

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2019年1月17日(17.01.2019)



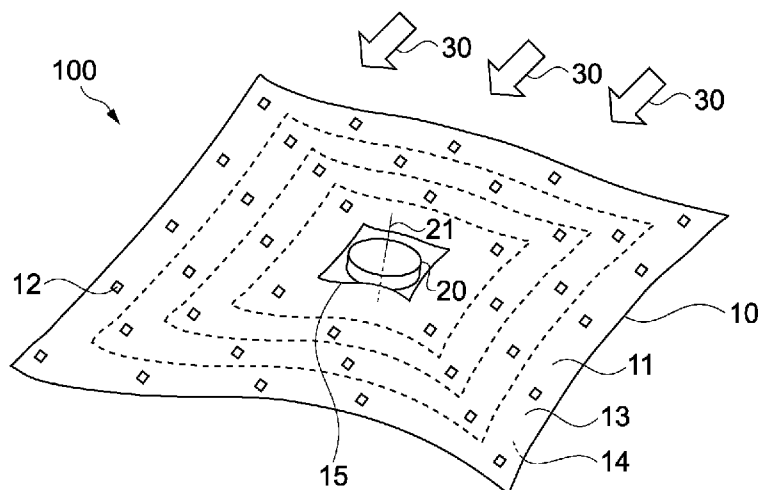
(10) 国際公開番号

WO 2019/012755 A1

- (51) 国際特許分類:
B64G 1/44 (2006.01) *H02S 10/40* (2014.01)
B64G 1/24 (2006.01) *H02S 30/00* (2014.01)
H01L 31/0445 (2014.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2018/013902
- (22) 国際出願日: 2018年3月30日(30.03.2018)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:
特願 2017-135449 2017年7月11日(11.07.2017) JP
- (71) 出願人: 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY) [JP/JP]; 〒1828522 東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 森 治(MORI, Osamu); 〒2525210 神奈川県相模原市中央区由野台3-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所内 Kanagawa (JP). ボーデン ラルフ クリスチアン(BODEN, Ralf Christian); 〒2525210 神奈川県相模原市中央区由野台3-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所内 Kanagawa (JP). エルナンド アジュソ ハビエル(HERNANDO-AYUSO, Javier); 〒2525210 神奈川県相模原市中央区由野台3-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所内 Kanagawa (JP).
- (74) 代理人: 大森 純一(OMORI, Junichi); 〒1070052 東京都港区赤坂7-5-47 U & M 赤坂ビル2F Tokyo (JP).
- (81) 指定国(表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ,

(54) Title: SHEET-LIKE STRUCTURE, SHAPE ESTIMATION METHOD, AND SPACECRAFT

(54) 発明の名称: シート状構造体、形状推定方法、及び宇宙機



(57) Abstract: [Problem] To provide a sheet-like structure which allows the sheet-like shape thereof to be estimated with a high degree of precision. [Solution] This sheet-like structure is equipped with a sheet-like member and a plurality of detection sensors. The sheet-like member extends along the in-plane direction perpendicular to the thickness direction, and receives incident light. The plurality of detection sensors are dispersedly arranged along the in-plane direction on the sheet-like member, and are for detecting, at each location thereof, the angle of incidence of the light on the sheet-like member.

(57) 要約: 【課題】シート状の形状を高精度に推定することが可能なシート状構造体を提供する。【解決手段】シート状構造体は、シート状部材と、複数の検出センサと、を具備する。前記シート状部材は、厚さ方向に直交する面内方向に沿って延び、光が入射する。前記複数の検出センサは、前記シート状部材に前記面内方向に沿って分散して配置され、各配置位置における前記光の前記シート状部材に対する入射角を検出するためのセンサである。

BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

- (84) 指定国(表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

- 一 国際調査報告(条約第21条(3))

明 細 書

発明の名称：シート状構造体、形状推定方法、及び宇宙機

技術分野

[0001] 本発明は、シート状構造体、形状推定方法、及び宇宙機に関する。

背景技術

[0002] シート状の部材は、様々な技術分野で多様な用途に用いられている。例えば、非特許文献1には、ソーラーセイル「IKAROS」について記載されている。ソーラーセイルは、太陽光を受けるセイルを有する宇宙帆船であり、セイルが太陽光から受ける輻射圧を推進力として宇宙空間を航行する。

[0003] このセイルは、シート状の薄膜を宇宙空間で展張することにより構成される。展張されたセイルは、面積がおよそ200m²の大規模な構造体となる。このように太陽光を受ける膜面の面積を広くすることで、ソーラーセイルに作用する輻射圧が増大し、航行に必要な推進力が得られる。

先行技術文献

非特許文献

[0004] 非特許文献1：森治、川口淳一郎（他11名）著 「IKAROSの開発およびミッション概要」 日本航空宇宙学会誌 第60巻 第8号 283～289ページ （2012年8月）

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0005] しかしながら、シート状の部材はたわみやすいなどの問題がある。例えば、非特許文献1に記載のソーラーセイルでは、展張されたセイルに対して、その形状に応じた輻射圧が作用する。例えばセイルのたわみ等によりセイルの形状が想定した形状と異なっている状態では、意図しない方向に輻射圧が作用してソーラーセイルの姿勢等がずれるといった可能性が生じる。このため、展張されたセイルの形状を把握することが重要となる。

[0006] 例えば非特許文献1には、宇宙機本体に設置されたモニタカメラや宇宙機

本体から分離する分離カメラが記載されている。ソーラーセイルでは、モニタカメラや分離カメラを用いてセイルの画像を撮影することにより、セイルの展張状態を確認することができる。しかしながら、カメラを用いてセイルを撮影する方法では、撮影できる範囲等に制限があるため、セイルの凹凸等の形状を精度よく把握することが難しい場合があり得る。

[0007] 上記の事情に鑑み、本発明の目的は、シート状の形状を高精度に推定することが可能なシート状構造体、形状推定方法、及び宇宙機を提供することにある。

課題を解決するための手段

[0008] 上記目的を達成するため、本発明の一形態に係るシート状構造体は、シート状部材と、複数の検出センサと、を具備する。

前記シート状部材は、厚さ方向に直交する面内方向に沿って延び、光が入射する。

前記複数の検出センサは、前記シート状部材に前記面内方向に沿って分散して配置され、各配置位置における前記光の前記シート状部材に対する入射角を検出するためのセンサである。

[0009] このシート状構造体では、光が入射するシート状部材に、シート状部材の面内方向に沿って複数の検出センサが分散して配置される。各検出センサの検出結果から、各検出センサの配置位置におけるシート状部材に対する光の入射角が検出される。これにより、シート状の形状を高精度に推定することが可能となる。

[0010] 前記光が太陽光を含んでもよい。この場合、前記複数の検出センサは、薄膜太陽電池を含んでもよい。

例えば薄膜太陽電池を用いることで、太陽光の入射角を容易に検出することが可能となり、シート状の形状を容易に推定することが可能となる。

[0011] 前記複数の検出センサは、温度センサを含んでもよい。

例えば温度センサを用いることで、光の入射角を容易に検出することが可能となり、シート状の形状を容易に推定することが可能となる。

[0012] 本発明の一形態に係る形状推定方法では、光が入射するシート状構造体の基準面を設定する。

前記光の前記基準面に対する入射方向に関する第1の情報が取得される。

前記入射方向が互いに異なる2以上の状態で、前記シート状構造体に分散して配置された複数の検出位置における前記光の前記シート状構造体に対する入射角に関する第2の情報が取得される。

