

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5528732号
(P5528732)

(45) 発行日 平成26年6月25日(2014.6.25)

(24) 登録日 平成26年4月25日(2014.4.25)

(51) Int.Cl.

F I

B 6 4 G 1/40 (2006.01)

B 6 4 G 1/40

A

請求項の数 18 (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願2009-159956 (P2009-159956)	(73) 特許権者	505277691
(22) 出願日	平成21年7月6日(2009.7.6)		スネクマ
(65) 公開番号	特開2010-13097 (P2010-13097A)		フランス国、75015・パリ、ブルーバ
(43) 公開日	平成22年1月21日(2010.1.21)		ール・ドユ・ジエネラル・マルシアル・
審査請求日	平成24年4月20日(2012.4.20)		バラン、2
(31) 優先権主張番号	0854569	(74) 代理人	100082005
(32) 優先日	平成20年7月4日(2008.7.4)		弁理士 熊倉 禎男
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100088694
			弁理士 弟子丸 健
		(74) 代理人	100103609
			弁理士 井野 砂里
		(74) 代理人	100095898
			弁理士 松下 満
		(74) 代理人	100098475
			弁理士 倉澤 伊知郎

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 宇宙航行機用の極低温液体貯蔵システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

宇宙航行機用の極低温液体貯蔵システムであって、少なくとも1つの液体タンク(1A)を有する極低温液体貯蔵システムにおいて、外側ケーシング(1B)と、前記タンク(1A)と前記外側ケーシング(1B)との間に設けられた排気空間と、熱の良導体である材料で作られていて、微小重力中に存在しているときに前記タンク(1A)内の液体を局所化するよう極低温冷凍機(11)によって冷却される推進剤管理装置(14;15)と、前記タンク(1A)が地上に置かれているときに底部のところに存在する前記タンク(1A)の部分内に位置すると共に排気断熱二重壁によって包囲されているフィラーパイプ(21)と、前記タンク(1A)を前記外側ケーシング(1B)に連結すると共に前記タンク(1A)の直径の半分以上の内部長さを備えるパージパイプ(22A)とを有する、ことを特徴とする極低温液体貯蔵システム。

【請求項 2】

前記極低温液体貯蔵システムは、前記タンク(1A)を前記外側ケーシング(1B)内に保持する手段(12;13)を有し、前記保持手段(12;13)は、熱伝導率が低く、且つ、前記極低温冷凍機(11)によって冷却される前記推進剤管理装置(14;15)に対して30°~120°だけ角度間隔をおいて位置している、

請求項1記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項 3】

前記推進剤管理装置(14)は、前記タンク(1A)の極軸上に配置され、前記保持手

10

20

段は、断熱材料で作られていて且つ前記タンク（１Ａ）と前記外側ケーシング（１Ｂ）との間で赤道面の付近に設けられた締結スカート（１３）を含む、

請求項２記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項４】

前記推進剤管理装置（１５）は、前記極低温冷凍機（１１）によって冷却されるリングに固定された２つの切頭円錐体の形態をしていて、前記赤道面の付近に配置され、前記保持手段は、前記タンク（１Ａ）と前記外側ケーシング（１Ｂ）との間で極軸上に設けられた機械式締結部材（１２）を含む、

請求項２記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項５】

前記極低温液体貯蔵システムは、前記タンク（１Ａ）と前記外側ケーシング（１Ｂ）との間に設けられた超断熱材料（２０）を有する、

請求項１乃至４のいずれか１項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項６】

前記液体タンク（１Ａ）及び前記外側ケーシング（１Ｂ）は、前記宇宙航行機の重心（４３）の付近で中央管（４１）内に取り付けられている、

請求項１乃至５のいずれか１項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項７】

前記極低温液体貯蔵システムは、前記極低温冷凍機（１１）と前記外側ケーシング（１Ｂ）との間に設けられたデカップリングベロー（４４）を有する、

請求項１乃至６のいずれか１項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項８】

前記極低温液体貯蔵システムは、前記極低温冷凍機（１１）の最も近くに位置する場所で前記タンク（１Ａ）の液体中に浸漬された蒸発器（２８）を有し、前記蒸発器（２８）は、多孔質材料から成り、前記蒸発器（２８）の延長部として、前記外側ケーシング（１Ｂ）に連結された小さな断面の管が設けられている、

請求項１乃至７のいずれか１項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項９】

前記極低温液体貯蔵システムは、前記タンク（１Ａ）を前記外側ケーシング（１Ｂ）に連結しているパイプ（２５）を有し、液体蒸発器を形成する内側スクリーン（２６）が、前記パイプ（２５）内に組み込まれている、

請求項１乃至７のいずれか１項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項１０】

発熱体（２９）は、前記蒸発器（２８；２６）と関連している、

請求項８又は９記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項１１】

前記極低温液体貯蔵システムは、液体取り出し開口部の付近で前記タンク（１Ａ）に組み込まれている低温ヘッドを備えた極低温冷凍機（１１）を有し、前記極低温冷凍機（１１）は、冷却ループ（３１）によって放熱器（３２）に連結されている、

請求項１乃至１０のいずれか１項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項１２】

前記極低温液体貯蔵システムは、放熱器（３２）に直接取り付けられると共に極低温ヒートパイプ（４５）によって前記タンク（１Ａ）に連結された極低温冷凍機（１１）を有する、

