

(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
2018年6月28日(28.06.2018)

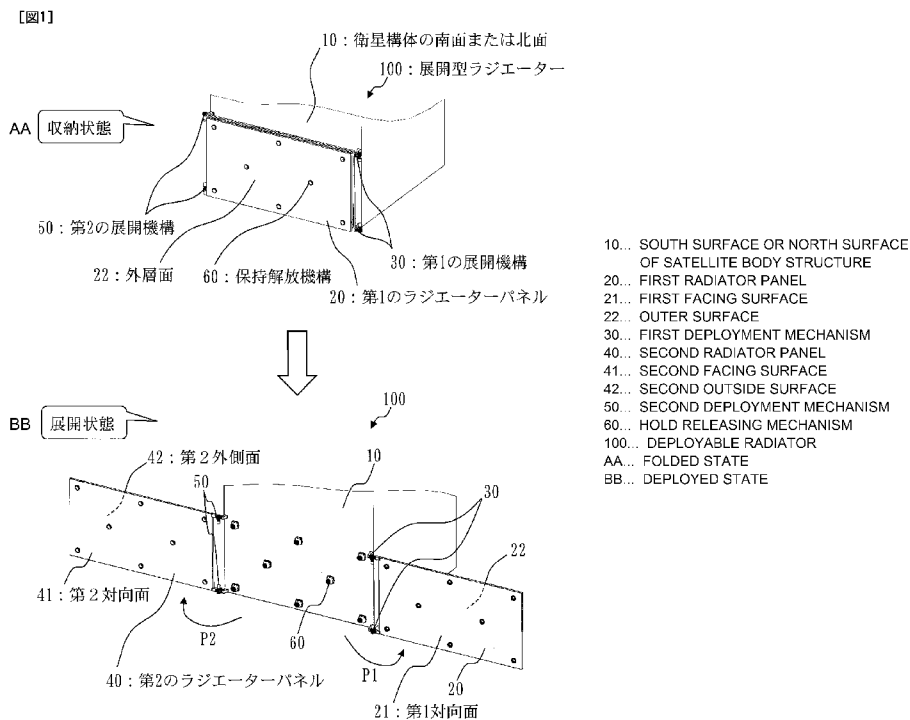


(10) 国際公開番号
WO 2018/116490 A1

- (51) 国際特許分類:
B64G 1/50 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2017/009513
- (22) 国際出願日: 2017年3月9日(09.03.2017)
- (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 2016-245932 2016年12月19日(19.12.2016) JP
- (71) 出願人: 三菱電機株式会社(MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION) [JP/JP]; 〒1008310 東京都千代田区丸の内二丁目7番3号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 川村 俊一 (KAWAMURA, Shunichi); 〒1008310 東京都千代田区丸の内二丁目7番3号 三菱電機株式会社内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 溝井 国際 特許 業務 法人(MIZOI INTERNATIONAL PATENT FIRM); 〒2470056 神奈川県鎌倉市大船二丁目17番10号3階 Kanagawa (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, 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, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA,

(54) Title: DEPLOYABLE RADIATOR

(54) 発明の名称: 展開型ラジエーター



(57) Abstract: A first deployment mechanism (30) deploys a first radiator panel (20) from a state in which the first radiator panel (20) faces the south surface or north surface (10) of a satellite body structure. With the first radiator panel (20) facing the south surface or north surface (10) of the satellite body structure, a second radiator panel (40) faces the south surface or north surface (10) of the satellite body structure in overlapping relation with the first radiator panel (20) and is held between the south surface or north surface (10) of the satellite body structure and the first radiator panel (20). A



WO 2018/116490 A1

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：

- 国際調査報告 (条約第21条(3))
- 補正された請求の範囲及び説明書 (条約第19条(1))

second deployment mechanism (50) couples the second radiator panel (40) to the south surface or north surface (10) of the satellite body structure, and deploys the second radiator panel (40) in the direction P2 opposite from the deployment direction P1 of the first radiator panel (20) from a state in which the second radiator panel (40) faces the south surface or north surface (10) of the satellite body structure.

(57) 要約：第1の展開機構(30)は、第1のラジエーターパネル(20)が衛星構体の南面または北面(10)に対向した状態から、第1のラジエーターパネル(20)を展開する。第2のラジエーターパネル(40)は、第1のラジエーターパネル(20)が衛星構体の南面または北面(10)に対向した状態において、第1のラジエーターパネル(20)と重なって衛星構体の南面または北面(10)に対向しているとともに衛星構体の南面または北面(10)と第1のラジエーターパネル(20)との間に挟まれている。第2の展開機構(50)は、第2のラジエーターパネル(40)を衛星構体の南面または北面(10)に結合し、第2のラジエーターパネル(40)が衛星構体の南面または北面(10)に対向した状態から、第2のラジエーターパネル(40)を第1のラジエーターパネル(20)の展開方向P1と反対方向P2に展開する。

明 細 書

発明の名称： 展開型ラジエーター

技術分野

[0001] 本発明は、衛星に搭載される展開型ラジエーターに関する。

背景技術

[0002] 近年、人工衛星の大電力化に伴い、衛星からの排熱量は増加の一途である。従来の衛星構体面からのみの排熱では排熱面積が不足し、必要な排熱量が確保できなくなりつつある。この必要な排熱面積を確保する目的で、展開型ラジエーターが適用されている。

[0003] 展開型ラジエーターは、打上げ時にはラジエーターパネルを衛星構体面に保持解放機構により固定している。保持解放機構は、衛星が軌道に到達すると、ラジエーターパネルを解放する。解放後、展開機構によりラジエーターパネルを展開して排熱面積を増大させる。ラジエーターパネル内には凝縮管が具備されており、衛星構体内には蒸気管が具備されている。これらの凝縮管と蒸気管とは熱輸送媒体が通過する可撓性チューブによって連結されている。衛星構体内で生じた熱量は蒸気管内の熱輸送媒体によって、可撓性チューブを經由してラジエーターパネル内の凝縮管に輸送され、ラジエーターパネルの排熱面から排熱される。なお、ラジエーターパネルの排熱面には、太陽光反射板 (Optical Solar Reflector) が貼付されている。

[0004] 特許文献1は、ループ型ヒートパイプの熱輸送能力を向上させた展開型ラジエーターに関する。また、複数枚のラジエーターパネルを衛星に搭載する構成が開示されている。

特許文献2は、オービットレイジング中、すなわちトランスファー軌道の間の宇宙器における熱損失を防止するためのシステムおよび装置に関する。オービットレイジング中に熱遮蔽パネルで排熱面を覆って排熱量を抑制し、静止軌道上で展開して排熱量を増大させる技術が開示されている。

特許文献3は、展開型ラジエーターを4枚搭載する衛星において、衛星の東西面にそれぞれ2枚のラジエーターパネルを重ねて収納する技術が開示されている。

先行技術文献

特許文献

- [0005] 特許文献1：特開2003-312600号公報
特許文献2：特表2016-521225号公報
特許文献3：米国公開特許公報US2013/200221A1

発明の概要

発明が解決しようとする課題

- [0006] 衛星の大型化による排熱量の増大にともない、ラジエーターパネルの必要面積も増大するが、製造性の観点からラジエーターパネルは複数枚に分割して製造される傾向にある。

特許文献1および特許文献2では、複数枚のラジエーターパネルが重ならないように1枚ずつ独立に衛星構体に保持されているので、保持解放機構がラジエーターパネルの枚数分だけ必要となる。よって、衛星の質量が増大するという課題がある。また、収納時の占有面積が大きいため、衛星の機器配置の自由度が狭くなるという課題がある。

特許文献3では、東西面にラジエーターパネルを重ねて保持しているため、ラジエーターパネル展開前でも、排熱面である衛星構体の南北面が宇宙空間に露出している。よって、排熱量が大きいため、オービットレイジング中の宇宙器の熱損失を防止できない。なお、衛星構体の南北面は、通常は排熱面として利用し、東西面は排熱面とはしない。

- [0007] 本発明は、衛星の質量の増加を抑制するとともに、衛星の機器配置の自由度を向上させることができる展開型ラジエーターを提供することを目的とする。また、オービットレイジング中の宇宙器における熱損失を抑えるとともに静止軌道到達後の排熱量をより向上させることを目的とする。

課題を解決するための手段

[0008] 本発明に係る展開型ラジエーターは、衛星構体に搭載された展開型ラジエーターにおいて、

第1のラジエーターパネルと、

前記第1のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第1の展開機構であって、前記第1のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第1のラジエーターパネルを展開する第1の展開機構と、

前記第1のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態において、前記第1のラジエーターパネルと重なって前記衛星構体の南面または北面に対向しているとともに前記衛星構体の南面または北面と前記第1のラジエーターパネルとの間に挟まれた第2のラジエーターパネルと、

前記第2のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第2の展開機構であって、前記第2のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第2のラジエーターパネルを前記第1のラジエーターパネルの展開方向と反対方向に展開する第2の展開機構とを備えた。