前記2以上の状態における前記第1及び前記第2の情報に基づいて、前記シート状構造体の形状が推定される。

[0013] この形状推定方法では、光のシート状構造体の基準面に対する入射方向に関する第1の情報と、複数の検出位置における光のシート状構造体に対する入射角に関する第2の情報とが取得される。基準面に対する入射方向が互いに異なる2以上の状態で取得された第1及び第2の情報を用いることで、シート状の形状を高精度に推定することが可能となる。

[0014] 前記形状推定方法では、前記シート状構造体の前記複数の検出位置の各々について、前記基準面に直交する直交方向の位置を推定することで、前記シート状構造体の形状を推定してもよい。

これにより、シート状構造体の形状を基準面に直交する方向の成分から推定することが可能となる。この結果、形状の推定に要する演算量等が抑制され演算速度が向上する。

[0015] 前記形状推定方法では、前記シート状構造体の形状をモニタリングしてもよい。

これにより、例えばシート状構造体の形状をリアルタイムで監視することが可能となる。

[0016] 本発明の一形態に係る宇宙機は、シート状構造体と、前記シート状構造体に接続される本体と、を具備する。

前記シート状構造体は、シート状部材と、複数の検出センサと、を具備する。

前記シート状部材は、厚さ方向に直交する面内方向に沿って延び、光が入

射する。

前記複数の検出センサは、前記シート状部材に前記面内方向に沿って分散して配置され、各配置位置における前記光の前記シート状部材に対する入射角を検出するためのセンサである。

[0017] 前記光が太陽光を含んでもよい。この場合、前記本体は、前記太陽光の入射方向を検出する太陽センサを有してもよい。

発明の効果

[0018] 本発明によれば、シート状の形状を高精度に推定することが可能なシート状構造体、形状推定方法、及び宇宙機を提供することができる。

図面の簡単な説明

[0019] [図1]本発明の一実施形態に係るセイルを備えた宇宙機の斜視図である。

[図2]薄膜太陽電池の構成例を示す模式図である。

[図3]薄膜太陽電池の電圧出力と入射角 β との関係を示すグラフである。

[図4]平面上に展張されたセイルを示す模式図である。

[図5]温度センサの構成例を示す模式図である。

[図6A]ゴッサマー構造体の構成例を示す模式図である。

[図6B]ゴッサマー構造体の構成例を示す模式図である。

発明を実施するための形態

[0020] 以下、図面を参照しながら、本発明の実施形態として、シート状構造体の一例であるソーラーセイルについて説明する。また、光は太陽光として説明する。なお、本発明は下記の実施形態によって限定的に解釈されるものではない。

[0021] 1. セイルの構成

図1は、本発明の一実施形態に係るセイル10を備えた宇宙機100の斜視図である。図1に示すように、宇宙機100は、セイル10と、宇宙機本体20とを有する。宇宙機100は、セイル10を展張して宇宙空間を航行するソーラーセイルである。本実施形態では、セイル10は、シート状構造体に相当する。

- [0022] 図1に示すように、セイル10は、シート状部材11と、複数の検出センサ12とを有する。シート状部材11は、厚さ方向に直交する面内方向に沿って延び、柔軟性を有するシート状である。従ってシート状部材11は、容易に曲げることが可能な薄く広い面を有する。図1では、シート状部材11のたわみや凹凸等の立体的な形状が点線により模式的に図示されている。
- [0023] シート状部材11は、表面13と、裏面14と、開口部15とを有する。表面13は、太陽に向けられ、太陽光30が入射する面である。なお図1では、表面13に入射する太陽光30が矢印により模式的に図示されている。
- [0024] 裏面14は、シート状部材11の太陽光30が入射する側とは反対側の面である。従って、シート状部材11の厚さ方向は表面13及び裏面14に直交する方向であり、面内方向は表面13及び裏面14に沿った方向である。開口部15は、シート状部材11の中央に配置される。開口部15には、宇宙機本体20が設置される。
- [0025] シート状部材11を平面上に展張した場合、シート状部材11の平面形状は、略正方形となる（図4参照）。正方形の一辺の長さは、例えば約14mとなるように設定される。この場合、正方形の面積は約200m²となる。またシート状部材11の厚さは、数マイクロメートルに設定される。これにより、大規模な構造でありながら軽量のセイル10を実現することが可能となる。シート状部材11の平面形状、サイズ、及び厚さ等に係らず本発明は適用可能である。
- [0026] シート状部材11としては、例えば宇宙環境で展張可能なポリイミド樹脂等の薄膜が用いられる。またシート状部材11にはアルミニウムが蒸着されており、太陽光30を反射することが可能である。これにより、シート状部材11は太陽光30による輻射圧を効率的に受けることが可能となり、十分な推進力を生み出すことが可能となる。シート状部材11の具体的な構成は限定されず、例えば太陽光30による輻射圧を受けることが可能な任意の構成が用いられてよい。
- [0027] 複数の検出センサ12は、太陽光30のシート状部材11に対する入射角

を検出するためのセンサである。複数の検出センサ 12 は、シート状部材 11 の表面 13 上に、表面 13 に沿って分散して配置される。例えば複数の検出センサ 12 は、センサの密度が偏らないように所定の間隔をあけて分散して配置される。もちろん、シート状部材 11 の構成等に応じて、各検出センサ 12 の配置位置等が適宜設定されてもよい。

[0028] 本実施形態では、検出センサ 12 として、薄膜太陽電池が用いられる。薄膜太陽電池は、例えば厚さが数十マイクロメートルの a-Si（アモルファスシリコン）セル等を用いて構成される。このような薄い素子を用いることで、シート状部材 11 にかかる負荷等を十分に抑制することが可能となり、例えばシート状部材 11 を適正に展張することが可能となる。

[0029] 図 2 は、薄膜太陽電池 40 の構成例を示す模式図である。薄膜太陽電池 40（検出センサ 12）は、太陽光 30 が入射する入射面 41 と、入射面 41 の反対側の背面 42 とを有する。薄膜太陽電池 40 は、入射面 41 と背面 42 とが互いに略平行となるように構成され、背面 42 をシート状部材 11 の表面 13 に向けて配置位置 P（図中の黒丸）に配置される。

[0030] 配置位置 P では、薄膜太陽電池 40 の入射面 41 に直交する方向とシート状部材 11 の表面 13 に直交する方向とが略同じ方向となる。すなわち、薄膜太陽電池 40 の入射面 41 での法線方向が、その配置位置 P におけるシート状部材 11 の表面 13 の法線方向と略平行となる。図 2 では、配置位置 P でのシート状部材 11 の表面 13 の法線方向が、局所法線ベクトル n を用いて示されている。

[0031] 図 2 に示すように、配置位置 P における太陽光 30 のシート状部材 11 に対する入射角は、配置位置 P での局所法線ベクトル n と太陽ベクトル S とが成す角度となる。ここで太陽ベクトル S とは、配置位置 P から見た太陽の方向を表す単位ベクトルである。従って太陽光 30 は太陽ベクトル S と平行な方向に沿って入射することになる。

[0032] 配置位置 P に配置された薄膜太陽電池 40 の入射面 41 には、配置位置 P における太陽光 30 のシート状部材 11 に対する入射角と略等しい角度で太