請求項１乃至１０のいずれか１項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項１３】

前記極低温冷凍機（１１）は、スターリング型のものである、

請求項１１又は１２記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項１４】

前記極低温冷凍機（１１）は、パルスガスト्यूブ型のものである、

請求項 1 1 又は 1 2 記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項 1 5】

前記極低温液体貯蔵システムは、前記タンク（1 A）内に配置された膨張段及び冷却用放熱器（3 2）に対してオフセットした状態で設けられた圧縮機を備えるジュール・トムソン型の極低温冷凍機を有する、

請求項 1 乃至 1 0 のいずれか 1 項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項 1 6】

前記タンク（1 A）内に貯蔵された極低温液体は、グリッド付きプラズマ又はイオン電気式スラスタに供給されるキセノン、クリプトン、ネオン、又はアルゴンを含む液化不活性ガスである、

請求項 1 乃至 1 5 のいずれか 1 項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項 1 7】

前記タンク（1 A）内に貯蔵されている前記極低温液体は、液体酸素である、

請求項 1 乃至 1 5 のいずれか 1 項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【請求項 1 8】

前記宇宙航行機は、人工衛星、無人自動探測機、居住型宇宙航行機により構成されている、

請求項 1 乃至 1 7 のいずれか 1 項に記載の極低温液体貯蔵システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本発明は、少なくとも 1 つの液体タンクを有する宇宙航行機用極低温液体貯蔵システムに関する。

【背景技術】

【0 0 0 2】

赤外線天文衛星の検出器及び望遠鏡を冷却する目的で超流動液体ヘリウムを貯蔵する宇宙用タンクが既に知られている。

【0 0 0 3】

それにもかかわらず、この種のタンクに必要な断熱材の重量は、非常に大きく、それにより推進用途に用いるのは困難である。

【0 0 0 4】

さらに、地球軌道における任務又は惑星間任務のための液体水素及び液体酸素の使用が、特に米国において長年にわたり分析されている。人工衛星用の表面張力タンクと同一の原理を利用して微小重力中での液相 / 気相境界を定めることが必要である。断熱材は、液体ヘリウムタンクの場合よりも簡単且つ軽量である。

【0 0 0 5】

欧州特許出願公開第 1 2 4 8 0 3 1（A 2）号明細書は、加速下で又は打ち上げ発射台における短期間任務のための打ち上げ段階において液体水素又は液体酸素を貯蔵する形式のタンクの一例を記載している。それにもかかわらず、長期間の惑星間任務における利用のための手立ては取られていない。

【0 0 0 6】

また、一般に炭素繊維の外側巻き付け体を備えたチタン製シェルを有する高圧タンク内に超臨界状態で貯蔵されたキセノンが供給される、プラズマ又はイオンスラスタを備えた通信衛星が知られている。

【0 0 0 7】

全体サイズを減少させ、かくして超臨界状態の流体の密度（比重 1 . 4 ~ 1 . 7）を増大させることができれば、高い動作時最大圧力（1 5 メガパスカル（MPa）~ 1 9 MPa）が得られるが、その結果、重量が貯蔵状態のキセノンの重量の 1 0 % ~ 1 3 % に相当する極めて重いタンクが生じる。

【0 0 0 8】

10

20

30

40

50

今日におけるこの種のシステムは、静止衛星の南北軸を制御するのに役立つに過ぎない。軌道移行の一部分も又電気駆動下で実施された場合、重量は2倍になる恐れがある。したがって、かかる用途に関し、タンクの乾燥重量及び容積を減少させることができるということが望ましい。

【0009】

NASAは又、電気推進方式を用いて惑星間任務を準備したことがあり、ドーン・ミッション(Dawn mission)は、小惑星帯に対する任務であり、これは、キセノンが供給されるイオンスラストの使用を当てにしている。ドーン型推進システムの乾燥重量は、129キログラム(kg)である。タンク重量は、21.6kgであり、タンクは、425kgのキセノンを収容する。この比較的低いパーセント値(5.1%)は、非常に困難な技術

10

【0010】

かくして、キセノンを貯蔵したり送り出したりする機能は、全体として乾燥重量の33%を占め、サブシステムの乾燥重量を減少させれば性能が大幅に向上する惑星間任務にとって取るに足りないとは言えないことが理解できる。

【0011】

一般に、高圧タンク内に超臨界状態で貯蔵されたキセノンが供給されるプラズマ又はイオンスラストを装備したシステムには、次の欠点がある。

- ・貯蔵物の乾燥重量パーセント値は、化学的推進方式の場合よりも高いこと。
- ・タンクとスラストとの間に高圧弁及びエキスパンダを設ける必要があり、それにより、部品数が増加するので重量が増大すると共に信頼性が低下すること。
- ・タンクの安全係数は、一般に、非常に低いので、スタッフが、タンクを充填した後、制約なくそこに存在することができないこと。

20

【0012】

図10は、ホローカソードを用いた4基のプラズマ又はイオンスラスト110を備えた推進システムに関する先行技術の形態を示す略図であり、各スラストは、1組の弁及び調整器部材を有するキセノン流量制御モジュール109を備えている。キセノン(又は、適宜、超臨界状態のクリプトン)は、高圧下でキセノンタンク101内に貯蔵されている。充填/排出弁102により、充填/排出オリフィス103を介してタンク101を充填し又は排出することができる。