発明の効果

[0009] 本発明に係る展開型ラジエーターでは、第1のラジエーターパネルは、第1の展開機構により衛星構体に結合される。第1の展開機構は、第1のラジエーターパネルが衛星構体の南面または北面に対向した状態から、第1のラジエーターパネルを展開する。また、第2のラジエーターパネルは、第1のラジエーターパネルが衛星構体の南面または北面に対向した状態において、第1のラジエーターパネルと重なって衛星構体の南面または北面に対向しているとともに衛星構体と第1のラジエーターパネルとの間に挟まれている。第2の展開機構は、第2のラジエーターパネルを衛星構体に結合し、第2のラジエーターパネルが衛星構体の南面または北面に対向した状態から、第2のラジエーターパネルを第1のラジエーターパネルの展開方向と反対方向に

展開する。よって、本発明に係る展開型ラジエーターによれば、衛星構体の南面または北面におけるラジエーターパネルの保持面積を小さくできるので、衛星の質量の増加を抑制するとともに、衛星の機器配置の自由度を向上させることができる。また、展開型ラジエーターは、衛星構体の南面または北面に収納されているため、オービットレイジング中の宇宙器における熱損失を抑えるとともに静止軌道到達後の排熱量をより向上させることが可能となる。

図面の簡単な説明

- [0010] [図1]実施の形態1に係る展開型ラジエーター100の構成図。
[図2]実施の形態1に係る展開型ラジエーター100と比較するための比較例の展開型ラジエーター100xの構成図。
[図3]実施の形態2に係る展開型ラジエーター100aの構成図。
[図4]実施の形態3に係る展開型ラジエーター100bの構成図。
[図5]実施の形態4に係る展開型ラジエーター100cの構成図。
[図6]実施の形態4に係る展開遅延機構140の状態遷移を表した図。
[図7]実施の形態5に係る展開型ラジエーター100dの構成図。
[図8]実施の形態5に係る展開型ラジエーター100eの構成図。

発明を実施するための形態

- [0011] 以下、本発明の実施の形態について、図を用いて説明する。なお、各図中、同一または相当する部分には、同一符号を付している。実施の形態の説明において、同一または相当する部分については、説明を適宜省略または簡略化する。

- [0012] 実施の形態1.

構成の説明

図1を用いて、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100の構成について説明する。図1では、展開型ラジエーター100の収納状態と展開状態とを示している。

展開型ラジエーター100は、衛星構体の南面または北面10に搭載され

る。

展開型ラジエーター１００は、第１のラジエーターパネル２０と、第１の展開機構３０と、第２のラジエーターパネル４０と、第２の展開機構５０と、保持解放機構６０とを備える。

なお、以下において、衛星構体内の蒸気管とラジエーターパネル内の凝縮管とを結ぶ可撓性チューブの図示は省略する。

[0013] 第１のラジエーターパネル２０は、第１の展開機構３０により衛星構体の南面または北面１０に展開可能に結合される。

第１の展開機構３０は、第１のラジエーターパネル２０を衛星構体の南面または北面１０に結合する。また、第１の展開機構３０は、第１のラジエーターパネル２０が衛星構体の南面または北面１０に対向した状態から、第１のラジエーターパネル２０を展開する。図１の収納状態に示す第１のラジエーターパネル２０の状態が、第１のラジエーターパネル２０が衛星構体の南面または北面１０に対向した状態である。

[0014] 第２のラジエーターパネル４０は、第２の展開機構５０により衛星構体の南面または北面１０に展開可能に結合される。第２のラジエーターパネル４０は、第１のラジエーターパネル２０が衛星構体の南面または北面１０に対向した状態において、第１のラジエーターパネル２０と重なって衛星構体の南面または北面１０に対向しているとともに衛星構体の南面または北面１０と第１のラジエーターパネル２０との間に挟まれている。すなわち、第２のラジエーターパネル４０は、図１の収納状態において、衛星構体の南面または北面１０と第１のラジエーターパネル２０との間に挟まれており、かつ、第１のラジエーターパネル２０と重なっている。

[0015] 第２の展開機構５０は、第２のラジエーターパネル４０を衛星構体の南面または北面１０に結合する。また、第２の展開機構５０は、第２のラジエーターパネル４０が衛星構体の南面または北面１０に対向した状態から、第２のラジエーターパネル４０を第１のラジエーターパネルの展開方向Ｐ１と反対方向Ｐ２に展開する。

[0016] 保持解放機構60は、例えば、パネルを固定するボルト、ボルトと係合するセパレーションナット、それらを取り付けるブラケットから構成される。セパレーションナットとは、電気信号によって内部のナットが分裂し、ボルトとの係合を解除するデバイスである。保持解放機構60は、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40とが重なって衛星構体の南面または北面10に対向している状態において、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40とを重ねて保持する。すなわち、保持解放機構60は、図1の収納状態において、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40とを重ねて保持する。また、保持解放機構60は、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40とを保持した状態から、前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとを解放する。

図1の収納状態が、保持解放機構60が、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40とを重ねて保持した状態である。また、図1の展開状態が、保持解放機構60が、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40とを解放した状態である。

[0017] 展開型ラジエーター100では、第2のラジエーターパネル40を先に衛星構体の南面または北面10と対向するように収納し、収納された第2のラジエーターパネル40の外側から第1のラジエーターパネル20を重ねて衛星構体の南面または北面10と対向するように収納する。そして、保持解放機構60が重なった2枚のラジエーターパネルを固定する。

第1のラジエーターパネル20において、衛星構体の南面または北面10と対向する面を第1対向面21とし、第1対向面21の反対面を外層面22とする。また、第2のラジエーターパネル40において、衛星構体の南面または北面10と対向する面を第2対向面41とし、第2対向面41の反対面を第2外側面42とする。図1に示すように、第1のラジエーターパネル20の外層面22は、収納状態において、宇宙空間に露出する最外層面となる。

[0018] 第1の展開機構30および第2の展開機構50は、例えば、軸受、シャフトおよびブラケットから成るヒンジである。第1の展開機構30および第2の展開機構50は、駆動源により駆動されパネル展開力を得る。

第1の展開機構30と第2の展開機構50とは、ばねの弾性エネルギーにより駆動されている。あるいは、第1の展開機構30と第2の展開機構50とは、モータにより駆動されていてもよい。あるいは、第1の展開機構30と第2の展開機構50とは、ばねの弾性エネルギーとモータとを組み合わせで駆動されていてもよい。

[0019] ***本実施の形態の効果の説明***

図2は、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100と比較するための比較例の展開型ラジエーター100xである。

図2に示すように、比較例の展開型ラジエーター100xでは、収納状態において、2枚のラジエーターパネルが重ならないように1枚ずつ独立に衛星構体の南面または北面10に保持されている。

このように、比較例の展開型ラジエーター100xでは、ラジエーターパネルをそれぞれ独立に衛星構体の南面または北面10に固定するため、保持解放機構60がパネル枚数分だけ必要となる。例えば、保持解放機構60がラジエーターパネル1枚当たり8点必要である場合、ラジエーターパネル2枚であれば16点必要となる。よって、衛星の質量が増加するとともに製造コストも増加する。

また、比較例の展開型ラジエーター100xでは、ラジエーターパネルをそれぞれ独立に衛星構体の南面または北面10に固定するため、収納状態でラジエーターパネルが占有する面積も2倍となる。このように、収納状態のラジエーターパネルによる衛星構体の南面または北面10の占有面積が大きいため、衛星の機器配置の自由度が狭くなる。例えば、収納状態のラジエーターパネルが太陽電池パドルと干渉するといった機器配置の不具合が生じる可能性がある。

[0020] 一方、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100では、収納状態にお

いて、2枚のラジエーターパネルを重ねて保持する。よって、ラジエーターパネルを重ねて同じ保持解放機構60で衛星構体の南面または北面10に固定することができ、保持解放機構60がパネル1枚分でよい。例えば、保持解放機構60がラジエーターパネル1枚当たり8点必要である場合、ラジエーターパネル2枚であっても8点あればよい。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100によれば、衛星の質量の増加を抑制することができる。

また、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100によれば、収納状態のラジエーターパネルによる衛星構体の南面または北面10の占有面積が比較例の展開型ラジエーター100xと比較して小さい。具体的には、図1の展開型ラジエーター100では、比較例の展開型ラジエーター100xの1/2の占有面積である。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100によれば、衛星の機器配置の自由度が広がる。例えば、収納状態のラジエーターパネルと太陽電池パドルとを並べて設置できるというように、衛星の機器配置の自由度が広がる。

[0021] また、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100では、ラジエーターパネルの展開機構が、ばねの弾性エネルギーで駆動することができる。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100によれば、モータあるいはモータ駆動電源といった複雑な部品を使用しないで展開機構を実現することができる。

[0022] 一方、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100では、ラジエーターパネルの展開機構が、モータで駆動されてもよい。本実施の形態に係る展開型ラジエーター100によれば、モータで駆動することにより、モータを制御してパネル同士が干渉しないように、展開させることができる。また、ばねより大きなトルクを発生させることが可能ため、大型のラジエーターパネルに対応できる。また、衛星の運用に応じて、軌道上で任意のタイミングにおいて最適な角度にラジエーターパネルを指向させることができる。また、衛星の運用に応じて、軌道上でラジエーターパネルを任意のタイミング、例

例えば異常姿勢時といったタイミングで指向させ、その後収納状態に戻して衛星の温度制御のための消費電力を削減することができる。

[0023] 実施の形態 2.