陽光 30 が入射する。以下では、シート状部材 11 及び薄膜太陽電池 40 に入射する太陽光 30 の入射角を、同じ符号 β を用いて入射角 β と記載する。

[0033] 図 3 は、薄膜太陽電池 40 の電圧出力と入射角 β との関係を示すグラフである。図 3 の横軸は、薄膜太陽電池 40 の入射面 41 に対する入射角 β である。また縦軸は、薄膜太陽電池 40 から出力される電圧 V である。

[0034] 薄膜太陽電池 40 からは、入射角 β に応じた電圧 V が出力される。具体的には、薄膜太陽電池 40 の電圧 V は、 $\cos(\beta)$ に比例した値となる。従って図 3 に示すように、薄膜太陽電池 40 に直交する方向 ($\beta = 0^\circ$) から太陽光 30 が入射した場合に、電圧 V は最大となる。また薄膜太陽電池 40 に平行な方向 ($\beta = 90^\circ$) から太陽光 30 が入射した場合に、電圧 V はゼロとなる。

[0035] 例えば、薄膜太陽電池 40 から出力される電圧 V と入射角 β との関係を予め測定して記憶しておく。この電圧 V と入射角 β との関係を参照することで、薄膜太陽電池 40 の電圧 V ($\propto \cos(\beta)$) から、当該薄膜太陽電池 40 に入射する太陽光 30 の入射角 β を検出することが可能である。すなわち、薄膜太陽電池 40 の電圧 V から、その配置位置 P における太陽光 30 のシート状部材 11 に対する入射角 β を検出することが可能である。

[0036] 図 1 に示すように、宇宙機本体 20 は、中心軸 21 に沿って延びる円柱状である。宇宙機本体 20 は、セイル 10 の開口部 15 に配置される。宇宙機本体 20 とセイル 10 とは、図示しないテザー及びハーネスを介して機械的及び電氣的に接続される。宇宙機本体 20 は、太陽センサ、姿勢制御機構、及び形状推定処理部を有する（いずれも図示省略）。

[0037] 太陽センサ（光センサ）は、太陽光 30 の入射方向を検出する。すなわち太陽センサは、宇宙機から見た太陽の方向を検出する。太陽センサの具体的な構成等は限定されず、例えば太陽光 30 の入射方向を検出可能な任意のセンサが用いられてよい。

[0038] 姿勢制御機構は、宇宙機の姿勢を制御するためのスラスト等により構成される。宇宙機本体 20 は、姿勢制御機構を用いて中心軸 21 を基準に回転運

動を行なうことが可能である。宇宙機 100 では、この回転運動により発生する遠心力を用いて大型のセイル 10 が展開・展張される。従って宇宙機 100 は、セイル 10 を展張した状態で中心軸 21 を基準に回転しながら宇宙空間を航行することになる。

[0039] 形状推定処理部は、複数の検出センサ 12 や太陽センサからの出力を取得する。形状推定処理部は、取得したデータに基づいて、後述するセイル 10 の形状を推定する処理等を実行可能である。また形状推定処理部は、通信アンテナを介して地上の管制システム等との通信を行なってもよい。形状推定処理部としては例えばコンピュータを用いることができ、宇宙機 100 の各部の動作は当該コンピュータにより適宜制御されてもよい。

[0040] 図 4 は、平面上に展張されたセイル 10 を示す模式図である。図 4 では、宇宙機本体 20 の中心軸 21 に直交する平面に沿って、2 次元的に展張されたセイル 10（シート状部材 11）が図示されている。この 2 次元的に展張されたセイル 10 を含む面が、セイル 10 の基準面 16 に設定される。言い換えれば、宇宙機本体 20 の中心軸 21 に直交するように 2 次元的にセイル 10 を展張した面が基準面 16 として設定される。なお基準面 16 を設定する方法等は限定されず、セイル 10 の構成等に応じて適宜基準面 16 が設定されてよい。

[0041] 宇宙機 100 では、宇宙機本体 20 の中心軸 21 と基準面 16 とが交わる点を原点 O として、互いに直交する X 軸、Y 軸、及び Z 軸が設定される。すなわち、XY 平面が基準面 16 となり、Z 軸と平行な方向が基準面 16 に直交する方向となるように各軸が設定される。なお、基準面 16 や XYZ 軸の原点 O 等を設定する方法は限定されず、例えばセイル 10 の構成等に応じて適宜設定されてよい。

[0042] 上記したように太陽センサにより、太陽光 30 の入射方向が検出される。本実施形態では、太陽センサにより、セイル 10 の基準面 16 に設定された XYZ 座標での太陽ベクトル $S = (s_x, s_y, s_z)^T$ が検出される。ここで上付きの添え字 "T" はベクトルの転置を表す。

[0043] 図4に示すように、太陽ベクトル S は、太陽光30の基準面16に対する入射角（基準入射角 β_b ）と、方位角 ϕ とを用いて表すことが可能である。基準入射角 β_b は、基準面16の法線方向を表す基準法線ベクトル n_b と太陽ベクトル S とが成す角度である。また方位角 ϕ は、太陽ベクトル S の基準面16に平行な成分と X 軸とが成す角度であり、太陽ベクトル S の XY 平面における方位を表す角度である。

[0044] 太陽センサは、例えば太陽光30の基準入射角 β_b 及び方位角 ϕ を検出することで、太陽ベクトル S を検出する。もちろん太陽ベクトル S の XYZ の各成分が直接検出されてもよい。この他、太陽光30の基準面16に対する入射方向を検出可能な任意の方法が用いられてよい。本実施系形態では、基準入射角 β_b 及び方位角 ϕ は、太陽光30の基準面に対する入射方向に関する第1の情報に含まれる。

[0045] 一般に、太陽と宇宙機100との間の距離は十分に離れている。このため、セイル10に入射する太陽光30は略平行光と見做すことができる。従って、太陽ベクトル S は、セイル10の位置に係らず一定となる。

[0046] 一方で実際の宇宙機100では、セイル10の形状は、図1に示すようにたわみ等の3次元的な凹凸を含む形状となる。従って、セイル10上の各位置における法線方向はセイル10の形状に応じた方向を向くことになる。

[0047] 図4には、セイル10が3次元的な形状を有する場合の部分領域17と、当該部分領域17における局所法線ベクトル n とが模式的に図示されている。部分領域17に入射する太陽光30の入射角 β は、局所法線ベクトル n と太陽ベクトル S との成す角度である。従って部分領域17での入射角 β は、局所法線ベクトル n の向きに応じた角度となる。

[0048] このようにセイル10上の各位置における太陽光30のセイル10（シート状部材11）に対する入射角 β は、各位置での形状に応じた角度となる。以下では、各位置における入射角 β を局所入射角 β と記載する。

[0049] このように、セイル10上の各配置位置 P に配置された検出センサ12の出力（薄膜太陽電池40の電圧 V ）を取得することにより、各配置位置 P に

おける局所入射角 β が検出される。本実施形態では、複数の検出センサ 12 からの出力は、シート状構造体に分散して配置された複数の検出位置における太陽光のシート状構造体に対する入射角に関する第 2 の情報に含まれる。

[0050] 2. セイル 10 の形状推定

本実施形態では、セイル 10 の基準面 16 を基準とした X Y Z 座標系を用いてセイル 10 の形状を表す。以下では、セイル 10 の面内方向の変形は無視できるものと仮定する。従ってセイル 10 の面内方向に直交する方向（Z 軸方向）の変形を推定することにより、セイル 10 の形状が推定される。以下では、正形状のセイルの一辺の長さを L と記載する。