30

【0013】

高圧センサ104が、タンク101と関連している。冗長性を有する2つの枝路がタンク101をキセノン流量制御モジュール109に連結している。各枝路は、直列に配置された2つの高圧火工弁105と、電子エキスパンダ106と、低圧火工弁107と、双安定弁108とを有している。

【0014】

本発明は、上述の先行技術のシステムの欠点を解決することを目的としている。

40

【0015】

本発明は、特に、タンク及び関連の流体システムの構造指数を減少させると共にスタッフがタンクの充填後でも制約なく存在することができるよう圧力下の安全係数を向上させることを目的としている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0016】

【特許文献1】欧州特許出願公開第1248031号明細書

【発明の概要】

50

【課題を解決するための手段】

【0017】

本発明によれば、これらの目的は、宇宙航行機用の極低温液体貯蔵システムであって、少なくとも1つの液体タンクを有する極低温液体貯蔵システムにおいて、外側ケーシングと、タンクと外側ケーシングとの間に設けられた排気空間と、熱の良導体である材料で作られていて、微小重力中に存在しているときにタンク内の液体を局所化するよう極低温冷凍機によって冷却される推進剤管理装置と、タンクが地上に置かれているときに底部のところに存在するタンクの部分内に位置すると共に排気断熱二重壁によって包囲されているフィルパイプと、タンクを外側ケーシングに連結すると共にタンクの直径の半分以上の内部長さを備えるパージパイプとを有することを特徴とする極低温液体貯蔵システムによって達成される。

10

【0018】

極低温液体貯蔵システムは、タンクを外側ケーシング内に保持する手段を有し、保持手段は、熱伝導率が低く、且つ、極低温冷凍機によって冷却される推進剤管理装置に対して30°～120°だけ角度間隔を置いて位置している。

【0019】

第1の可能な実施形態では、推進剤管理装置は、タンクの極軸上に配置され、保持手段は、断熱材料で作られていて且つタンクと外側ケーシングとの間で赤道面の付近に設けられた締結スカートを含む。

【0020】

20

別の可能な実施形態では、極低温冷凍機によって冷却されるリングに固定された2つの切頭円錐体の形態をしている推進剤管理装置は、赤道面の付近に配置され、保持手段は、タンクと外側ケーシングとの間で極軸上に設けられた機械式締結部材を含む。

【0021】

有利には、極低温液体貯蔵システムは、タンクと外側ケーシングとの間に設けられた超断熱材料を有する。

【0022】

好ましくは、液体タンク及び外側ケーシングは、宇宙航行機の重心の付近で中央管内に取り付けられている。

【0023】

30

特定の特徴によれば、極低温液体貯蔵システムは、極低温冷凍機と外側ケーシングとの間に設けられたデカップリングベローを有する。

【0024】

特定の実施形態では、極低温液体貯蔵システムは、極低温冷凍機の最も近くに位置する場所でタンクの液体中に浸漬された蒸発器を有し、蒸発器は、多孔質材料から成り、蒸発器の延長部として、外側ケーシングに連結された小さな断面の管が設けられている。

【0025】

別の特定の実施形態では、極低温液体貯蔵システムは、タンクを外側ケーシングに連結しているパイプを有し、液体蒸発器を形成する内側スクリーンが、パイプ内に組み込まれている。

40

【0026】

発熱体は、蒸発器と関連しているのが良い。

【0027】

特定の実施形態では、極低温液体貯蔵システムは、液体取り出し開口部の付近でタンクに組み込まれている低温ヘッドを備えた極低温冷凍機を有し、極低温冷凍機は、冷却ループによって放熱器に連結されている。

【0028】

別の特定の実施形態では、極低温液体貯蔵システムは、放熱器に直接取り付けられると共に極低温ヒートパイプによってタンクに連結された極低温冷凍機を有する。

【0029】

50

極低温冷凍機は、スターリング型のもの又はパルスガスクューブ型のものであるのが良い。

【0030】

別の可能な実施形態では、極低温液体貯蔵システムは、タンク内に配置された膨張段及び冷却用放熱器に対してオフセットした状態で設けられた圧縮機を備えるジュール・トムソン型の極低温冷凍機を有する。

【0031】

本発明の極低温液体貯蔵システムの第1の可能な用途では、タンク内に貯蔵された極低温液体は、グリッド付きプラズマ又はイオン電気式スラスタに供給されるキセノン、クリプトン、ネオン、又はアルゴンを含む液化不活性ガスである。

10

【0032】

本発明の極低温液体貯蔵システムの別の可能な用途では、タンク内に貯蔵されている極低温液体は、液体酸素である。

【0033】

本発明の極低温液体貯蔵システムが利用される宇宙航行機は、特に、人工衛星、無人自動探測機、居住型宇宙航行機により構成されるのが良い。

【0034】

例えばキセノンのような成分を宇宙航行機用タンク内に液体状態で貯蔵することにより、次の幾つかの利点が得られる。

- ・密度が高くなり（一立方メートルあたり1200キログラム（ kg/m^3 ）～1600キログラム（ kg/m^3 ）に対して、3057キログラム（ kg/m^3 ））、それによりタンク容量を小さくすることができるということが示唆される。