本実施の形態では、主に、実施の形態 1 との差異について説明する。

本実施の形態において、実施の形態 1 で説明した構成と同様の構成については同一の符号を付し、その説明を省略する場合がある。

本実施の形態では、オービットレイジング中の宇宙器における熱損失を最小に抑えつつ、静止軌道到達後の排熱量を実施の形態 1 よりさらに最大化でき、かつ、衛星の質量を最小限にできる展開型ラジエーター 100 a について説明する。

[0024] ***構成の説明***

図 3 を用いて、本実施の形態に係る展開型ラジエーター 100 a の構成について説明する。

図 3 に示すように、第 1 のラジエーターパネル 20 の外層面 22 は、収納状態において、最外層面となる。よって、オービットレイジング中の宇宙器における熱損失を最小に抑えるためには、最外層面となる第 1 のラジエーターパネル 20 の外層面 22 を断熱する必要がある。つまり、最外層面となる第 1 のラジエーターパネル 20 の外層面 22 から熱を逃がさないようにする必要がある。

[0025] 第 1 のラジエーターパネル 20 は、衛星構体の南面または北面 10 と対向する第 1 対向面 21 の反対面である外層面 22 の少なくとも一部が断熱されている。例えば、第 1 のラジエーターパネルは、外層面 22 の少なくとも一部を断熱面 71 とする。断熱面 71 は、具体的には、外層面 22 に断熱材を取り付けることにより生成される。より具体的には、断熱面 71 は、外層面 22 にポリイミドフィルムなどによる宇宙用断熱材 (Multi layer Insulation) を取り付けることにより生成される。この宇宙用断熱材を取り付けた断熱面 71 の排熱量はほぼゼロとなる。

なお、第 1 のラジエーターパネル 20 の第 1 対向面 21 と、第 2 のラジエ

ーターパネル40の第2対向面41と、第2のラジエーターパネル40の第2外側面42とは、排熱する排熱面72である。第2外側面42は、第2中間面ともいう。第1のラジエーターパネル20の第1対向面21と第2のラジエーターパネル40の両面とは、展開状態において排熱する必要がある。

[0026] ここで、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100aについて、図1および図2の展開型ラジエーターにおいてラジエーターパネルの全ての面が排熱面72である場合と比較しながら説明する。

一般的に展開型ラジエーターは下記の特徴を備える。

(1) 展開型ラジエーターは、展開状態と収納状態との排熱面積が大きく異なる。このため、展開型ラジエーターは、静止軌道到達時には排熱量を最大限に確保しつつ、オービットレイジング時には排熱量をできるだけ抑制して衛星の温度維持のための必要電力を抑制することが可能となる。

(2) 展開状態のラジエーターパネルからの排熱量を最大にするため、通常はラジエーターパネルの両面が排熱面である。

(3) ラジエーターパネルの温度は、衛星構体面の南面または北面の温度より低いため、排熱効率はラジエーターパネルの方が衛星構体面より低い。その差は、衛星構体面の排熱量が1平方メートル当たり200Wに対し、ラジエーターパネルの排熱量は1平方メートル当たり140W程度である。すなわち、ラジエーターパネルの排熱量は、衛星構体面の排熱量の約70%である。

(4) ラジエーターの排熱効率は、可撓性チューブの長さが短い程効率が高いため、使用する可撓性チューブの長さは最短にする必要がある。よって、太陽電池パドルのように、屏風状にラジエーターパネルを連結させることは実用的ではない。このため展開型ラジエーターは、ラジエーターパネル1枚が衛星と直接連結される形態となっている。

[0027] 図2に示す比較例の展開型ラジエーター100xにおいて、ラジエーターパネルの全ての面が排熱面72である場合を第1の例として説明する。第1の例の場合、収納状態においてラジエーターパネル2枚分の面積で衛星構体

の南面または北面10を覆うため、収納状態の排熱量を小さく抑えることができる。これは、上述したように、ラジエーターパネルの排熱効率が、衛星構体面の排熱効率より小さいためである。

以下に一例を試算する。ラジエーターパネル1枚の面積（片面）を1平方メートルとし、衛星構体面の南面または北面の排熱量を1平方メートル当たり200W、ラジエーターパネルからの排熱量を1平方メートル当たり140Wとする。

収納状態では、ラジエーターパネル2枚表分の面積2平方メートルから宇宙空間へ排熱するため、 $2 \times 140 = 280$ Wの排熱量である。

展開状態では、衛星構体面2平方メートル、ラジエーターパネル2枚表裏で4平方メートルであるため、 $2 \times 200 + 4 \times 140 = 960$ Wの排熱量である。

ここで、 $960 / 280 \approx 3.4$ となり、展開状態の排熱量は収納状態の排熱量の3.4倍である。展開状態における排熱量が一定の場合、展開状態の排熱量と収納状態の排熱量の比率が大きいほど、収納状態の排熱量が少なく、衛星はオービットレイジング時に衛星の温度維持に使用する電力を削減できる。

[0028] 次に、図1に示す展開型ラジエーター100において、ラジエーターパネルの全ての面が排熱面72である場合を第2の例として説明する。第2の場合、収納状態ではラジエーターパネル1枚分の面積で衛星構体の南面または北面10を覆うため、図2に示す比較例の展開型ラジエーター100×より、収納状態時の排熱量が大きくなる。

以下に一例を試算する。ラジエーターパネル1枚の面積を1平方メートルとし、衛星構体面の南面または北面の排熱量を1平方メートル当たり200W、ラジエーターパネルからの排熱量を1平方メートル当たり140Wとする。

収納状態では、衛星構体面1平方メートル、ラジエーターパネル1枚表分の面積1平方メートルから宇宙空間へ排熱するため、 $1 \times 200 + 1 \times 14$

0 = 340Wの排熱量である。

展開状態では、衛星構体面2平方メートル、ラジエーターパネル2枚の各々の表裏で4平方メートルであるため、 $2 \times 200 + 4 \times 140 = 960W$ の排熱量である。

ここで、 $960 / 340 \div 2.8$ となり、展開状態の排熱量は収納状態の排熱量の2.8倍である。 $340 / 280 \div 120\%$ となり、第2の例では、オービットレイジング時に衛星の温度維持に使用する電力が第1の例より20%増大してしまう。

[0029] 次に、図3に示す展開型ラジエーター100aについて説明する。

本実施の形態に係る展開型ラジエーター100aでは、収納状態時に重ね合わせたラジエーターパネルにおいて、衛星構体の南面または北面10と反対側のラジエーターパネルの最外層面に宇宙用断熱材を取り付けられ、排熱量がほぼゼロとなっている。

以下に一例を試算する。ラジエーターパネル1枚の面積を1平方メートルとし、衛星構体面の南面または北面の排熱量を1平方メートル当たり200W、ラジエーターパネルからの排熱量を1平方メートル当たり140Wとする。

収納状態では、ラジエーターパネルの最外層面は断熱されているので、衛星構体面1平方メートルのみから宇宙空間へ排熱するため、 $1 \times 200 = 200W$ の排熱量である。

展開状態では、衛星構体面2平方メートル、ラジエーターパネル2枚の各々の表裏の合計で4平方メートルのうち、1面は断熱面であるため、 $2 \times 200 + 3 \times 140 = 820W$ の排熱量である。

ここで、 $820 / 200 = 4.1$ となり、展開状態の排熱量は収納状態の排熱量の4.1倍である。この比率は、第1の例の場合より大きい。

なお、展開状態の排熱量絶対量は、第1の例の場合の960Wより小さい。しかし、ラジエーターパネルのサイズを拡張して展開状態の排熱量を960Wに統一した場合、展開型ラジエーター100aでは収納状態の排熱量は

960/4. 1 = 234Wとなり、第1の例の収納状態の排熱量280Wより小さく抑えられている。

[0030] ***本実施の形態に係る効果の説明***

本実施の形態に係る展開型ラジエーター100aでは、収納状態において最外層面となる、第1のラジエーターパネルの外層面の少なくとも一部に、断熱領域を有している。そして、展開型ラジエーター100aでは、その他の第1のラジエーターパネルの面および第2のラジエーターパネルの両面は排熱面である。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100aによれば、衛星構体の南面または北面に収納されているため、オービットレijing中の宇宙器における熱損失を最小に抑えつつ、静止軌道到達後の排熱量が最大化でき、かつ、衛星の質量といった使用する衛星リソースを最小限にできる。

[0031] 実施の形態3.