[0051] セイル 10（シート状部材 11）の入射面 41 上の任意の点 r は X Y Z 座標系を用いて $r = (x, y, z)^T$ と表される。M o n g e 形式のパッチを用いると、点 r は以下のように書き換えられる。

[0052] [数1]

$$r(\xi, \eta) = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \equiv \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ z(\xi, \eta) \end{pmatrix}, (\xi, \eta) \in [-1, 1] \times [-1, 1]$$

... (1)

[0053] ここで、 ξ 及び η は、点 r の X 成分及び Y 成分に対応するパラメータである。なお ξ 及び η は、セイル 10 の一辺 L の半分の長さ（ $L/2$ ）により正規化された値であり、ともに -1 から 1 までの値となるように設定される。M o n g e 形式では、式 (1) に示すように、点 r の Z 成分である z が ξ 及び η の関数として $z(\xi, \eta)$ と書き換えられる。従って、セイル 10 上の点 r は、 ξ 及び η の関数 $r(\xi, \eta)$ と見做することが可能となる。

[0054] 式 (1) に示す書き換え、すなわち $r(x, y, z)$ から $r(\xi, \eta)$ へのパラメータ表示では、 ξ 及び η に関する r の偏微分が線形独立な関係となる。具体的には、各パラメータ ξ 及び η による r についての偏微分は以下のように表される。

[0055]

[数2]

$$\mathbf{r}_\xi = \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \xi} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ \frac{\partial z}{\partial \xi} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{r}_\eta = \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \eta} = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ \frac{\partial z}{\partial \eta} \end{pmatrix}$$

... (2)

[0056] $\mathbf{r}$ についての偏微分 $\mathbf{r}_\xi$ 及び $\mathbf{r}_\eta$ は、点 $\mathbf{r}$ でセイル 10 に接する面（接平面）に平行なベクトルを表す。この接平面に直交する方向が、点 $\mathbf{r}$ での法線方向となる。従って点 $\mathbf{r}$ での局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ は、 $\mathbf{r}$ についての偏微分 $\mathbf{r}_\xi$ 及び $\mathbf{r}_\eta$ のベクトル積（ $\mathbf{r}_\xi \times \mathbf{r}_\eta$ ）を用いて、以下のように表される。

[0057] [数3]

$$\mathbf{n} = \frac{\mathbf{r}_\xi \times \mathbf{r}_\eta}{\|\mathbf{r}_\xi \times \mathbf{r}_\eta\|} = \frac{\left(-\frac{\partial z}{\partial \xi}, -\frac{\partial z}{\partial \eta}, 1\right)^T}{\sqrt{1 + \left(\frac{\partial z}{\partial \xi}\right)^2 + \left(\frac{\partial z}{\partial \eta}\right)^2}}$$

... (3)

[0058] 式（3）に示すように、局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ は、ベクトル積の絶対値 $\|\mathbf{r}_\xi \times \mathbf{r}_\eta\|$ により規格化された単位ベクトルとなる。また局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ は、 ξ 及び η に関する $z(\xi, \eta)$ の偏微分により表される。

[0059] セイル 10 の Z 成分（ $z(\xi, \eta)$ ）について、 ξ 及び η に関するべき級数展開を考える。セイル 10 の中心 $\mathbf{r}(0, 0)$ を基準として、無限級数として展開すると、 $z(\xi, \eta)$ は、以下の式で表される。

[0060] [数4]

$$z(\xi, \eta) = \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{\ell=0}^k \tilde{a}_{k\ell} \frac{1}{k!} \binom{k}{\ell} \xi^k \eta^{\ell-k}$$

... (4)

[0061] なお式（4）の右辺における“ $\binom{k}{\ell}$ ”は二項係数を表し、例えば $(1 + \alpha)^k$ の展開における α^ℓ の項の係数を表す。式（4）式において展開される次数の最大値 $k_{\max}$ を設定し、 $k_{\max}$ より大きい次数を切り捨てることが可能である。最大値 $k_{\max}$ を設定する方法等は限定されず、例えば要求される計算精度等に応じて適宜設定されてよい。式（4）における総和を書き直し、展開係数を改め

て定義すると、セイル10のZ成分 $z(\xi, \eta)$ は以下のように表される。

[0062] [数5]

$$z(\xi, \eta) \simeq \sum_{k=0}^{k_{\max}} h_k(\xi, \eta) a_k = \mathbf{h}^\top(\xi, \eta) \mathbf{a} \quad \dots (5)$$

[0063] 式(5)に示すように、 $z(\xi, \eta)$ は、 ξ 及び η に関するベクトル $\mathbf{h}^\top(\xi, \eta)$ と、展開係数 a_k に関するベクトル $\mathbf{a}$ との内積 $\mathbf{h}^\top(\xi, \eta) \mathbf{a}$ を用いて表すことが可能となる。なお、ベクトル $\mathbf{h}^\top(\xi, \eta)$ は、具体的には以下の式で表される。

[0064] [数6]

$$\mathbf{h}(\xi, \eta) = \left(1, \xi, \eta, \xi^2, 2\xi\eta, \eta^2, \xi^3, 3\xi^2\eta, 3\xi\eta^2, \dots \right)^\top \quad \dots (6)$$

[0065] このように、式(5)を用いることで、セイル10の形状(点rのZ成分)を展開係数であるベクトル $\mathbf{a} = (a_0, a_1, a_2, a_3, \dots)^\top$ により表すことが可能である。言い換えれば、展開係数 $\mathbf{a}$ を具体的に算出することで、セイル10の形状を推定することが可能となる。

[0066] 上記したように、局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ を表す式(3)は、 ξ 及び η に関する $z(\xi, \eta)$ の偏微分により表すことが可能である。例えば式(5)に示す $z(\xi, \eta)$ を偏微分することで、局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ を表すとする。この場合、 ξ 及び η に関する $z(\xi, \eta)$ の偏微分は、以下のようにシンプルな形式で表すことが可能である。

[0067] [数7]

$$\frac{\partial z}{\partial \xi} = \mathbf{h}_\xi^\top \mathbf{a}, \quad \frac{\partial z}{\partial \eta} = \mathbf{h}_\eta^\top \mathbf{a} \quad \dots (7)$$

[0068] ここで、 $\mathbf{h}_\xi^\top$ 及び $\mathbf{h}_\eta^\top$ は、 ξ 及び η に関する $\mathbf{h}^\top(\xi, \eta)$ の偏微分を表す。 $\mathbf{h}_\xi^\top$ 及び $\mathbf{h}_\eta^\top$ は、具体的には以下の式で表される。

[0069]

[数8]

$$\mathbf{h}_\xi = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \xi} = \left(0, 1, 0, 2\xi, 2\eta, 0, 3\xi^2, 6\xi\eta, 3\eta^2, \dots \right)^\top$$

... (8)

[0070] [数9]

$$\mathbf{h}_\eta = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \eta} = \left(0, 0, 1, 0, 2\xi, 2\eta, 0, 3\xi^2, 6\xi\eta, \dots \right)^\top$$

... (9)

[0071] 従って、式(7)に示す ξ 及び η に関する $z(\xi, \eta)$ の偏微分を式(3)に代入することで、局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ を展開係数 $\mathbf{a}$ を含む形で表すことが可能となる。また局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ を用いることで、セイル10上の任意の点に入射する太陽光30のセイル10に対する局所入射角 β を表すことが可能である。