20

- ・貯蔵圧力を制御してこれをスラスタの供給圧力に一致させることができ、それにより高圧エキスパンドの使用を回避することができる。

- ・供給圧力に急激な変動が生じない。

- ・タンク（低圧タンク）の重量は、超臨界状態での貯蔵に必要な重量よりも小さい。

- ・超臨界タンクを充填するには1日又は2日以上が必要であるが、タンクを迅速に充填することができる。キセノンガス、及び複合材料で作られた壁の両方とも、熱伝導率が低く、その結果、超臨界タンクの充填が早すぎると、キセノンが、準断熱圧縮により過度に加熱される。

30

【0035】

本発明の他の特徴及び他の利点は、添付の図面を参照して例示として与えられる特定の実施形態に関する以下の説明から明らかになる。

【図面の簡単な説明】

【0036】

【図1】宇宙航行機用に適した本発明の液体貯蔵システムの概略全体図である。

【図2】宇宙航行機プラットフォームへの本発明の液体貯蔵システムの取り付け方の第1の例を示す概略立面図である。

【図3】宇宙航行機プラットフォームへの本発明の液体貯蔵システムの取り付け方の第2の例を示す概略立面図である。

40

【図4】本発明の液体貯蔵システムへの使用に適したタンクの一例の軸方向断面図であり、この図の左半分は、地上での挙動に対応し、右半分は、微小重力中での挙動に対応している図である。

【図5】図4のタンクと組み合わせて用いられるのに適した蒸発器としても働くパイプの一例を示す詳細図である。

【図6】図4のタンクと組み合わせて用いられるのに適した別個の蒸発器を備えたパイプの別の例を示す詳細図である。

【図7】本発明の液体貯蔵システムとの使用に適した赤道方向に締結されているタンクの一例を示す赤道方向概略断面図である。

【図8】本発明の液体貯蔵システムとの使用に適した赤道方向に締結されているタンクの

50

一例を示す子午線方向概略断面図である。

【図 9】本発明の液体貯蔵システムとの使用に適した極方向に締結されたタンクの一の子午線方向概略断面図である。

【図 10】宇宙航行機に適して、先行技術の特定の形態としての液体貯蔵システムの一の概略全体図である。

【発明を実施するための形態】

【0037】

本発明は、人工衛星又は惑星探測機用の電気式（プラズマ又はイオン）スラスタに供給される液体状態の不活性ガス、例えばキセノン、クリプトン、ネオン又はアルゴンを貯蔵するタンクに関する。

10

【0038】

本発明は又、宇宙航行機内への極低温燃料成分、例えば液体酸素の貯蔵に利用される。

【0039】

図 1 は、電気式推進システムに利用される本発明の一例を示している。

【0040】

極低温液体を貯蔵するタンク 1 A が、外側ケーシング 1 B 内に収容されており、この外側ケーシング内には真空が作られている。

【0041】

極低温冷凍機 1 1 が、タンク 1 A 内に入っている液体を冷却し、この液体は、例えば、キセノン、クリプトン、ネオン又はアルゴンであるのが良い。

20

【0042】

参照符号 2 A は、液体充填 / 排出オリフィス 3 A により液体をタンク 1 A に充填したりタンク 1 A から液体を排出するための弁を示している。

【0043】

弁 2 B により、タンク 1 A 内の蒸気を蒸気パージオリフィス 3 B に徐々に流すことができる。

【0044】

低圧センサ 4 A が、タンク 1 A 内の蒸気圧力をモニタするのに役立つ。

【0045】

タンク 1 A は、ライン 2 3 により、不活性ガスを、タンク 1 A とその外側ケーシング 1 B との外部に配置されたプラズマ又はイオンスラスタ 1 0 に供給するのに役立つ。

30

【0046】

ホローカソードを備えた各プラズマ又はイオンスラスタは、不活性ガス（例えば、キセノン）の流量を制御するモジュール 9 と関連している。各制御モジュール 9 は、1 組の弁及び調整器部材を有している。

【0047】

供給ライン 2 3 が、単純な組をなす双安定弁 8 により制御モジュール 9 に連結されており、これら 2 つの双安定弁 8 は、冗長な方法で互いに並列に連結されると共に別の 2 つの双安定弁 8 と直列に接続されており、これら別の双安定弁のうちの第 1 の弁は、第 1 の群をなす 2 つの制御モジュール 9 に連結され、これら双安定弁のうちの第 2 の弁は、第 2 の群をなす 2 つの制御モジュール 9 に連結されている。

40

【0048】

本発明のシステムには、特に、次の利点がある。

- ・貯蔵状態の液体の密度は、超臨界貯蔵技術を用いた場合よりも高い。
- ・タンク / エキスパンダ組立体の重量は、超臨界貯蔵技術を用いた場合よりも小さい（というのは、図 10 の先行技術のシステムの高圧火工弁 1 0 5 及びエキスパンダ 1 0 6 は、液体が低圧で貯蔵されることを条件として、省かれているからである）。

- ・高圧は存在せず、したがって、打ち上げを準備しているオペレータにとって出入りに関する制約がない。

- ・タンクは、要件に合った容積を提供するように円筒形断面を追加することによって容

50

易に改造可能である。高圧が存在しないことにより、かかる改造は非常に容易である。タンクの直径を選択することにより、タンクをプラットフォームの寸法要件に簡単に合わせることができる。

- ・或る特定のエキスパンダについては起こり得るスラストへの供給物の圧力ピークが発生しない。

- ・スラスト 10 への供給圧力を温度の制御によって調整できる。これにより、制御及び流量調整器ユニット 9 が故障した場合でも動作が劣化したモードで続行可能である。

