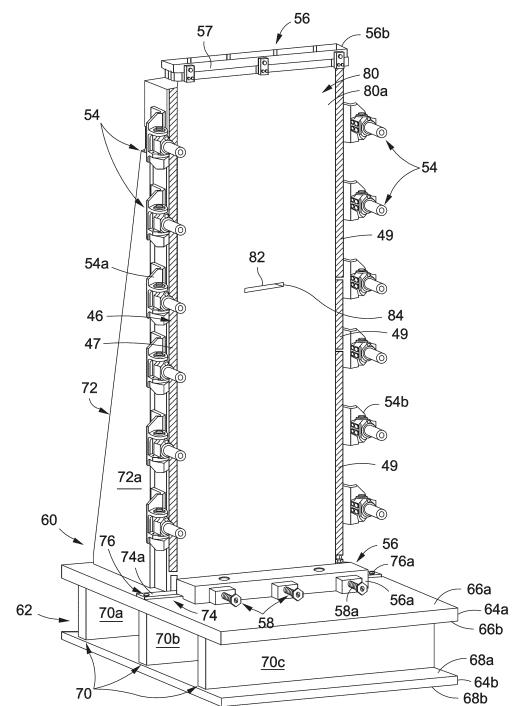
【図 2 G】



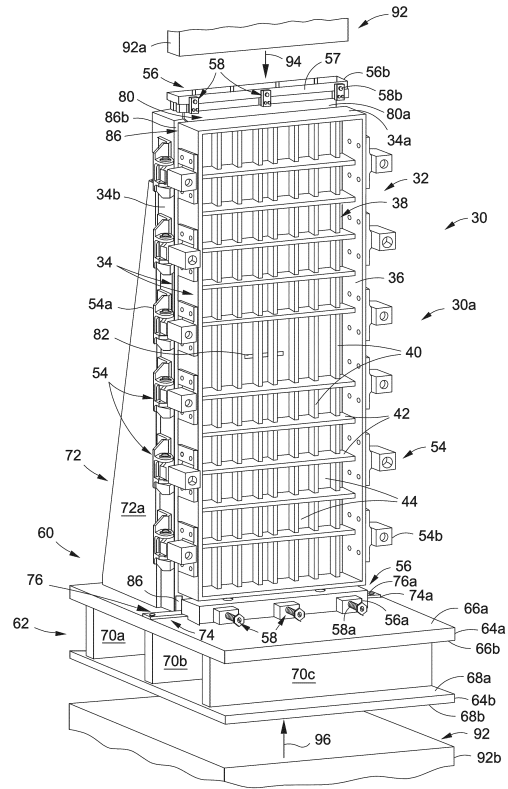
【図 2 H】



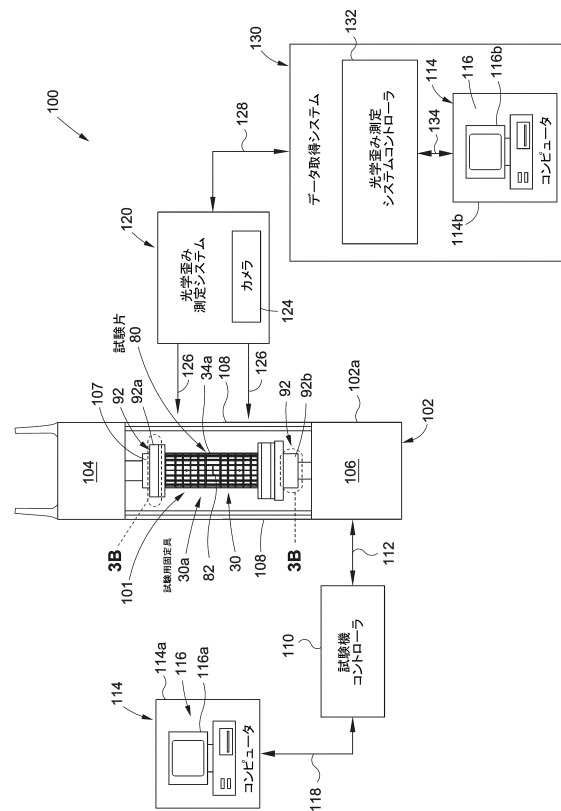
【図 2 I】



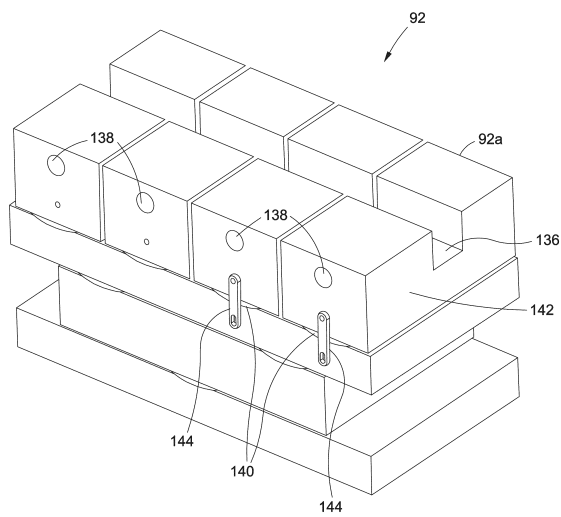
【図 2 J】



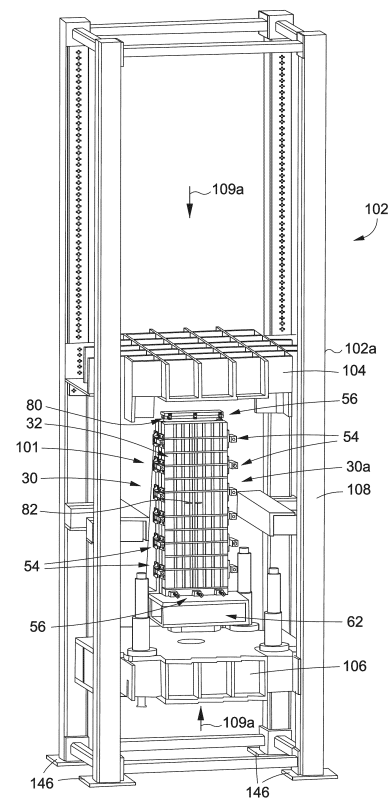
【図 3 A】



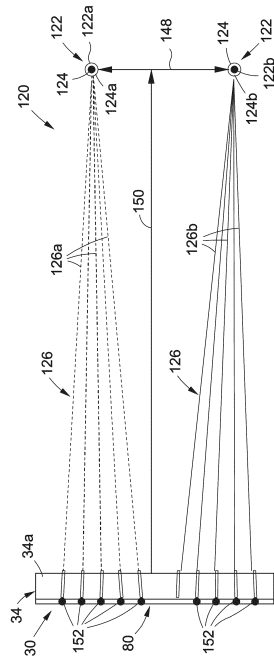
【図 3 B】



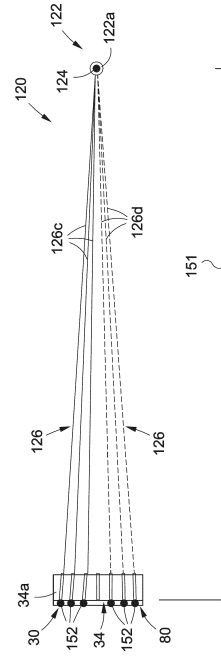
【図 3 C】