[0072] 図4で説明したように、セイル10上の点 $\mathbf{r}(x, y) = \mathbf{r}(x(\xi), y(\eta))$ における、太陽光30の局所入射角 β は、太陽ベクトル $\mathbf{S}$ と点 $\mathbf{r}$ での局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ との間の角度である。局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ と太陽ベクトル $\mathbf{S}$ との内積は、 $\mathbf{n} \cdot \mathbf{S} = |\mathbf{n}| |\mathbf{S}| \cos(\beta)$ となる。局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ 及び太陽ベクトル $\mathbf{S}$ は単位ベクトルであるため、各ベクトルの大きさは1である。従って、 $\mathbf{n} \cdot \mathbf{S} = \cos(\beta)$ となる。

[0073] 太陽光30の局所入射角 β の余弦、すなわち $\cos(\beta)$ は、式(3)に示す局所法線ベクトル $\mathbf{n}$ と、太陽ベクトル $\mathbf{S} = (s_x, s_y, s_z)^\top$ とを用いて、以下の式で表される。

[0074] [数10]

$$\cos \beta = \mathbf{n} \cdot \mathbf{s} = \frac{s_z - s_x \mathbf{h}_\xi^\top \mathbf{a} - s_y \mathbf{h}_\eta^\top \mathbf{a}}{\sqrt{1 + (\mathbf{h}_\xi^\top \mathbf{a})^2 + (\mathbf{h}_\eta^\top \mathbf{a})^2}}$$

... (10)

[0075] 式(10)に示すように、 $\cos(\beta)$ は、展開係数 $\mathbf{a}$ と太陽ベクトル $\mathbf{S}$ との関数となる。すなわち、セイル10上の各点での局所入射角 β が、展開

係数 a を含む関数として表される。なお太陽光 30 が入射する位置は ξ 及び η により表される。

[0076] 上記したように、宇宙機 100 では、太陽ベクトル S と、複数の検出センサ 12 の配置位置での局所入射角 β ($\cos(\beta)$) とが検出される。以下では、各検出センサ 12 が配置される配置位置を $P_i(x_i, y_i)$ と記載する。ここで下付の添え字 i は $i = 1 \dots N$ となる整数であり、各々の検出センサを示すインデックスである。 N はセイル 10 に配置される検出センサ 12 の総数である。また式 (10) に示す局所入射角 β と区別するために、 i 番目の検出センサ 12 により検出された太陽光 30 の入射角を " $*$ " を用いて局所入射角 β_i^* と記載する。

[0077] 展開係数 a は、式 (10) に示す $\cos(\beta_i)$ と、実際に検出された $\cos(\beta_i^*)$ との差が最小となるように定められる。すなわち、検出値である β_i^* との誤差が最小となる β_i が実現されるように、展開係数 $a = (a_0, a_1, a_2, a_3, \dots)^T$ が定められる。

[0078] 本実施形態では展開係数 a を求めるために、各検出センサの配置位置 P_i における、 $\cos(\beta_i)$ 及び $\cos(\beta_i^*)$ に関する最小二乗法が実行される。具体的には、以下に示す式を最小化する処理が実行される。

[0079] [数11]

$$\text{minimize } \sum_{i=1}^N (\cos \beta_i(a) - \cos \beta_i^*)^2 \quad \dots (11)$$

[0080] 式 (11) は、展開係数 a の関数である $\cos \beta_i(a)$ と検出値である $\cos(\beta_i^*)$ との差分の 2 乗について、すべての検出センサ 12 での総和を算出する式である。最小化処理では、この総和が最小となるように、展開係数 a が定められる。なお、式 (10) に示すように、 $\cos \beta_i(a)$ は、展開係数 a に対して非線形な関数である。従って最小化処理は、非線形の最小二乗法を扱う処理となる。

[0081] 最小化処理の具体的な方法等は限定されない。例えば、セイル 10 の Z 軸

方向の変位 ($z(\xi, \eta)$) が十分に小さく、セイル 10 の面積が十分に大きい場合には、 $\cos \beta(a)$ を展開係数 a に対して線形な関数として近似することが可能である。この近似を用いることで、最小化処理は線形な最小二乗法を扱う処理となる。この結果、例えば展開係数 a を解析的に計算することが可能となり、計算処理に要する時間を十分に短縮することが可能である。この他、展開係数 a を算出可能な任意の方法が適宜用いられてよい。

[0082] 異なる方向から太陽光 30 が入射した場合のデータを用いることで、展開係数 a を解決することが可能である。すなわち、太陽ベクトル S が互いに異なる状態での、太陽ベクトル S と各位置での局所入射角 β_i^* とを用いて最小化処理を行なうことで、展開係数 a を適正に算出することが可能である。

[0083] 本実施形態では、太陽光 30 の基準面 16 に対する太陽ベクトル S が互いに異なる 2 以上の状態で、セイル 10 に分散して配置された複数の検出センサ 12 の配置位置における太陽光 30 のセイル 10 に対する局所入射角 β_i^* に関する情報が取得される。そして、2 以上の状態における太陽ベクトル S に関する情報及び局所入射角 β_i^* に関する情報に基づいて、セイル 10 の形状が推定される。

[0084] 例えば、宇宙機 100 は回転運動によりセイル 10 を展張している。このためセイル 10 の基準面 16 から見た太陽の方向、すなわち宇宙機本体 20 に固定された XYZ 座標系での太陽ベクトル S は、時間とともに変化する。

[0085] 宇宙機 100 では、例えば所定のサンプリングレートで太陽ベクトル S 及び各位置での局所入射角 β_i^* がそれぞれ取得される。つまり互いに異なるタイミングで、太陽ベクトル S 及び局所入射角 β_i^* が含まれるデータセットが順次取得される。なお、各タイミングでデータセットが取得されている間のセイル 10 の形状の変化は無視できるものとする。

[0086] 以下では、所定のサンプリングレートで取得された各データセットを区別するためにインデックス j ($j = 1 \sim M$) を用いる。例えば、異なるタイミング j で取得された太陽ベクトル S 及び局所入射角 β_i^* は以下のように記載される。

[0087] [数12]

$$\mathbf{s}^j = \left(s_x^j, s_y^j, s_z^j \right)^T$$

$$\cos \beta_i^{j*}$$

[0088] 本実施系形態では、異なるタイミング j で取得された各データセットを用いて、式 (11) をもとに最小化処理が実行される。具体的には、最小化の対象となる式は以下のように表される。

[0089] [数13]

$$\text{minimize } \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M \left(\cos \beta_i^j(a) - \cos \beta_i^{j*} \right)^2$$

... (12)

[0090] 式 (12) において、データセットは少なくとも 2 回取得される。すなわちデータセットを取得する回数 M は $M \geq 2$ となるように適宜設定される。回数 M を増やすことで、例えば展開係数 a の算出精度を向上することが可能である。あるいは回数 M を減らすことで、最小化処理に要する時間や電力等を抑えることが可能である。

[0091] また上記したように、各タイミング j でデータセットを取得する間、セイル 10 の形状は変わらないものとする。すなわち、セイル 10 の形状を表す展開係数 a は、各データセットが取得されたタイミングに係らず一定である。

[0092] 式 (12) についての最小化処理が実行され、展開係数 a が算出される。算出された展開係数 a を式 (5) に代入することにより、各検出センサ 12 の配置位置 P_i でのセイル 10 の Z 軸方向の位置 $z(\xi, \eta)$ が算出される。この各配置位置 P_i での $z(\xi, \eta)$ から、セイル 10 の凹凸等を含む 3 次元形状が推定される。これにより、シート状の形状を高精度に推定することが可能となる。