- ・熱橋のサイズが小さいので、例えば人工衛星の制御が失われると共にその電源供給が中断した結果として又は打ち上げに先立って地上で待機している間、能動的冷却を数日間停止させることが可能である。

10

【 0 0 4 9 】

図 2 は、どのようにすれば本発明のタンク及びその外側ケーシング 1 B を人工衛星又は探測機に組み込むことができるかの一例を示している。

【 0 0 5 0 】

図 2 は、プラットフォーム 40 の中央に位置した外側ケーシング 1 B を示しており、その結果、その幾何学的中心は、プラットフォーム 40 の重心 43 の近くに位置している。

【 0 0 5 1 】

外側ケーシング 1 B 及び内側タンク（図 2 には示されていない）は、これらの幾何学的中心が宇宙航行機の重心の近くに位置するように中央管 41 内に取り付けられており、宇宙航行機は、プラズマ又はイオン電気式スラスト 10 及びこれらの関連の制御モジュール 9 と共にプラットフォーム 40 を有している。

20

【 0 0 5 2 】

中央管 41 は、極低温液体を充填するための排気二重壁ライン 21、蒸気を除去するライン 22 及びケーシング 1 B の外部に位置した電気式（プラズマ又はイオン）スラスト 10 への供給を行うライン 23 を通す開口部 42 を有している。

【 0 0 5 3 】

排気ライン 21 は、コネクタ 21 A を有するのが良く、このコネクタにより、タンク及びその外側ケーシング 1 B を中央管 41 の内部に締結した後、連結部 21 A と充填継手 3 A との間のラインの排気部分を取り付けることができる。連結部 21 A は、密封金属シールガasketを備えたフランジ又は円周溶接クランプの助けを借りて溶接された連結部であるのが良い。

30

【 0 0 5 4 】

タンク及びその外側ケーシング 1 B は、例えば円錐形スカートの形態をした締結手段によって中央管 41 の構造体内に保持されている。

【 0 0 5 5 】

タンクは、任務中、10 ~ 40 の温度状態にある環境中に配置されるので、排気状態のタンクを冷却することが必要不可欠である。これは、極低温冷凍機 11 によって行われ、この極低温冷凍機は、例えば、スターリング型又はパルスガチューブ型のものであるのが良い。

【 0 0 5 6 】

40

図 2 は、低温ヘッドがタンク内に組み込まれた極低温冷凍機を示している。かかる極低温冷凍機は、単一のブロックを構成し、即ち、低温ヘッド及び供給圧縮機は、単一の部分を形成している。この例では、極低温冷凍機の圧縮機は、熱運搬リンク 31 によって冷却され、この熱運搬リンクは、それ自体、放熱器 32 に連結されており、この放熱器は、宇宙空間に放散されることが必要な動力を放射する（これに対し、地上では、自然対流が、冷却目的で放射と共に働く）。熱排出部 31 は、ヒートパイプ又は流体ループであるのが良い。

【 0 0 5 7 】

図 3 は、図 2 の実施形態と本質的に同一であるが、極低温冷凍機 11 が放熱器 32 寄りにオフセットしている変形実施形態を示している。この形態では、極低温冷凍機 11 とタ

50

ンクとの間のリンクは、ヒートパイプ45によって設けられ、このヒートパイプは、充填／排出ライン21と同一の排気ライン中に受け入れられるのが良い。これにより、ライン21をヒートパイプ45に熱的に結合することができる。ヒートパイプ45及びライン21は、連結部が閉じられる前に、並進状態で連結部21A内に挿入される。

【0058】

例えばジョンストン型連結部を備えた充填ライン21の真空断熱は、局所沸騰（液体キセノンの沸点は、-110である）を招く場合のある熱橋の発生を回避するのに役立つ。

【0059】

（当初、周囲温度で）タンクの壁と接触状態にある蒸発した流体は、ライン22によって回収される。この流体は、選択的に、充填カートリッジ内での冷却によって再生利用されても良い。

【0060】

タンク1Aは、排気ケーシング1B内に納められるので、このタンクをそれ自体、充填が行われる前に乾燥させるのが良い。これは、空気又は他のガスによる汚染を回避するのに役立つ。

【0061】

充填は、プラットホームの軸線が垂直になった状態で準備施設内で打ち上げ前の数日間にわたって行われる。極低温冷凍機11は、熱損失を補償するのに役立つ。ノーズコーンを閉鎖した後に極低温冷凍機に電力供給することが可能ではない場合、熱損失のレベルが低いことにより、システムを打ち上げ前の2日間以上にわたって非冷凍状態のままにしておくことができる。能動的冷凍は、ソーラパネルを配備しておきさえすれば、宇宙で何でも可能になる。

【0062】

惑星間任務の場合、キセノンは、最低数箇月にわたって液体状態に保たれる必要がある。かかる条件下において、タンクの受動的断熱は、実際問題としては実施できない。

【0063】

熱損失の減少（真空下における超断熱）とタンクの冷却の両方を行うことが必要である。科学的任務に用いられる極低温冷凍機により、10ワット（W）よりも高い冷凍電力を100ケルビン（K）で得ることができる。タンク1Aは、この種の冷凍機11によって低温状態に保たれる。