本実施の形態では、主に、実施の形態1および2との差異について説明する。

本実施の形態において、実施の形態1および2で説明した構成と同様の構成については同一の符号を付し、その説明を省略する場合がある。

[0032] ***構成の説明***

図4を用いて、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100bの構成について説明する。

本実施の形態では、第1のラジエーターパネル20の両面と第2のラジエーターパネル40の両面とは、排熱面72であるものとする。

図4に示すように、第1のラジエーターパネル20は、第1のラジエーターパネル20が衛星構体の南面または北面10に対向した状態において、外層面22の少なくとも一部を覆う断熱パネル110を備えた。断熱パネル110は、熱遮蔽パネルともいい、例えば太陽電池パネルのように、CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) とアルミハニカムコアで構成されたサンドイッチ板の表面を宇宙用断熱材で

覆ったものである。第1のラジエーターパネル20は、展開方向P1に展開した際の先端部に展開可能に結合された断熱パネル110を備える。

断熱パネル110において、収納状態において第1のラジエーターパネル20に対向する面、すなわち衛星構体の南面または北面10に対向する面を第3対向面111とする。また、断熱パネル110において、収納状態において最外層面となる面、すなわち第3対向面111の反対面を第3外側面112とする。断熱パネル110において、第3外側面112の少なくとも一部は断熱面であるものとする。あるいは、断熱パネル110全体が断熱素材で形成されていてもよい。

[0033] また、展開型ラジエーター100bは、断熱パネル110を第1のラジエーターパネル20に展開可能に結合する第3の展開機構120を備える。第3の展開機構120は、第1の展開機構30による第1のラジエーターパネル20の展開方向P1への展開が開始された後に、断熱パネル110を展開方向P3へ展開する。第3の展開機構120は、バネにより駆動されてもよいし、モータにより駆動されてもよい。

[0034] 保持解放機構60は、収納状態において、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40と断熱パネル110とを重ねて保持する。

なお、図4では、第1の展開機構30の回転軸と第3の展開機構120の回転軸が平行であるが、第3の展開機構120の回転軸を90度回転させてもよい。つまり、断熱パネル110を、第1のラジエーターパネル20の上端または下端に、展開可能に結合し、断熱パネル110が、第1のラジエーターパネル20から、図4の上側あるいは下側に展開するように構成してもよい。

[0035] ***本実施の形態の効果の説明***

本実施の形態に係る展開型ラジエーター100bによれば、第1のラジエーターパネル20の両面と第2のラジエーターパネル40の両面とを排熱面とした場合でも、収納状態において最外層面を断熱することができる。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100bによれば、オービット

レイジング中の宇宙器における熱損失を最小に抑えつつ、静止軌道到達後の排熱量をより大きくすることができる。

[0036] 実施の形態4.

本実施の形態では、主に、実施の形態1から3との差異について説明する。

本実施の形態において、実施の形態1から3で説明した構成と同様の構成については同一の符号を付し、その説明を省略する場合がある。

[0037] ***構成の説明***

図5を用いて、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100cの構成について説明する。

本実施の形態に係る展開型ラジエーター100cは、第1のラジエーターパネル20が90度以上展開してから第2のラジエーターパネル40の展開を開始させる展開遅延機構140を備えている。展開遅延機構140は、第1のラジエーターパネル20の根本に設けられたカム142と、第2のラジエーターパネル40の先端に設けられたローラ141とを備える。

[0038] 図6は、本実施の形態に係る展開遅延機構140の状態遷移を表した図である。

図5および図6を用いて、展開遅延機構140の構成について説明する。

図5に示すように、展開遅延機構140は、第1のラジエーターパネル20の根本にカム142を、第2のラジエーターパネル40の先端にローラ141を設ける。第1の展開機構30は、上下一対の2台が離れた位置にあり、ローラ141は、その中央に位置しているが、第1の展開機構30の回転中心とローラ141の回転中心は同一直線状にあり、一致している。

[0039] 図5では、収納状態と第1展開状態と第2展開状態と展開状態とを示している。また、図6では、収納状態におけるローラ141とカム142、第1展開状態におけるローラ141とカム142、および第2展開状態におけるローラ141とカム142の状態を示している。

[0040] 収納状態は、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル

40とが衛星構体の南面または北面10に対向して、収納されている状態である。

第1の展開状態は、第1のラジエーターパネル20が90度以下まで展開した状態である。

収納状態から第1の展開状態までは、ローラ141がカム142に拘束されているので、第2のラジエーターパネル40は展開方向P2に展開することができない。具体的には、第1のラジエーターパネル20の展開角度が90度以下までの状態でローラ141がカム142に拘束される。例えば、86度、87度あるいは89度までローラ141がカム142に拘束され、それ以上の展開角度でカム142によるローラ141の拘束が解除されるとしてもよい。なお、以下の説明では、展開角度が90度でカム142によるローラ141の拘束が解除されるものとして説明する。

第1展開状態では、第1のラジエーターパネル20が90度展開してカム142による拘束がローラ141から外れ、第2のラジエーターパネル40が展開方向P2に展開可能となる。

第2展開状態では、第1のラジエーターパネル20が90度以上展開しており、第2のラジエーターパネル40が展開方向P2に展開し、第1のラジエーターパネル20が展開を完了する。

展開状態は、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40がともに展開を完了した状態である。すなわち、全展開状態である。

[0041] 展開遅延機構140の動作は、収納状態から第1のラジエーターパネルが約90度まで展開する第1展開状態までの間は、カム142がローラ141を拘束するため、第2のラジエーターパネル40は収納されている状態を維持する。第1のラジエーターパネル20の展開が約90度を越えると、カム142の拘束が外れ、ローラ141が自由になるため、第2のラジエーターパネル40が展開を開始する。この展開遅延により、2枚のラジエーターパネルが展開途中で干渉することが無くなる。

[0042] なお、他の方式としてローラを、カムの代わりに電磁アクチュエータで拘

束し、電気信号によって解放してもよい。上述した展開遅延機構の機能を実現することができれば、他のどのような方式を採用しても構わない。

[0043] ***本実施の形態の効果の説明***

本実施の形態に係る展開型ラジエーター100cは、第1のラジエーターパネルが約90度以上展開してから、第2のラジエーターパネルが展開を開始するための展開遅延機構を具備している。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100cによれば、2枚のラジエーターパネル同士が展開途中でぶつからないため、ラジエーターパネルを傷つけることなく展開することができる。また、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100cによれば、ラジエーターパネル同士の干渉あるいは固着による展開不良を防ぐことで展開信頼性を向上させることができる。

[0044] 実施の形態5.

本実施の形態では、主に、実施の形態1から4との差異について説明する。

本実施の形態において、実施の形態1から4で説明した構成と同様の構成については同一の符号を付し、その説明を省略する場合がある。

本実施の形態では、実施の形態1の図2で説明した展開型ラジエーター100xのバリエーションについて説明する。

[0045] 図7を用いて、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100dについて説明する。

展開型ラジエーター100dは、図2で説明したように、収納状態において、2枚のラジエーターパネルが重ならないように1枚ずつ独立に衛星構体の南面または北面10に保持されている。よって、収納状態において、第1のラジエーターパネル20の外層面22が最外層面となるとともに、第2のラジエーターパネル40の第2外側面42も最外層面となる。

[0046] 外層面22と第2外側面42との各々は、少なくとも一部が断熱面71となっている。断熱面71は、具体的には、外層面22と第2外側面42との各々に断熱材を取り付けることにより生成される。より具体的には、断熱面

71は、外層面22と第2外側面42との各々に、宇宙用断熱材を取り付けることにより生成される。この宇宙用断熱材を取り付けた断熱面71の排熱量はほぼゼロとなる。

[0047] 図7の展開型ラジエーター100dでは、収納状態において最外層面となる、外層面22と第2外側面42との各々の少なくとも一部を断熱領域としている。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100dによれば、オービットレイジング中の宇宙器における熱損失を抑えることができる。

[0048] 図8を用いて、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100eについて説明する。

図8に示すように、外層面22と第2外側面42との各々は、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40との各々の先端に展開可能に結合された断熱パネル110を備える。この断熱パネル110は、実施の形態3で説明した断熱パネル110と同様である。

展開型ラジエーター100eでは、外層面22と第2外側面42との各々は、収納状態において断熱パネル110により断熱される。このとき、第1のラジエーターパネル20と第2のラジエーターパネル40との各々と各断熱パネル110とは、実施の形態3で説明した第3の展開機構120により結合される。

展開型ラジエーター100eでは、第1のラジエーターパネル20の両面と第2のラジエーターパネル40の両面とは、排熱面72であるものとする。

[0049] 図8の展開型ラジエーター100eでは、収納状態において最外層面となる、外層面22と第2外側面42との各々の少なくとも一部を断熱パネルにより断熱している。また、第1のラジエーターパネル20の両面と第2のラジエーターパネル40の両面とは、排熱面72である。よって、本実施の形態に係る展開型ラジエーター100eによれば、オービットレイジング中の宇宙器における熱損失を抑えるとともに、静止軌道到達後の排熱量をより大きくすることができる。

[0050] 実施の形態1から5について説明したが、これらの実施の形態のうち、複数の実施の形態を組み合わせて実施してもよい。また、これらの実施の形態のうち、複数の部分を組み合わせて実施してもよい。あるいは、これらの実施の形態のうち、1つの部分を実施しても構わない。その他、これらの実施の形態の内容を、全体として、あるいは部分的に、どのように組合せて実施しても構わない。すなわち、発明の範囲内において、各実施の形態の自由な組み合わせ、各実施の形態の任意の構成要素の変形、または各実施の形態の任意の構成要素の省略が可能である。

上述した実施の形態は、本質的に好ましい例示であり、本発明、その適用物あるいは用途の範囲を制限することを意図するものではなく、必要に応じて種々の変更が可能である。上述した実施の形態は、本手法の理解を助けるためのものであって、発明を限定するためのものではない。

符号の説明

[0051] 100, 100a, 100b, 100c, 100d, 100e, 100x
展開型ラジエーター、10 衛星構体の南面または北面、20 第1のラジエーターパネル、21 第1対向面、22 外層面、30 第1の展開機構、40 第2のラジエーターパネル、41 第2対向面、42 第2外側面、50 第2の展開機構、60 保持解放機構、71 断熱面、72 排熱面、110 断熱パネル、111 第3対向面、112 第3外側面、120 第3の展開機構、140 展開遅延機構、141 ローラ、142 カム。