[0093] このように本実施形態では、セイル 10 の複数の配置位置 P_i の各々について、基準面 16 に直交する直交方向の位置 $z(\xi, \eta)$ を推定することで、セイル 10 の形状が推定される。これにより、例えば X 軸方向や Y 軸方向の

成分等を計算することなく、セイル１０の形状を容易に推定することが可能である。この結果、形状の推定に要する演算量等が抑制され演算速度等を向上することが可能となる。

[0094] 例えば、本発明に係る形状推定方法を用いて、５０ｍ×５０ｍのサイズのセイル１０についての形状推定のシミュレーションを行ったところ、最大推定誤差はおよそ０．１ｍであった。このように、大規模なシート状の構造体についても、十分に高い精度で形状を推定することが可能である。

[0095] 宇宙機１００では、例えば宇宙機本体２０に搭載された形状推定処理部（コンピュータ）により、太陽ベクトルＳ及び局所入射角 β 等の情報が取得される。形状推定処理部は、取得した情報に基づいて、例えば所定の間隔でセイル１０の形状を算出する。

[0096] 算出されたデータは地上の管制システム等に送信される。管制システムでは、例えばセイル１０の形状が可視化され、セイル１０の形状がモニタリングされる。これにより、セイル１０の形状をリアルタイムで監視することが可能となる。この結果、例えばセイル１０の形状等の情報に基づいて、フライトプランを立てるといったことが可能となる。

[0097] なお宇宙機本体２０に搭載された形状推定処理部により、セイル１０の形状を推定する処理を実行する場合に限定されず、他のシステム等によりセイル１０の形状が推定されてもよい。例えば、宇宙機１００により太陽ベクトルＳ及び局所入射角 β 等の情報が地上に送信されて、地上のシステムによりセイル１０の形状を推定する処理が実行されてもよい。これにより、形状の推定処理等に伴う宇宙機１００の電力消費を抑えることが可能である。

[0098] また太陽ベクトルＳに関する情報を取得する方法は、太陽センサを用いる方法に限定されるわけではない。例えば、宇宙機１００の軌道、姿勢、及び位置等の情報に基づいて太陽ベクトルＳが算出されてもよい。この場合、算出された太陽ベクトルＳに関する情報が、形状の推定処理を行なうコンピュータ等に適宜送信される。これにより、例えば宇宙機本体２０に太陽センサが搭載されていない場合であっても、セイル１０の形状を容易に推定するこ

とが可能である。

[0099] 上記では、太陽光30の局所入射角 β を検出するための検出センサ12として、薄膜太陽電池40が用いられた。本発明では検出センサ12として、温度センサを用いることも可能である。

[0100] 図5は、温度センサ50の構成例を示す模式図である。温度センサ50（検出センサ12）は、センサプレート51と、温度検出素子52と、カバーフィルム53とを有する。センサプレート51は、平板状の形状でありセイル10（シート状部材11）の面内方向に沿って配置される。センサプレート51としては、例えば熱伝導率の高い部材が用いられる。

[0101] 温度検出素子52は、センサプレート51と熱的に接続され、センサプレート51の温度を検出する。例えば図5に示すように、温度検出素子52はセンサプレート51に埋め込まれる。温度検出素子52としては、例えば温度に応じて抵抗率が変化する抵抗体（抵抗温度計）や、熱起電力を用いて温度を測定する熱伝対（サーモカップル温度計）等が用いられる。この他、温度測定が可能な任意の素子が温度検出素子として用いられてよい。

[0102] カバーフィルム53は、セイル10に設置されたセンサプレート51を覆うように配置され、センサプレート51及び温度検出素子52をセイル10に固定する。

[0103] 図5では、太陽光30が入射するセイル10の表面13に配置された温度センサ50aと、セイル10の裏面14に設置された温度センサ50bとが、それぞれ図示されている。このように、温度センサ50は、セイル10の表面13及び裏面14の両方に設置することが可能である。例えば複数の温度センサ50が、セイル10の表面13及び裏面14のどちらか一方に配置されてもよいし、セイル10の表面13及び裏面14の両方に設置されてもよい。

[0104] 例えば温度センサ50を構成する部材（センサプレート51やカバーフィルム53）について、光の吸収率や光（赤外光）の放射率等の光学特性が定められているとする。この場合、温度センサ50により検出される温度 T_{sensor} は

、太陽光30の局所入射角 β に応じた値となる。

[0105] 例えばセンサプレート51に太陽光30が入射すると、太陽光30の一部が吸収されセンサプレート51の温度が上昇する。この時、センサプレート51が吸収する熱量は、 $\cos(\beta)$ に比例する。一方でセンサプレート51からは、セイル10の表面13及び裏面14を介して宇宙空間に熱量が放出（放射）される。こうしたセンサプレート51での熱量の収支を計算することにより、温度センサ50で検出される温度 T_{sensor} から局所入射角 β を求めることが可能である。

[0106] このように、温度センサ50を用いた場合であっても、セイル10に分散して配置された複数の温度センサ50の配置位置における太陽光30のセイル10に対する局所入射角 β に関する情報を取得することが可能である。これにより、セイル10の形状を高精度に推定することが可能である。

[0107] なお本発明は、検出センサ12として、薄膜太陽電池40及び温度センサ50のどちらか一方を用いる場合に限定されるわけではない。例えば薄膜太陽電池40及び温度センサ50の両方が検出センサ12として適宜用いられてもよい。この場合、セイル10の設計自由度等を向上させることが可能となる。

[0108] 以上、本実施形態に係るセイル10では、太陽光30が入射するシート状部材11に、シート状部材11の面内方向に沿って複数の検出センサ12が分散して配置される。各検出センサ12の検出結果から、各検出センサ12の配置位置における太陽光30のシート状部材11に対する局所入射角 β が検出される。これにより、シート状の形状を高精度に推定することが可能となる。

[0109] 本実施形態に係るセイル10では、セイル10上の各点に配置された検出センサ12により、各点でのセイル10に対する太陽光30の局所入射角 β が検出される。このように各点に入射する太陽光の角度を分散して測定することにより、セイル10の形状を所望の精度で推定するために必要な情報を容易に取得することが可能である。

[0110] 例えば、宇宙機 100（セイル 10）が太陽光発電を行なうように構成されたソーラー電力セイルである場合には、太陽光発電に用いられるセル（薄膜太陽電池）等をそのまま検出センサ 12 として用いることが可能である。このため宇宙機本体 20 の重量等を略増加させることなく、セイル 10 の形状を容易に推定することが可能となる。

[0111] また本実施系形態では、太陽ベクトル S が互いに異なる 2 以上の状態で太陽ベクトル S 及び局所入射角 β に関する情報が検出される。これらの情報を用いることで、セイル 10 の形状を推定する際の誤差等を十分に小さくすることが可能となる。この結果、セイル 10 の形状を十分高精度に推定することが可能となる。

[0112] セイル 10 の形状は、各点について、基準面 16 に直交する成分を算出することにより推定される。すなわち、各点を表す 3 次元の成分のうち Z 成分を算出する処理が実行される。これにより、セイル 10 の形状推定を高速に実行することが可能となる。また計算負荷が小さいため、オンボードでの処理が可能のように実装することで、容易に自動化することが可能である。

[0113] なお、太陽ベクトル S 及び局所入射角 β に関する情報や、セイル 10 の形状に関する情報等は、例えば画像データ等に比べ十分に容量が小さい。従ってこれらの情報は、容易に転送することが可能である。この結果、リアルタイムでセイル 10 の形状を容易にモニタリングすることが可能となる。