【0064】

真空下における断熱は、タンク1Aと外側ケーシング1Bとの間に位置していて、真空を保つことができる多層超断熱体20によって構成されている（図4参照）。

【0065】

内側タンク1Aは、熱伝導率が低い複合材料のリンクかこれと同じ材料で作られたスカート13（図4）かのいずれかにより外側ケーシング1B内に保持されている。

【0066】

極低温冷凍機11は、好ましくは、図2、図4、図8及び図9に示されているように、充填／排出オリフィス近くに配置される。この極低温冷凍機は、その放熱器32に対してオフセットしているのが良く、かくして、冷却ループ31を図3に示されているようになくすることが可能である。

【0067】

微小重力中においては、キセノン又は他の不活性ガスは、タンク1Aの壁を濡らす。タンクが等温であると仮定すると、液体は、少なくとも任務の開始時点においてその壁の全てを濡らし、したがって、ガスを頂部オリフィスから抽気することは可能ではない。この目的のため、蒸発器28が用いられ、この蒸発器は、多孔質材料で構成され、一端部が液体内に（極低温冷凍機11の近くで、かくして、最も低温の場所に）浸漬される。蒸発器の延長部として、蒸気を通過させることができるが、内側タンク1A（等温且つ低温）と外側ケーシング1B（周囲温度状態にある）との間の温度勾配を受ける小さな断面の管が

10

20

30

40

50

設けられている。蒸発器の他端部は、液体を高速で蒸発させるのに役立つ発熱体 29 を受け入れるのが良い。この発熱体は、流量要求がない場合、回路から外れる（図 4 及び図 6 参照）。

【0068】

蒸発器 28 を浸漬した場合であっても、この蒸発器は、当然のことながら、その毛管現象により液 - 気界面を形成する。スラスト供給弁が開かれている場合、メニスカスは、次に再び作動し始める蒸発器 28 中に戻る。外壁に作用する熱質量により、この外壁上に何とか留まっていた液体キセノンの液滴は、確実に蒸発する。弁を閉じると、ライン中の蒸気の量が、液体の侵入を阻止する。

【0069】

10

図 4 は、タンクがどのように有機的に構造化されているかを示す軸方向断面図であり、この図の左半分は、地上におけるその挙動を示し、右半分は、微小重力中におけるその挙動を示している。

【0070】

内側タンク 1A と外側ケーシング 1B との間の排気空間は、超断熱体 20、供給ライン 21 の一部分、蒸気排出ラインの内側部分 22A 及び内側タンク 1A と外側ケーシング 1B との間の連結を行い、蒸発器を形成するライン 25 を収容している。

【0071】

ライン 22A、25 は、タンク 1A の半径よりも大きいか又はこれに等しい長さのものであり、それにより、良好な熱的切り離しが行われ、伝導による熱損失は、最小限に抑えられる。蒸気排出ラインの延長部として、外部ライン 22B が設けられている。

20

【0072】

図 4 は、タンク 1A 内における液体 18 及び蒸気 19 の泡の分布状態を示している。

【0073】

図 2 を参照して上述したように、タンク 1A 及びその外側ケーシング 1B は、宇宙航行機の全体の重心 43 の近くに取り付けられる必要がある。

【0074】

加うるに、抜き出された液化不活性ガスの量の関数としてのタンクの重心の変化を制限すること、特に、人工衛星又は探測機の姿勢制御を単純化することが好ましい。

【0075】

30

この目的のため、推進剤管理装置（PMD）が用いられ、この推進剤管理装置により、液化不活性ガスの質量をタンクの幾何学的中心に集めるよう液 - 気界面を維持することができる。かかる推進剤管理装置は、タンク内に配置された十字ブレード 14（図 4、図 7 及び図 8）又は円錐形スカート 15（図 9）で構成されるのが良く、これらブレードは、或る特定の表面張力タンクでは既に見受けられる種類のものである。

【0076】

液 - 気平衡状態で作動させることは、PMD 14、15 が追加の機能を実行することを意味しており、即ち、PMD は、蒸気の泡がその表面のところで生じるのを回避するよう液体を冷却しなければならない。又、PMD は、タンクの最も温度の低い部分に配置されなければならない。機械式締結部を通過する熱流束により、少量の余分の加熱がもたらされ、それにより、タンクが部分的に満たされたときに、壁の局所乾燥が生じる。したがって、PMD 14、15 を、可能である場合にはいつでも、機械式締結部に垂直に設けることが必要である。これにより、2 種類の解決策が得られる。

40

【0077】

図 7 及び図 8 は、赤道方向締結部 13 を備えたタンク 1A 内のキセノンによって微小重力中において取られる平衡状態の形状を示す赤道方向断面図及び子午線方向断面図である。タンク 1A の温度の最も高い部分は、その赤道のところに位置し、かくして、壁 17 のこの部分は、蒸気と直接的接触状態にあるので乾燥している。十字の形をした PMD 14 は、極軸上に配置されている。既知の PMD と比較すると、この PMD は、もう 1 つの機能を実行し、即ち、この PMD は、フィンと接触状態にある液体を冷却する。これは、場

50

合によってはヒートパイプと関連した熱の良導体（アルミニウム又は銅）である合金を用いることによって（場合によっては、貯蔵のための液体と同じ流体を用いて）達成できる。PMDは、極低温冷凍機Hによって冷却され、この極低温冷凍機は、スターリング型、ジュール・トムソン型又はパルスガスクューブ型のものであるのが良い。

【0078】

赤道方向締結は、断熱材料で作られた切頭円錐形スカート13の助けを借りて行われる。

【0079】

液体取り出し部は、極軸上で極低温冷凍機の近くに位置している。微小重力中にある液体の自由表面は、形状がドーナツ形であり、これは参照符号16によって示されている（図8）。