請求の範囲

[請求項1]

衛星構体に搭載された展開型ラジエーターにおいて、

第1のラジエーターパネルと、

前記第1のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第1の展開機構であって、前記第1のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第1のラジエーターパネルを展開する第1の展開機構と、

前記第1のラジエーターパネルが前記衛星構体に対向した状態において、前記第1のラジエーターパネルと重なって前記衛星構体の南面または北面に対向しているとともに前記衛星構体と前記第1のラジエーターパネルとの間に挟まれた第2のラジエーターパネルと、

前記第2のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第2の展開機構であって、前記第2のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第2のラジエーターパネルを前記第1のラジエーターパネルの展開方向と反対方向に展開する第2の展開機構と

を備えた展開型ラジエーター。

[請求項2]

前記展開型ラジエーターは、

前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとが重なって前記衛星構体の南面または北面に対向している状態において、前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとを重ねて保持するとともに、前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとを保持した状態から、前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとを解放する保持解放機構を備えた請求項1に記載の展開型ラジエーター。

[請求項3]

前記第1のラジエーターパネルは、

前記衛星構体の南面または北面と対向する第1対向面の反対面である外層面の少なくとも一部が断熱されている請求項1または2に記載

の展開型ラジエーター。

- [請求項4] 前記第1のラジエーターパネルは、
前記外層面の少なくとも一部に断熱材を取り付けた請求項3に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項5] 前記第1のラジエーターパネルは、
前記第1のラジエーターパネルが前記衛星構体に対向した状態において、前記外層面の少なくとも一部を覆う断熱パネルを備えた請求項3に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項6] 前記展開型ラジエーターは、
前記断熱パネルを前記第1のラジエーターパネルに展開可能に結合する第3の展開機構を備えた請求項5に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項7] 前記展開型ラジエーターは、
前記第1のラジエーターパネルが90度以上展開してから前記第2のラジエーターパネルの展開を開始させる展開遅延機構を備えた請求項1から6のいずれか1項に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項8] 前記第1の展開機構と前記第2の展開機構とは、バネの弾性エネルギーにより駆動されている請求項1から7のいずれか1項に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項9] 前記第1の展開機構と前記第2の展開機構とは、モータにより駆動されている請求項1から8のいずれか1項に記載の展開型ラジエーター。

補正された請求の範囲
[2018年3月15日(15.03.2018) 国際事務局受理]

[請求項 1] (補正後)

衛星構体に搭載された展開型ラジエーターにおいて、

第 1 のラジエーターパネルと、

前記第 1 のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第 1 の展開機構であって、前記第 1 のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第 1 のラジエーターパネルを展開する第 1 の展開機構と、

前記第 1 のラジエーターパネルが前記衛星構体に対向した状態において、前記第 1 のラジエーターパネルと重なって前記衛星構体の南面または北面に対向しているとともに前記衛星構体と前記第 1 のラジエーターパネルとの間に挟まれた第 2 のラジエーターパネルと、

前記第 2 のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第 2 の展開機構であって、前記第 2 のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第 2 のラジエーターパネルを前記第 1 のラジエーターパネルの展開方向と反対方向に展開する第 2 の展開機構と

を備え、

前記第 1 のラジエーターパネルは、

前記衛星構体の南面または北面と対向する第 1 対向面の反対面である外層面が断熱面であるとともに、前記第 1 対向面が排熱面であり、

前記第 2 のラジエーターパネルは、

前記衛星構体の南面または北面と対向する第 2 対向面と、前記第 2 対向面の反対面とが排熱面である展開型ラジエーター。

[請求項 2] (補正後)

衛星構体に搭載された展開型ラジエーターにおいて、

第 1 のラジエーターパネルと、

前記第1のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第1の展開機構であって、前記第1のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第1のラジエーターパネルを展開する第1の展開機構と、

前記第1のラジエーターパネルが前記衛星構体に対向した状態において、前記第1のラジエーターパネルと重なって前記衛星構体の南面または北面に対向しているとともに前記衛星構体と前記第1のラジエーターパネルとの間に挟まれた第2のラジエーターパネルと、

前記第2のラジエーターパネルを前記衛星構体に結合する第2の展開機構であって、前記第2のラジエーターパネルが前記衛星構体の南面または北面に対向した状態から、前記第2のラジエーターパネルを前記第1のラジエーターパネルの展開方向と反対方向に展開する第2の展開機構と

を備え、

前記第1のラジエーターパネルは、

前記衛星構体の南面または北面に対向する第1対向面と、前記第1対向面の反対面とが排熱面であり、

前記第2のラジエーターパネルは、

前記衛星構体の南面または北面に対向する第2対向面と、前記第2対向面の反対面とが排熱面である展開型ラジエーター。

[請求項3] (補正後)

前記展開型ラジエーターは、

前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとが重なって前記衛星構体の南面または北面に対向している状態において、前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとを重ねて保持するとともに、前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとを保持した状態から、前記第1のラジエーターパネルと前記第2のラジエーターパネルとを解放する保持解放

機構を備えた請求項 1 または 2 に記載の展開型ラジエーター。

- [請求項 4] 前記第 1 のラジエーターパネルは、
前記外層面の少なくとも一部に断熱材を取り付けた請求項 3 に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項 5] 前記第 1 のラジエーターパネルは、
前記第 1 のラジエーターパネルが前記衛星構体に対向した状態において、前記外層面の少なくとも一部を覆う断熱パネルを備えた請求項 3 に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項 6] 前記展開型ラジエーターは、
前記断熱パネルを前記第 1 のラジエーターパネルに展開可能に結合する第 3 の展開機構を備えた請求項 5 に記載の展開型ラジエーター。
- [請求項 7] (削除)
- [請求項 8] (削除)
- [請求項 9] (削除)

条約第19条（1）に基づく説明書

請求の範囲第1項の補正は、出願時の請求の範囲第1項、第3項、及び明細書の段落〔0025〕に基づく。補正後の請求の範囲第1項は、国際調査報告に挙げられた文献に対して進歩性を有する。

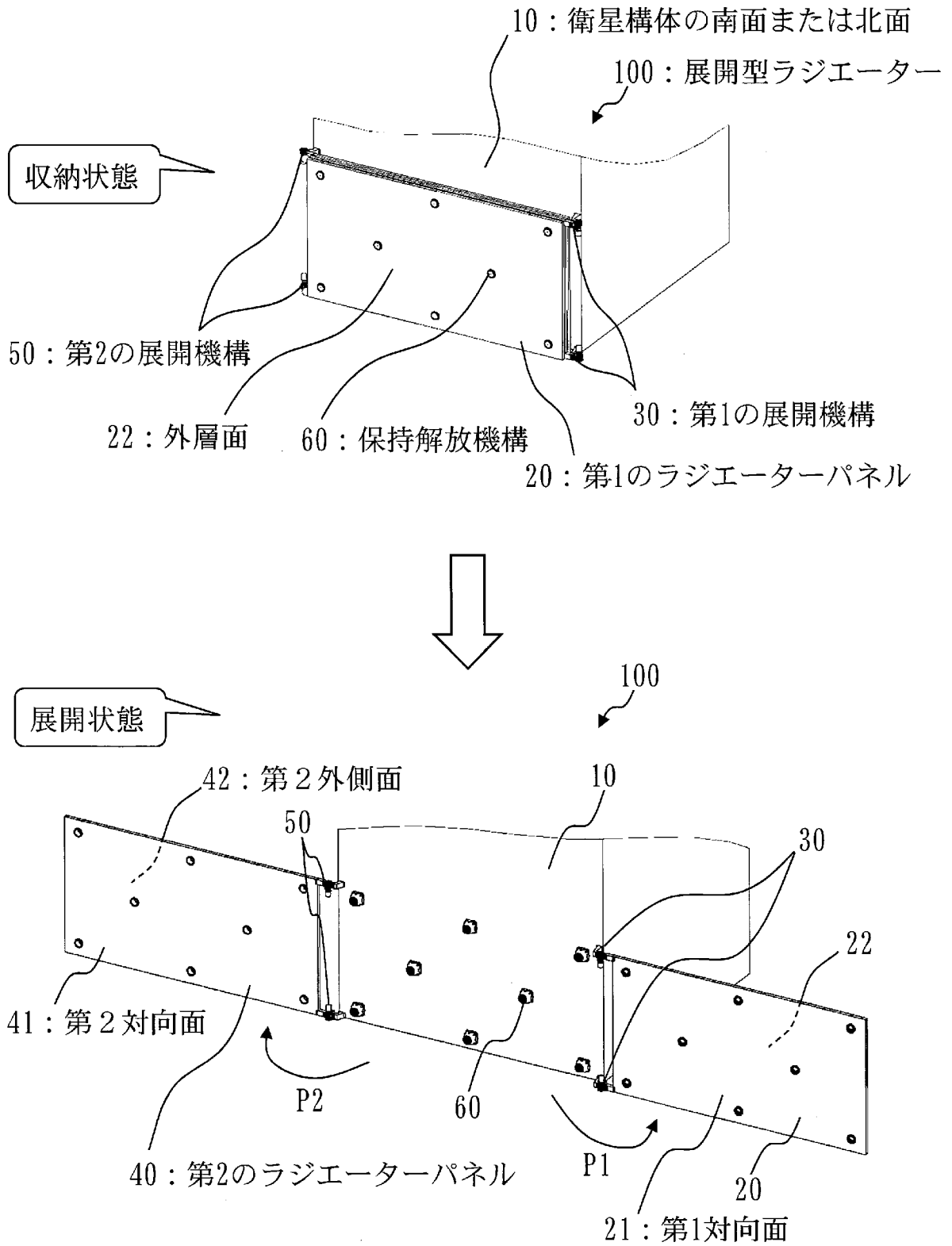
請求の範囲第2項の補正は、出願時の請求の範囲第1項、及び明細書の段落〔0027〕に基づく。補正後の請求の範囲第2項は、国際調査報告に挙げられた文献に対して進歩性を有する。