[0114] このようにセイル 10 の形状を高精度に推定することで、セイル 10 が受ける輻射圧が宇宙機 100 の運動に及ぼす作用等を詳細に調べることが可能となる。例えば実際の測定結果に基づいて、セイル 10 の形状が宇宙機 100（ソーラーセイル）の回転や姿勢に及ぼす影響等を調べることが可能である。またセイル 10 の形状を調整する調整機構等が搭載されている場合には、推定された形状データをフィードバックすることで、セイル 10 の形状を高精度に調整するといったことも可能である。

[0115] 3. その他のシート状構造体

上記では、シート状の構造を有する大規模な構造体（シート状構造体）の

一例としてソーラーセイルについて説明した。こうした柔軟性を有するシート状の部材（薄膜やメッシュ等）により構成される巨大な構造体は、ゴッサマー構造体（Gossamer Structure）と呼ばれる。以下ではセイル１０とは別のゴッサマー構造体について説明する。

[0116] 図６Ａは、太陽光３０が入射する表面２１３が凹面状となるゴッサマー構造体２００の一例を示す模式図である。図６Ｂは、太陽光３０が入射する表面３１３が凸面状となるゴッサマー構造体３００の一例を示す模式図である。なお、ゴッサマー構造体２００及び３００のサイズや形状等に係らず、本発明は適用可能である。

[0117] 図６Ａに示すように、表面２１３が凹面状の巨大なシート状構造体（ゴッサマー構造体２００）を構成することにより、例えば表面２１３に入射する電磁波等を所定のポイントに集めることが可能である。例えば、凹面状の表面２１３を太陽光３０を反射可能に構成することで、太陽光３０を集光する集光装置が実現される。また凹面状の表面２１３を所定の周波数の電磁波を反射可能に構成することで、巨大なアンテナや電波望遠鏡等が実現される。

[0118] このようなゴッサマー構造体２００に、検出センサ１２（薄膜太陽電池４０や温度センサ５０等）を分散して配置することにより、ゴッサマー構造体２００の形状を容易に推定することが可能である。図６Ａでは、表面２１３に分散して配置された検出センサ１２が図示されている。なお検出センサ１２が温度センサ５０の場合には、表面２１３の反対側の裏面２１４に検出センサ１２が配置されてもよい。

[0119] 推定された形状を元に、例えば集光装置の集光効率やアンテナ（電波望遠鏡）の検出精度等を詳細に調べることが可能である。またゴッサマー構造体２００の形状等を調整可能である場合には、形状を推定することで高精度な調整が可能となる。

[0120] 図６Ｂに示すように、表面３１３が凸面状のゴッサマー構造体３００を構成することにより、巨大なドームやテント等の構造を実現することが可能である。この場合もゴッサマー構造体３００に検出センサ１２を分散して配置

することにより、形状を容易に推定することが可能である。

[0121] なおゴッサマー構造体200及び300が配置される環境等は限定されない。例えば各構造体が宇宙空間に配置されてもよい。この場合、例えばゴッサマー構造体200及び300は、宇宙太陽光発電のための軌道上プラントや、巨大な太陽光シールドとして機能する。また各構造体が巨大建造物として地上に配置されてもよい。いずれの場合であっても、本発明を適用することにより、各構造体の形状を容易に推定することが可能である。

符号の説明

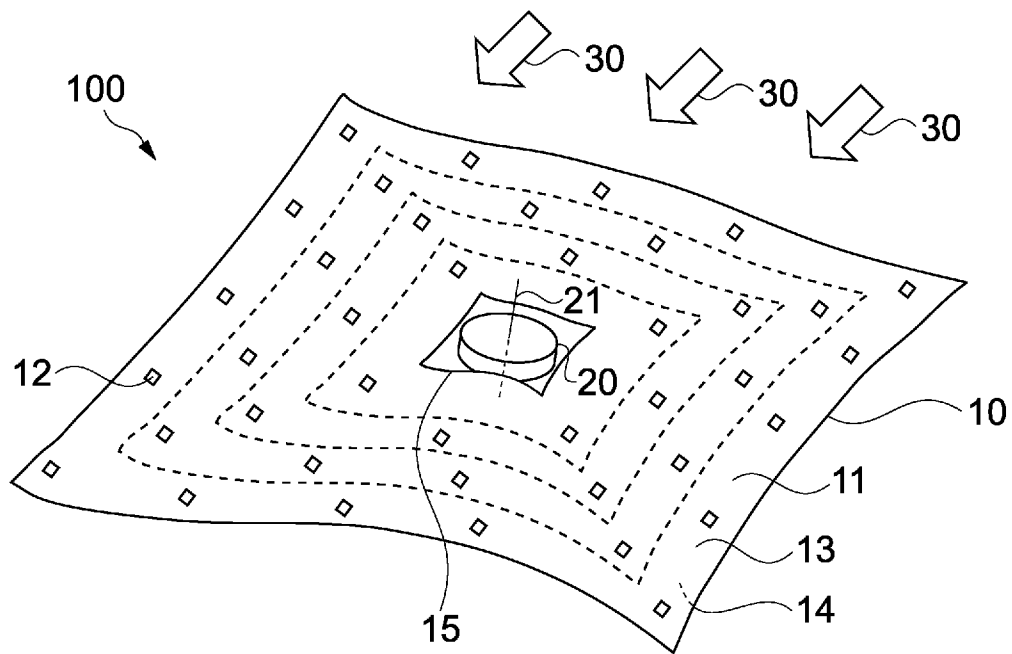
- [0122] 10…セイル
11…シート状部材
12…検出センサ
13…表面
14…裏面
16…基準面
20…宇宙機本体
30…太陽光
40…薄膜太陽電池
50、50a、50b…温度センサ
100…宇宙機
200、300…ゴッサマー構造体
 β …局所入射角
n…局所法線ベクトル
P…配置位置
S…太陽ベクトル

請求の範囲

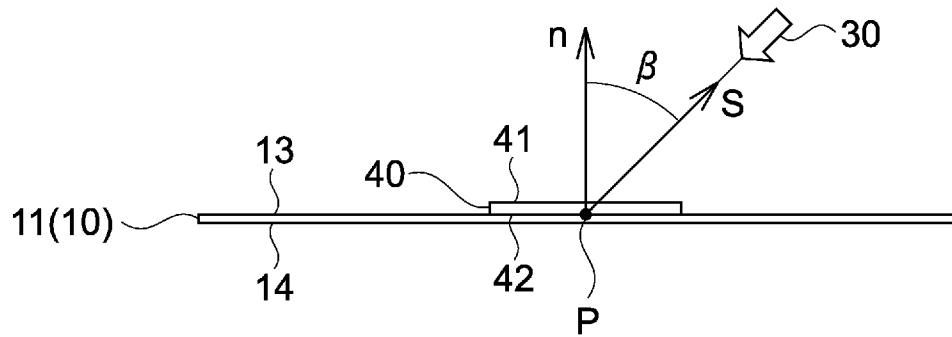
- [請求項1] 厚さ方向に直交する面内方向に沿って延び、光が入射するシート状部材と、
- 前記シート状部材に前記面内方向に沿って分散して配置され、各配置位置における前記光の前記シート状部材に対する入射角を検出するための複数の検出センサと
- を具備するシート状構造体。
- [請求項2] 請求項1に記載のシート状構造体であって、
- 前記光が太陽光を含み、
- 前記複数の検出センサは、薄膜太陽電池を含むシート状構造体。
- [請求項3] 請求項1又は2に記載のシート状構造体であって、
- 前記複数の検出センサは、温度センサを含むシート状構造体。
- [請求項4] 光が入射するシート状構造体の基準面を設定し、
- 前記光の前記基準面に対する入射方向に関する第1の情報を取得し、
- 前記入射方向が互いに異なる2以上の状態で、前記シート状構造体に分散して配置された複数の検出位置における前記光の前記シート状構造体に対する入射角に関する第2の情報を取得し、
- 前記2以上の状態における前記第1及び前記第2の情報に基づいて、前記シート状構造体の形状を推定する
- 形状推定方法。
- [請求項5] 請求項4に記載の形状推定方法であって、
- 前記シート状構造体の前記複数の検出位置の各々について、前記基準面に直交する直交方向の位置を推定することで、前記シート状構造体の形状を推定する
- 形状推定方法。