10

【0080】

図9は、極方向締結部12を用いた別の実施形態の子午線方向断面図である。かくして、極は、タンクの残部よりも温度が高い。それ自体極低温冷凍機11によって冷却される赤道方向リング25によって冷却される2つの円錐形スカート15は、回転面である自由表面16を提供することによってPMD機能を実行し、それにより、液体の重心は、タンク1Aの中心の近くに維持される。

【0081】

極方向締結部12は、円筒形断面を有するタンクに好適である。

【0082】

20

タンク1A及びその外側ケーシング1Bは、宇宙航行機、例えば打ち上げ発射台に起因した振動を生じる。締結部の弾性応答（極方向であれ赤道方向であれ、いずれにせよ）により、外側ケーシング1Bと内側タンク1Aの相対運動が引き起こされる。極低温冷凍機11のヘッドは、外側ケーシング1Bに密封取り付けされる必要があるので、この結果として、過度の力が内側タンク1Aに固定された低温ヘッドに作用する場合がある。この問題を解決するため、極低温冷凍機11の低温ヘッドがタンク1Aに固定された状態で、極低温冷凍機11と外側ケーシング1Bとの間にデカップリングベロー44を実装することができる。デカップリングベロー44により、極低温冷凍機11は、熱サイクル中、更に又、振動が存在する状態でも（図4）、外側ケーシング1Bに対して動くことができる。

【0083】

30

図4及び図8の実施形態では、極低温冷凍機11は、熱伝導によりPMD14を冷却し、それにより蒸気がPMD上に凝縮し、かくしてPMDが液体で濡れる。タンク1Aの壁の温度の最も高い部分は、赤道のところに位置し、熱流束は、機械式連結部13によって伝えられる。これにより、壁部分17は、消費した液体の量の関数として徐々に乾燥していく。

【0084】

図5は、パイプ25が蒸発器としても働く実施形態を示している。内部グリッド26が、次第に蒸発する液体をゾーン27の中に保持する。外側ケーシング1Bの赤道方向フランジを抵抗素子29によって加熱することができ、それにより流量が高い場合でも確実に蒸発が生じるようになる。図5を単純化するため、フランジは、その理想の位置に対して90°をなしたところに示されている。

40

【0085】

内部グリッド26は、ライン25内に配置された金属織物であるのが良く、それにより液体は、ヒートパイプに類似した形態で、ラインの周囲を通過するが、その中心のところでは通過することができない。この場合、蒸発器の機能は、全体としてライン25によって実行され、これに対し、図6の実施形態では、蒸発器は、これよりも短く、発熱体29は、赤道方向フランジ上ではなく、真空中で蒸発器の軸方向端部のところに位置している。

【符号の説明】

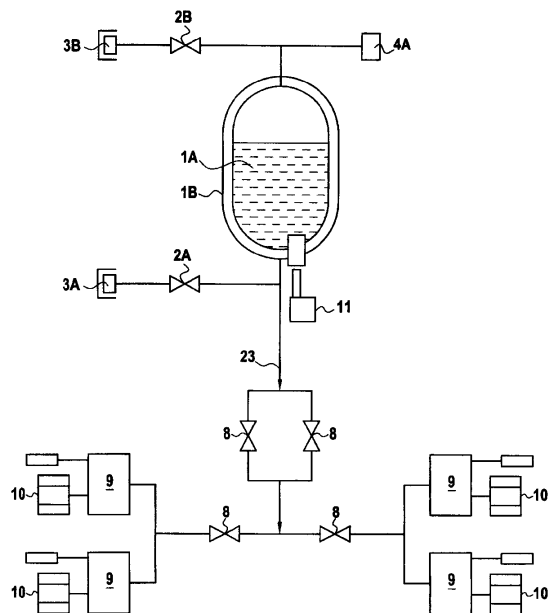
【0086】

50

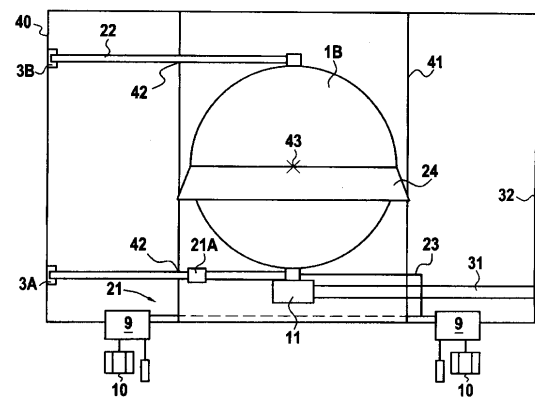
- 1 A 液体タンク
- 1 B 外側ケーシング
- 9 制御モジュール
- 10 スラスタ
- 11 極低温冷凍機
- 13 締結スカート
- 14 推進剤管理装置
- 20 超断熱材料
- 25 パイプ
- 26 内側スクリーン
- 28 蒸発器
- 29 発熱体
- 31 冷却ループ
- 32 放熱器
- 41 中央管
- 44 デカップリングベロー
- 45 極低温ヒートパイプ