請求の範囲第3項は、出願時の請求の範囲第2項に対応する請求項である。また、請求の範囲第4項から第6項は、出願時の請求の範囲第4項から第6項と同じである。請求の範囲第3項から第6項は、請求の範囲第1項または第2項に従属する請求項であるので、進歩性を有するものとする。

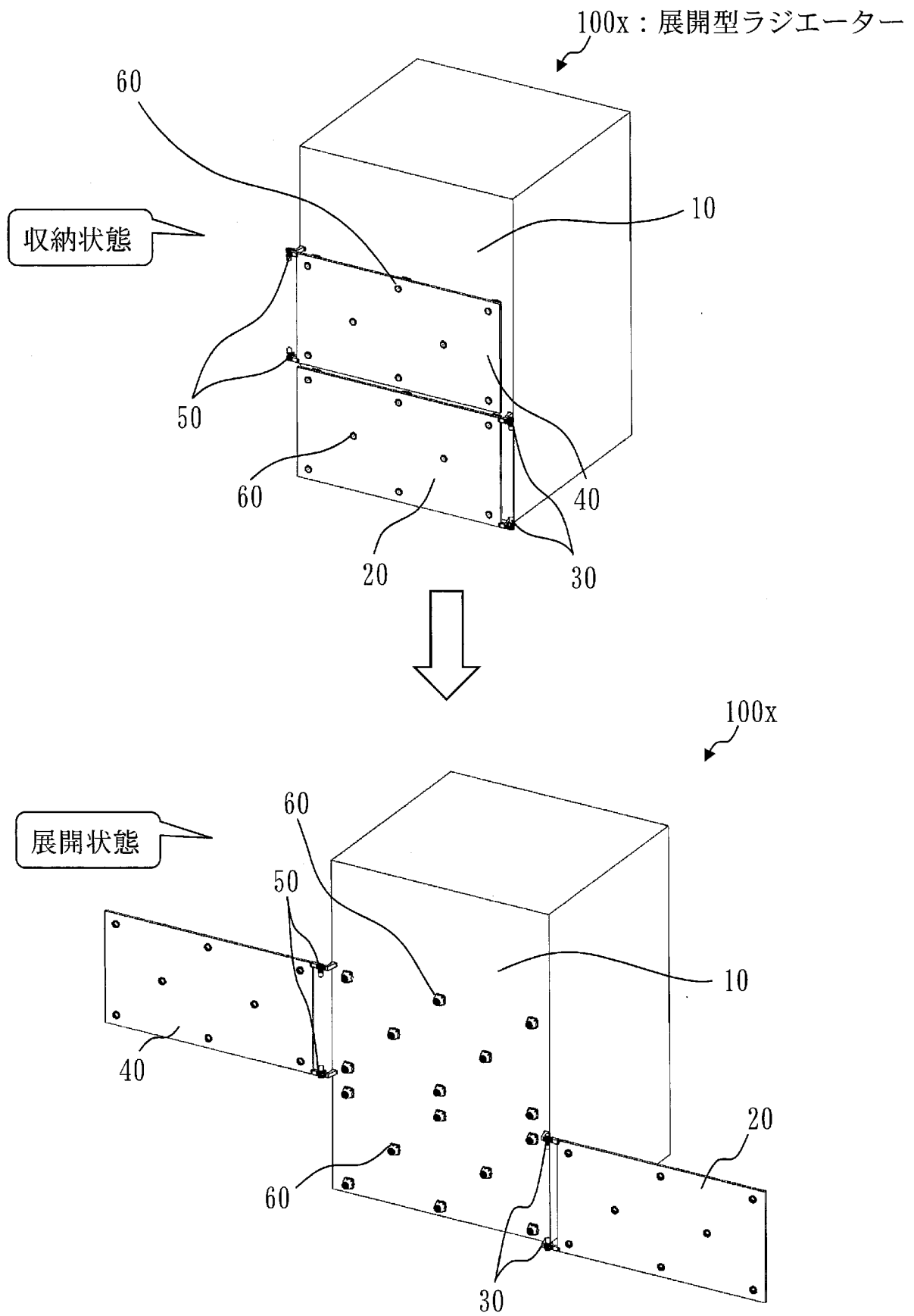
出願時の請求の範囲第7項から第9項は削除した。

以上

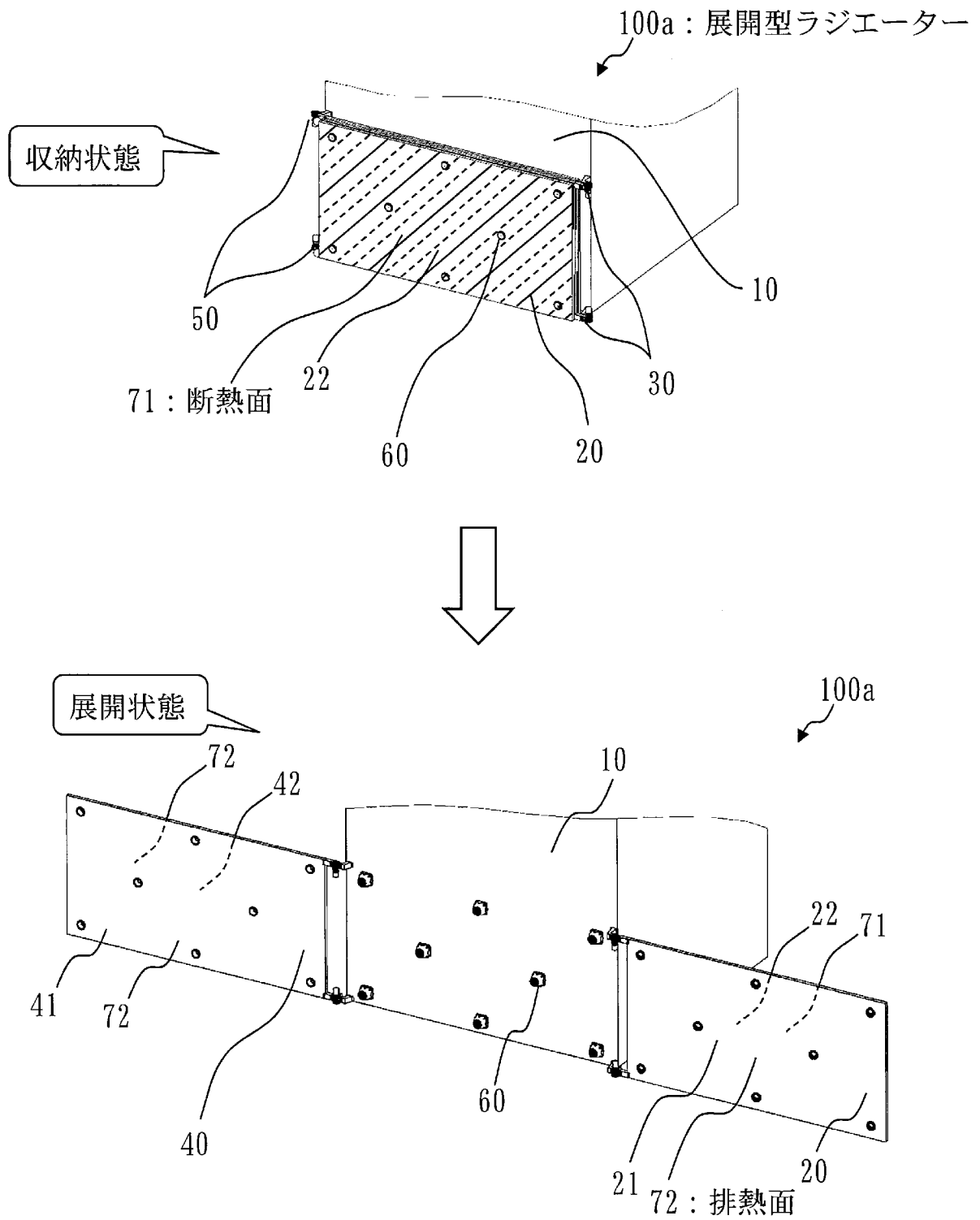
[図1]