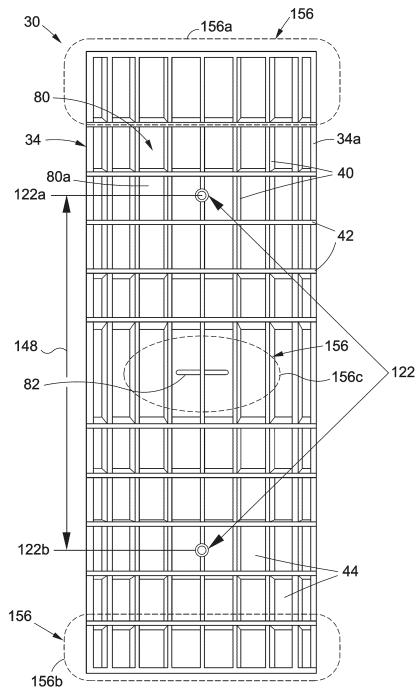
【図 4 A】



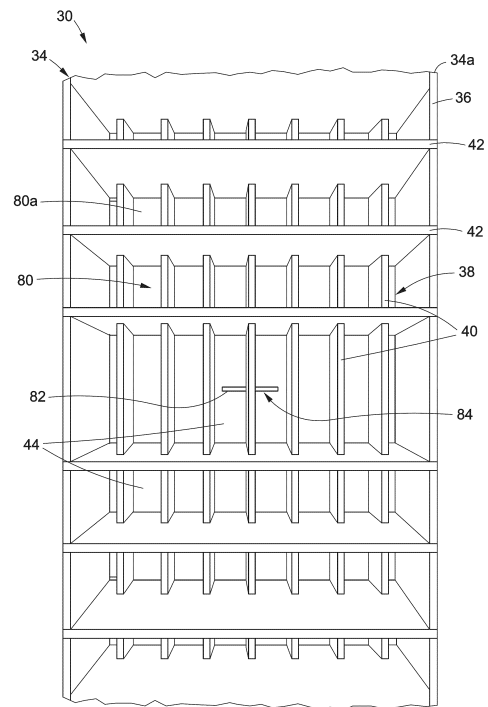
【図 4 B】



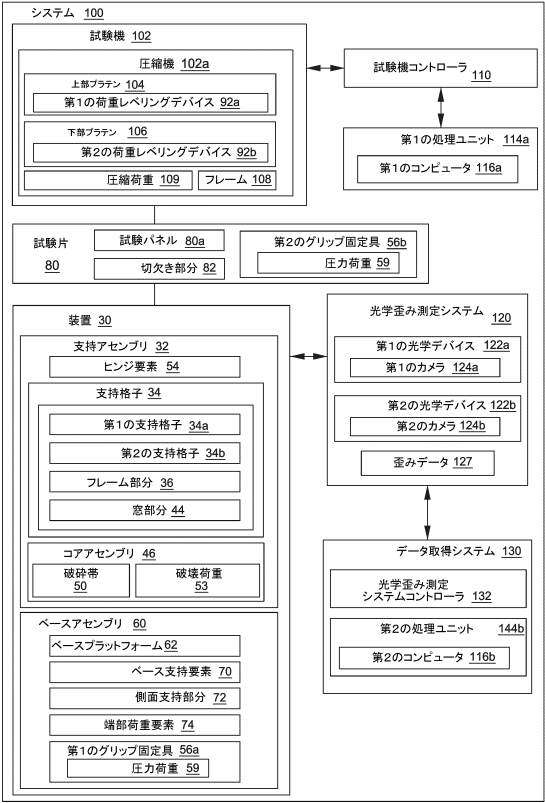
【図 4 C】



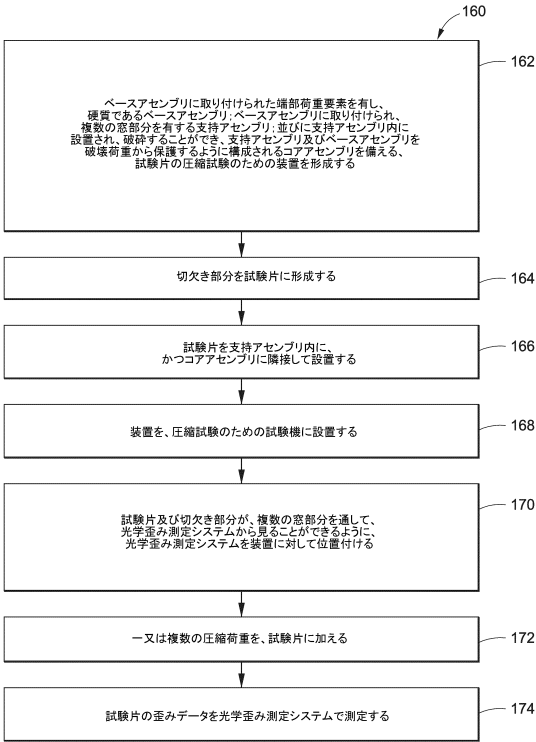
【図 4 D】



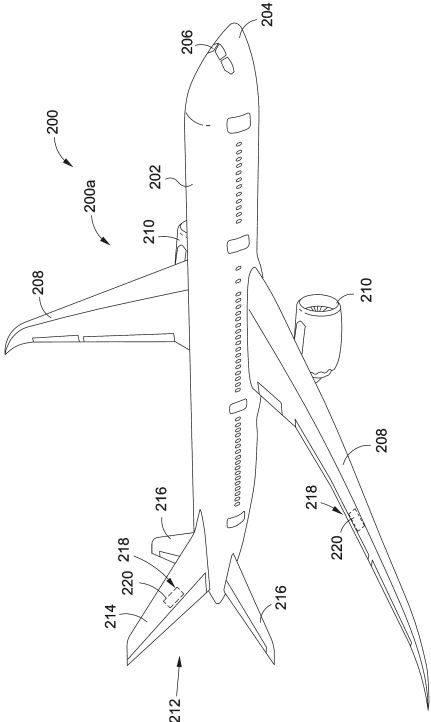
【図 5】



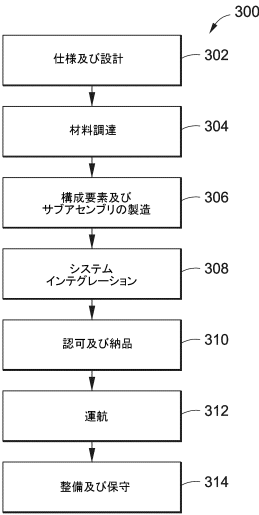
【図 6】



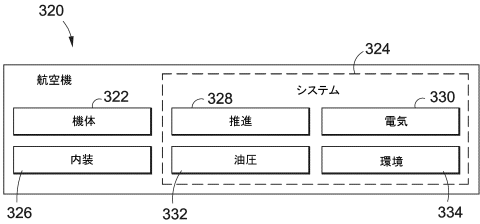
【図 7】



【図 8】



【図 9】



フロントページの続き

(72)発明者 グリース, ケネス エイチ.
アメリカ合衆国 ワシントン 98031, ケント, 125番 コート サウスイースト 2
2229

審査官 本村 眞也

(56)参考文献 米国特許第05297441(US, A)
米国特許第03559473(US, A)
米国特許第02368900(US, A)
国際公開第2013/117779(WO, A1)
独国特許出願公開第102008050652(DE, A1)
特開2000-065674(JP, A)
特開平07-151515(JP, A)
特開2006-078345(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
G01N 3/00 - 3/62
B64C 3/26