10

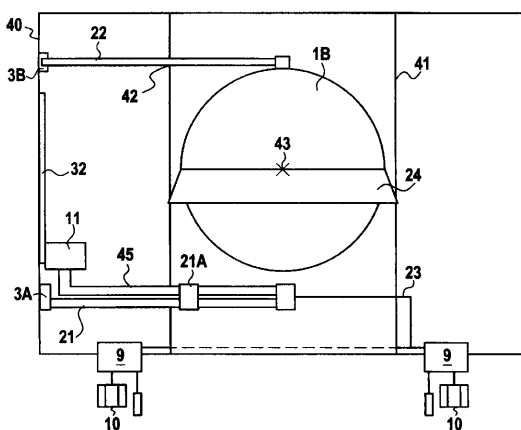
【図 1】



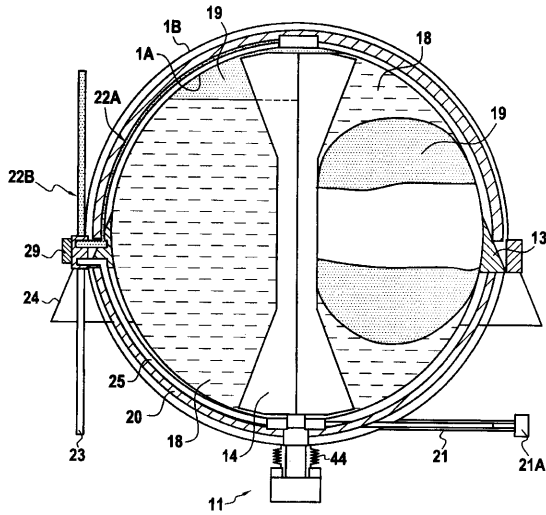
【図 2】



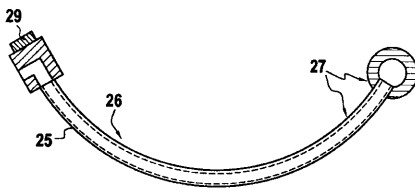
【図 3】



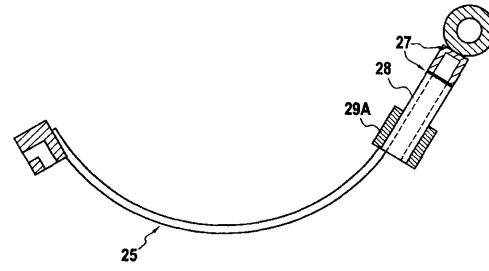
【図 4】



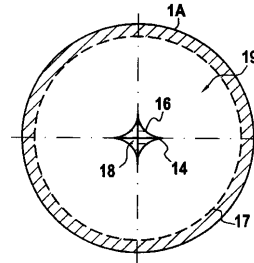
【図 5】



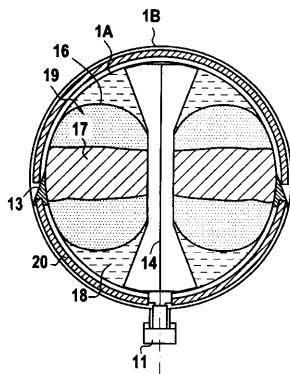
【図 6】



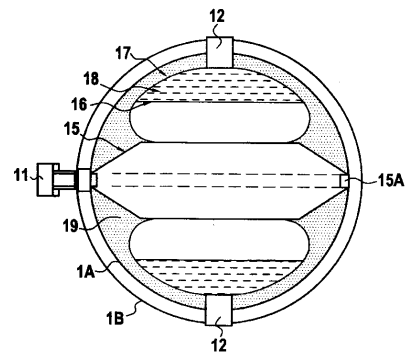
【図 7】



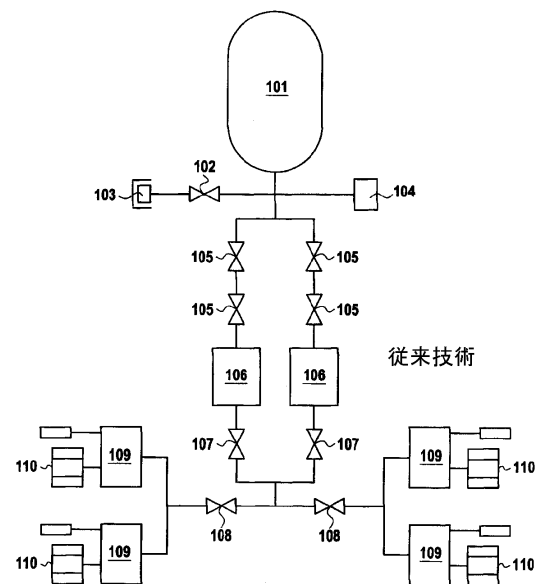
【図 8】



【図 9】



【図 10】



フロントページの続き

(74)代理人 100147968

弁理士 工藤 由里子

(72)発明者 ドミニク ヴァレンシャン

フランス 7 8 7 1 0 ロスニー スール セーヌ リュー ナショナル 1 1 9

審査官 北村 亮

(56)参考文献 米国特許第04821907(US, A)

米国特許第04272257(US, A)

特開2001-280591(JP, A)

特開平01-244999(JP, A)

米国特許第03961726(US, A)

特開昭57-061899(JP, A)

特開2006-329359(JP, A)

米国特許第06336318(US, B1)

米国特許第05901557(US, A)

特開平08-011799(JP, A)

特開平05-215298(JP, A)

仏国特許出願公開第02933475(FR, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B 6 4 G 1 / 4 0