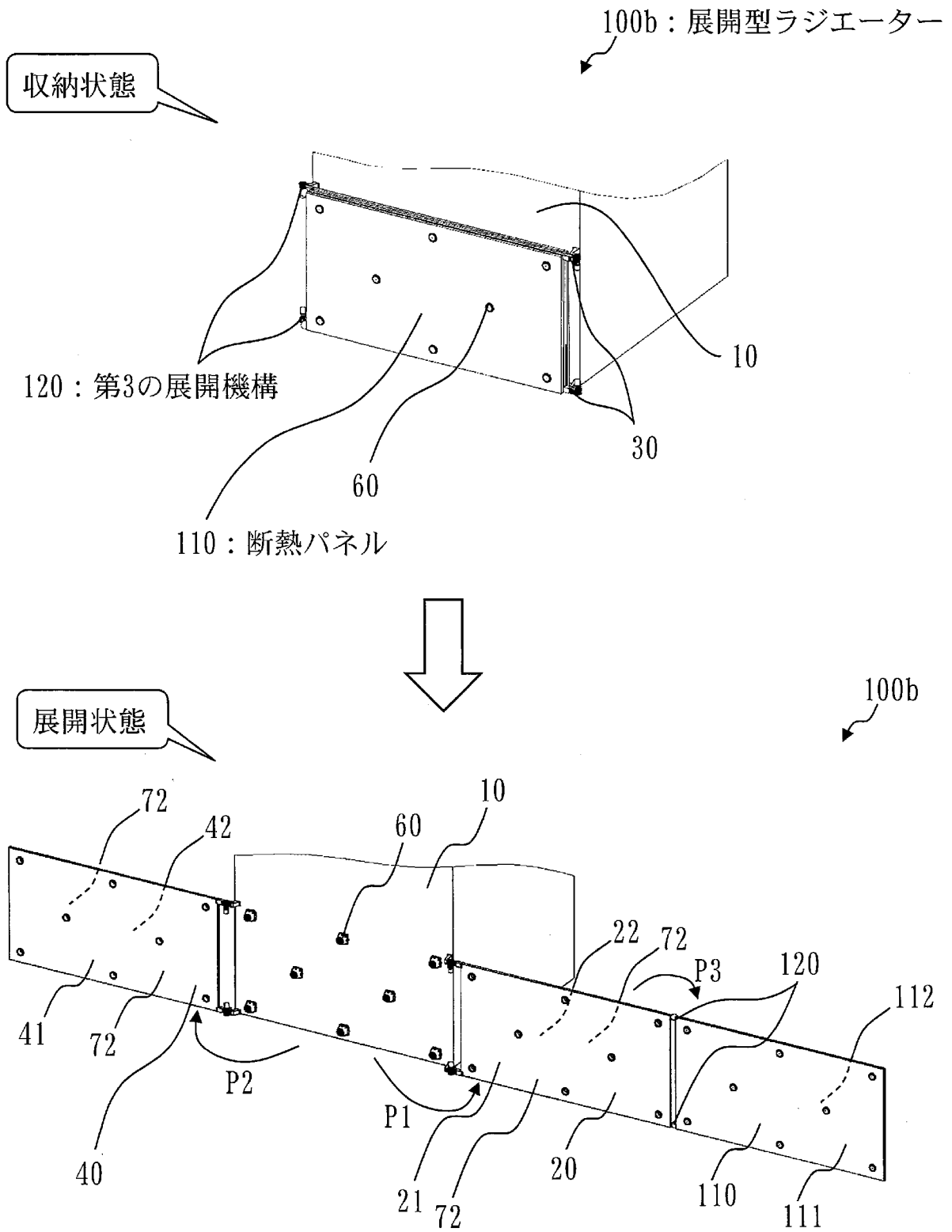
[図2]



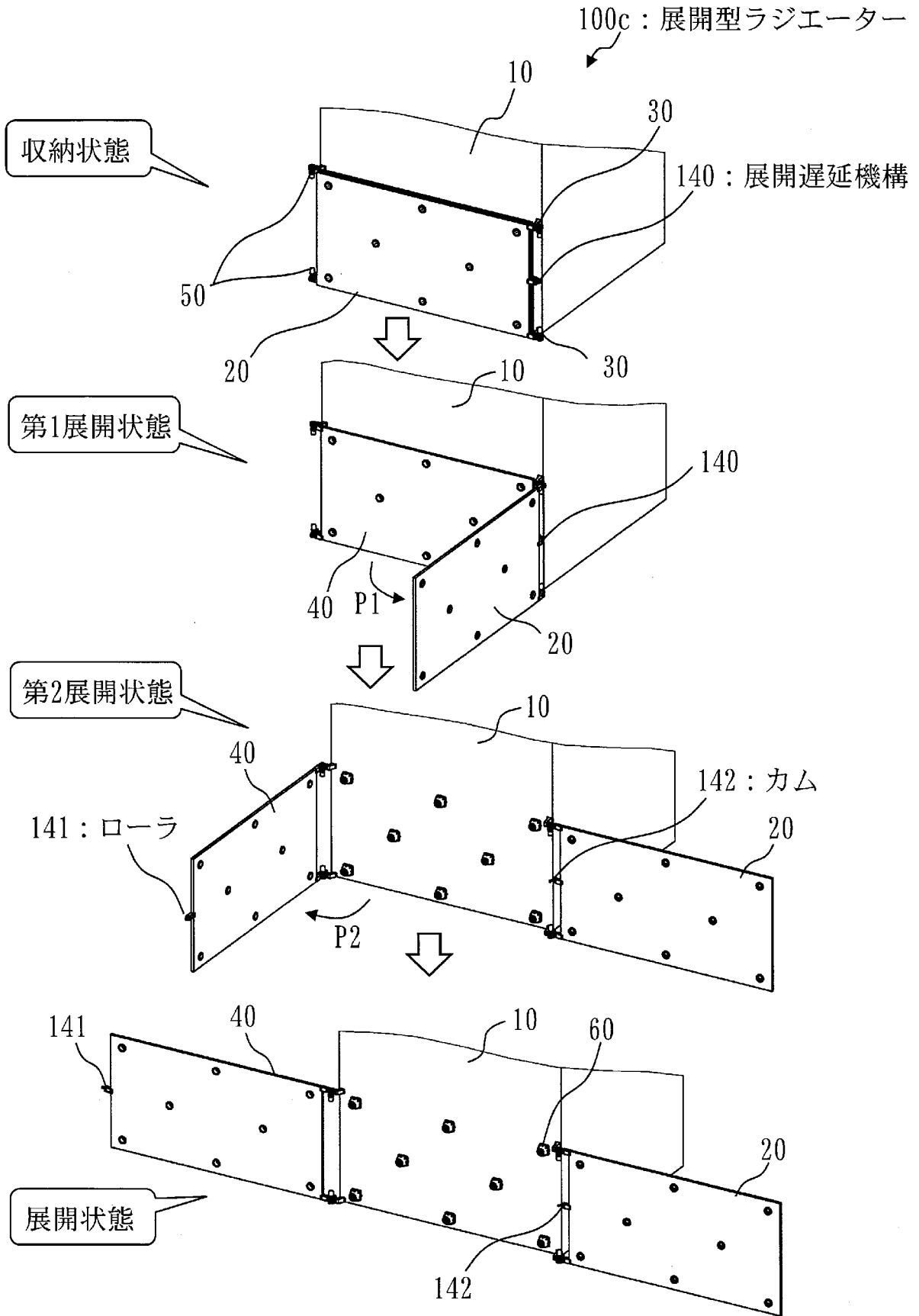
[図3]



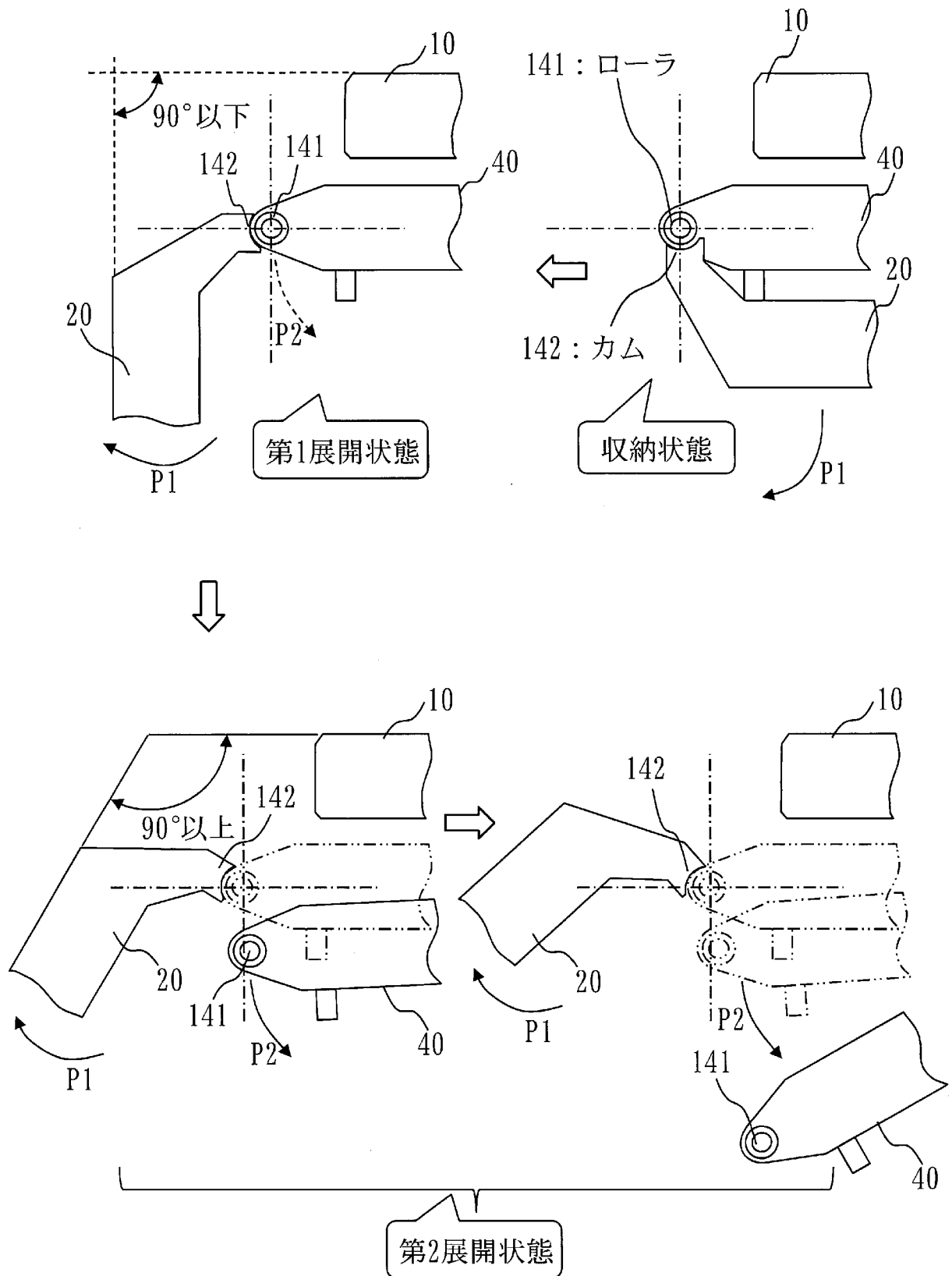
[図4]