- [請求項6] 請求項4又は5に記載の形状推定方法であって、
前記シート状構造体の形状をモニタリングする
形状推定方法。
- [請求項7] シート状構造体と、前記シート状構造体に接続される本体と、を具備し、
前記シート状構造体は、
厚さ方向に直交する面内方向に沿って延び、光が入射するシート状部材と、
前記シート状部材に前記面内方向に沿って分散して配置され、各配置位置における前記光の前記シート状部材に対する入射角を検出するための複数の検出センサと、を有する
宇宙機。
- [請求項8] 請求項7に記載の宇宙機であって、
前記光が太陽光を含み、
前記本体は、前記太陽光の入射方向を検出する太陽センサを有する
宇宙機。

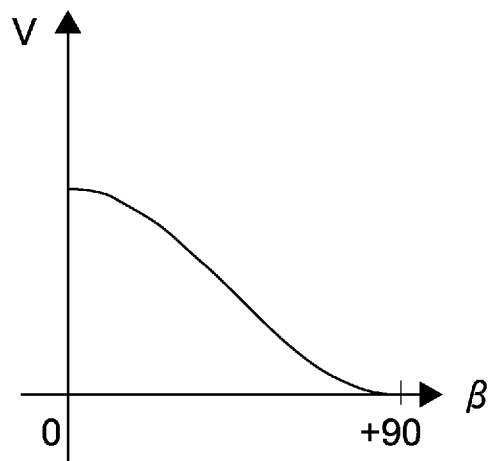
[図1]



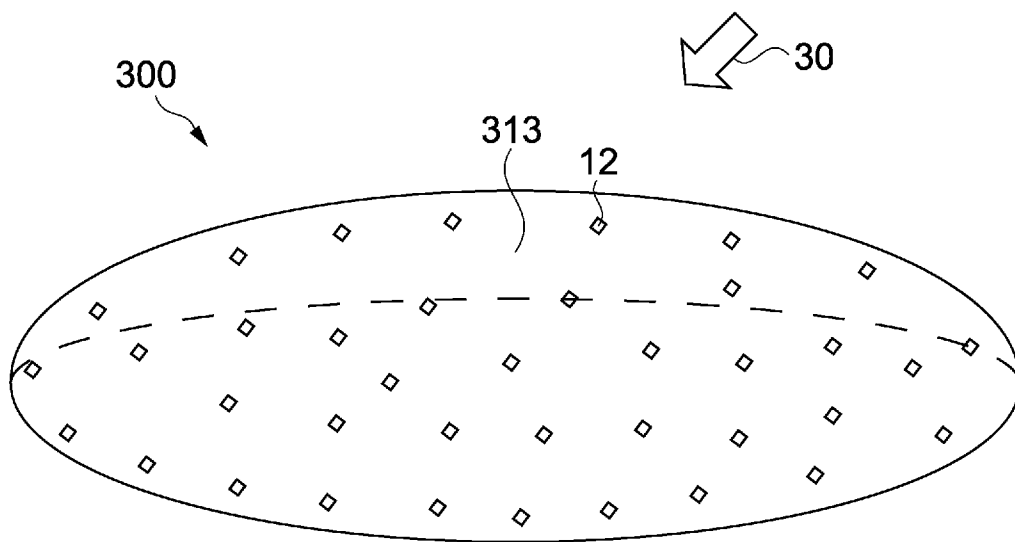
[図2]



[図3]



[図6B]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2018/013902

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int.Cl. B64G1/44 (2006.01) i, B64G1/24 (2006.01) i, H01L31/0445 (2014.01) i,
H02S10/40 (2014.01) i, H02S30/00 (2014.01) i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int.Cl. B64G1/44, B64G1/24, H01L31/0445, H02S10/40, H02S30/00, G01B11/24

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Published examined utility model applications of Japan	1922-1996
Published unexamined utility model applications of Japan	1971-2018
Registered utility model specifications of Japan	1996-2018
Published registered utility model applications of Japan	1994-2018

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 2016-30486 A (NEC CORP.) 07 March 2016 (Family: none)	1-8
A	US 6019320 A (HUGHES ELECTRONICS CORPORATION) 01 February 2000 (Family: none)	1-8
A	US 2014/0264700 A1 (THE AEROSPACE CORPORATION) 18 September 2014 (Family: none)	1-8
A	US 2016/0311558 A1 (COMPOSITE TECHNOLOGY DEVELOPMENT) 27 October 2016 (Family: none)	1-8
P, A	JP 2017-123921 A (THE KITASATO INSTITUTE) 20 July 2017 (Family: none)	1-8

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
11 June 2018 (11.06.2018)

Date of mailing of the international search report
03 July 2018 (03.07.2018)

Name and mailing address of the ISA/
Japan Patent Office
3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku,
Tokyo 100-8915, Japan

Authorized officer

Telephone No.

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC))

Int.Cl. B64G1/44(2006.01)i, B64G1/24(2006.01)i, H01L31/0445(2014.01)i, H02S10/40(2014.01)i, H02S30/00(2014.01)i

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (IPC))

Int.Cl. B64G1/44, B64G1/24, H01L31/0445, H02S10/40, H02S30/00, G01B11/24

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	1922-1996年
日本国公開実用新案公報	1971-2018年
日本国実用新案登録公報	1996-2018年
日本国登録実用新案公報	1994-2018年

国際調査で使用した電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	JP 2016-30486 A (日本電気株式会社) 2016.03.07, (ファミリーなし)	1-8
A	US 6019320 A (HUGHES ELECTRONICS CORPORATION) 2000.02.01, (ファミリーなし)	1-8
A	US 2014/0264700 A1 (THE AEROSPACE CORPORATION) 2014.09.18, (ファミリーなし)	1-8

☑ C欄の続きにも文献が列挙されている。

☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」 特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
「E」 国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「L」 優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す)
「O」 口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「P」 国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」 国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
「X」 特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
「Y」 特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
「&」 同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日

11.06.2018

国際調査報告の発送日

03.07.2018

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁 (ISA/J P)

郵便番号 100-8915

東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

特許庁審査官 (権限のある職員)

林 政道

3 D

3 7 2 9

電話番号 03-3581-1101 内線 3341

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	US 2016/0311558 A1 (COMPOSITE TECHNOLOGY DEVELOPMENT) 2016. 10. 27, (ファミリーなし)	1-8
P, A	JP 2017-123921 A (学校法人北里研究所) 2017. 07. 20, (ファミリーなし)	1-8