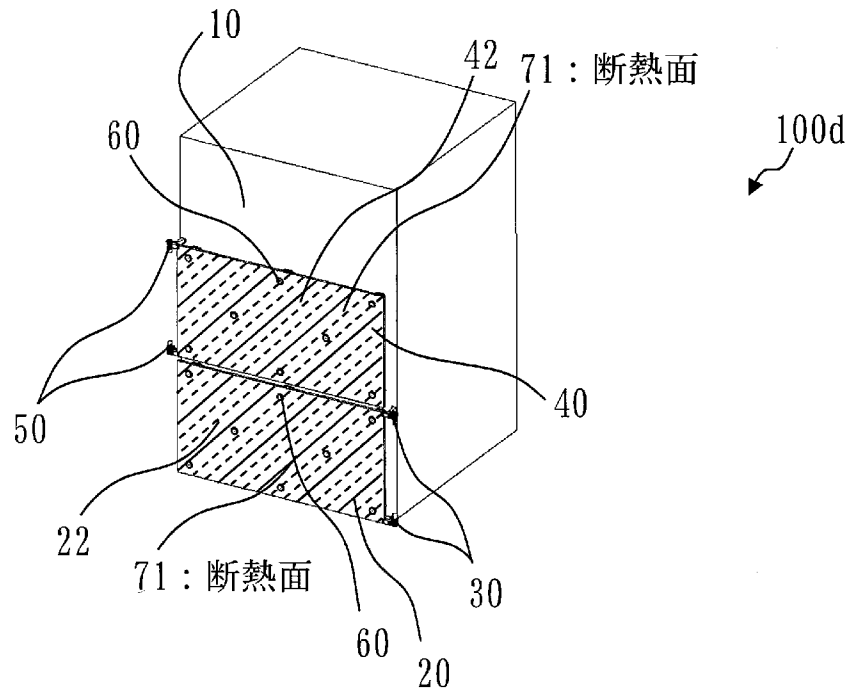
[図5]



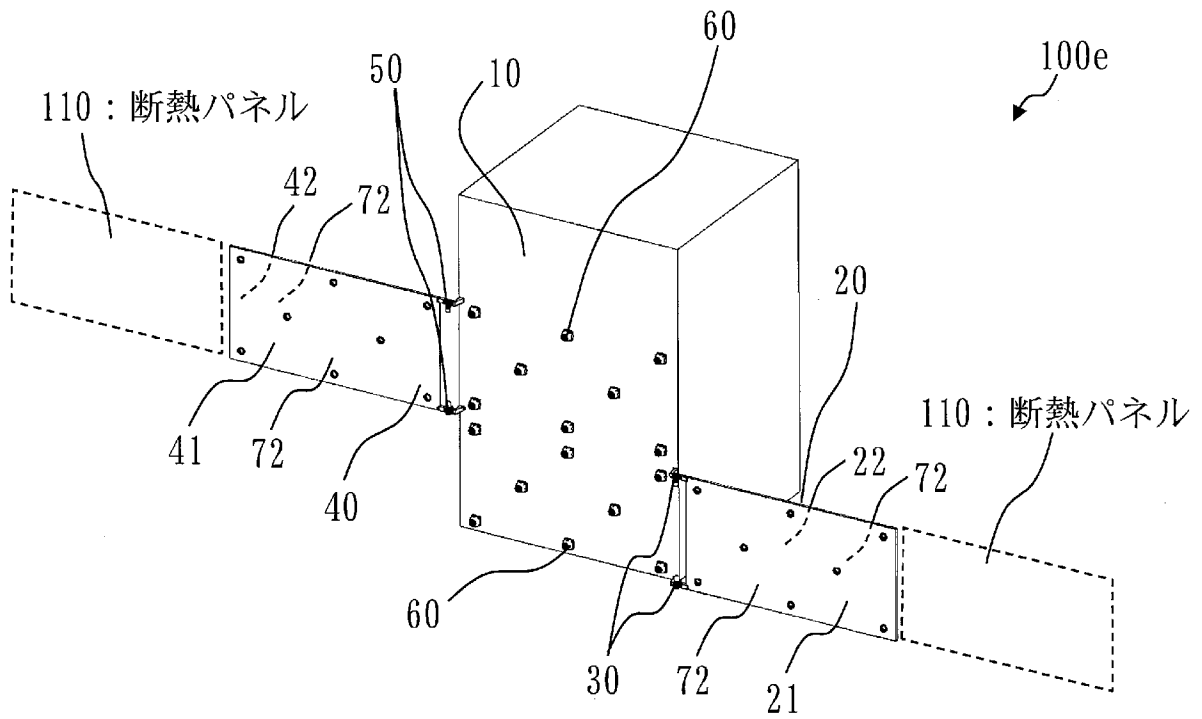
[図6]



[図7]



[図8]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2017/009513

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
B64G1/50(2006.01) 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)
B64G1/50

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

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2017
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2017	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2017

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.
Y	JP 2005-178773 A (Alcatel), 07 July 2005 (07.07.2005), paragraphs [0022], [0072] to [0078], [0092]; fig. 7, 11 & US 2005/0156083 A1 paragraphs [0035], [0085] to [0091], [0105]; fig. 7, 11 & EP 1547923 A1 & FR 2864033 A1	1-9
Y	JP 2003-276696 A (Mitsubishi Electric Corp.), 02 October 2003 (02.10.2003), paragraph [0002]; fig. 6 (Family: none)	1-9

Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"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	

Date of the actual completion of the international search 16 May 2017 (16.05.17)	Date of mailing of the international search report 30 May 2017 (30.05.17)
---	--

Name and mailing address of the ISA/ Japan Patent Office 3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915, Japan	Authorized officer Telephone No.
--	---

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2017/009513

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	JP 63-61700 A (Director General, Agency of Industrial Science and Technology), 17 March 1988 (17.03.1988), pages 1 to 2; fig. 5 to 7 (Family: none)	2-9
Y A	JP 2008-265522 A (Japan Aerospace Exploration Agency), 06 November 2008 (06.11.2008), paragraphs [0006], [0013], [0031] to [0033]; fig. 3 to 5 & US 2008/0257525 A1 paragraphs [0009], [0015], [0050] to [0053]; fig. 3 to 5	3-9 1-2
A	EP 0780304 A1 (HE HOLDINGS, INC.), 25 June 1997 (25.06.1997), & US 5806800 A	1-9

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. B64G1/50(2006.01)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. B64G1/50		
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 1971-2017年 日本国実用新案登録公報 1996-2017年 日本国登録実用新案公報 1994-2017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
Y	JP 2005-178773 A（アルカテル）2005.07.07, 段落[0022], [0072]-[0078], [0092], 図7, 11 & US 2005/0156083 A1 段落[0035], [0085]-[0091], [0105], 図7, 11 & EP 1547923 A1 & FR 2864033 A1	1-9
Y	JP 2003-276696 A（三菱電機株式会社）2003.10.02, 段落[0002], 図6（ファミリーなし）	1-9
<input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input type="checkbox"/> 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 16.05.2017	国際調査報告の発送日 30.05.2017	
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） 諸星 圭祐 電話番号 03-3581-1101 内線 3341	3D 5784

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
Y	JP 63-61700 A (工業技術院長) 1988.03.17, 第1-2頁, 図5-7 (ファミリーなし)	2-9
Y	JP 2008-265522 A (独立行政法人宇宙航空研究開発機構)	3-9
A	2008.11.06, 段落[0006], [0013], [0031]-[0033], 図3-5 & US 2008/0257525 A1 段落[0009], [0015], [0050]-[0053], 図3-5	1-2
A	EP 0780304 A1 (HE HOLDINGS, INC.) 1997.06.25 & US 5806800 A	1-9