

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2010-116140

(P2010-116140A)

(43) 公開日 平成22年5月27日(2010.5.27)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
B 6 4 C 29/00 (2006.01)	B 6 4 C 29/00 A	
B 6 4 D 37/04 (2006.01)	B 6 4 D 37/04	

審査請求 未請求 請求項の数 3 O L 外国語出願 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2009-205784 (P2009-205784)	(71) 出願人	500575824
(22) 出願日	平成21年9月7日 (2009.9.7)		ハネウェル・インターナショナル・インコーポレーテッド
(31) 優先権主張番号	12/269, 132		アメリカ合衆国ニュージャージー州07962-2245, モーリスタウン, コロンビア・ロード 101, ピー・オー・ボックス 2245
(32) 優先日	平成20年11月12日 (2008.11.12)	(74) 代理人	100140109
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 小野 新次郎
		(74) 代理人	100089705
			弁理士 社本 一夫
		(74) 代理人	100075270
			弁理士 小林 泰
		(74) 代理人	100080137
			弁理士 千葉 昭男

最終頁に続く

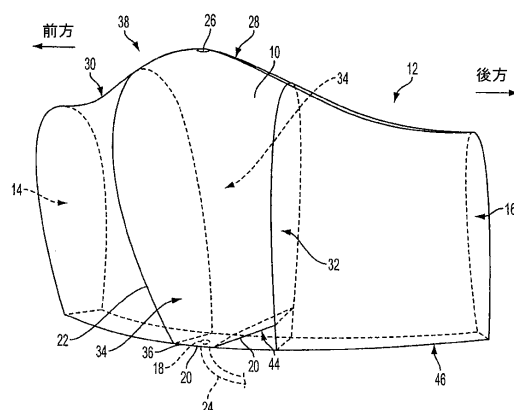
(54) 【発明の名称】 非袋状垂直燃料タンクを備えるダクトファン航空機

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】ダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンクを提供する。

【解決手段】ダクトファン航空機のコア航空機に解放可能に接続されるポッド12と、ポッドに収容される垂直燃料タンク10と、を有し、この垂直燃料タンクは、ポッドの前方部14と後方部16との間で中心決めされ、この垂直燃料タンクはさらに、垂直燃料タンクの床20において、垂直燃料タンクの前方側の側壁に隣接して配置される出口18を有し、この出口は、コア航空機に収容される引出しチューブ24に連結され、この垂直燃料タンクはさらに、ポッドダクトのハイライト部28に位置する圧力開放穴26を有する。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンクであって、前記燃料タンクは、ダクトファンのコア航空機に解放可能に接続されるポッドと、前記ポッドに収容される垂直燃料タンクと、を有し、前記垂直燃料タンクは、ポッドの前方部と後方部との間で中心決めされ、

前記燃料タンクは、垂直燃料タンクの床において出口を有し、前記出口は前記垂直燃料タンクの前方側の側壁に隣接して配置され、前記出口は前記コア航空機により収容される引出しチューブに連結される、垂直燃料タンク。

【請求項 2】

請求項 1 に記載のダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンクであって、前記ポッドは爪構成を備える、垂直燃料タンク。

【請求項 3】

請求項 2 に記載のダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンクであって、前記垂直燃料タンクの前記前方側における前記床は、前記ポッドに対して短い距離の水平部であり、前記垂直燃料タンクの後方側の側壁まで延びる傾斜した床に遷移する、垂直燃料タンク。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、非袋状垂直燃料タンクを備えるダクトファン航空機に関する。

【背景技術】

【0002】

米国政府は、アメリカ合衆国軍（TACOM）との政府契約 #W56HZV-05-C-0724 に基づき本発明に対して一定の権利を有する。

従来のマイクロ航空機および他のダクトファン無人航空機において、垂直のダクトが統合されて分離不可能にされている。この分離できないダクトに関して、典型的には燃料がダクトの周りに位置する浅く水平な袋（bladder）内に保持される。この袋は、ダクト全体に類似してこれを取り巻くピッコロチューブを保持する。ピッコロチューブは、細長いチューブ領域を有し、チューブ領域は燃料袋から燃料を取り出すための 1 つまたはそれ以上の開口を含む。ピッコロチューブは、燃料をエンジンに運ぶのを容易にするために下流のホースに接続される。

【0003】

エンジンが燃料袋内に保持された燃料を消費すると、袋の内部の空気／燃料比が増加する。空気／燃料比が高いレベルに到達すると（たとえば 1：1 より大きいレベル）、空気または燃料の蒸気を吸込む機会が増加する。従って、航空機が前方または側方に傾くと、全ての燃料が一方に流れ、ピッコロチューブの残りを袋内の空気に露出させ、空気が燃料ラインに流れることがある。

【0004】

エンジンが空気または燃料蒸気を吸込むと、典型的にはエンストする。従来のピッコロチューブに関して、エンジンは空気および／または燃料蒸気の吸込みにより、燃料袋内に収容された燃料の全てを消費する前にしばしばエンストする。結果として、エンジンの稼働時間が不都合に短くなる。さらに、閉じた（すなわち空気口の無い）燃料システムは、慣習的には、空気および／または燃料蒸気のシステムへの侵入を防止するために、シールされた容器内または変形袋内で形成および維持される真空の信頼性に依拠する。このようなシステムは一般に、内部発生する燃料蒸気および／または不適切な燃料注入または漏れにより入る空気を取り除く対策を提供しない。従って、閉じたシステムの様々な部品（たとえば燃料袋、タンク、ライン等）の内側の空気および／または燃料蒸気の全容積は、燃料ラインを通してエンジンに侵入してエンジンの停止を引き起こしうる臨界的なレベルに到達することがある。

【0005】

これに対抗するために、ウィッキングフィルタ (wicking filter) がピッコロチューブの周りに取り付けられてきた。これらのウィッキングフィルタは、ウィッキング材料の毛管特性を使用し、(たとえば1:1より大きい) 過度な空気対燃料比の場合にでも、また、温度、高度、方向の変化がある場合でも、エンジンの停止または燃料の枯渇の前に、ピッコロから信頼性を持って引き出される燃料の量を増加させる。

【0006】

ウィッキング材料は、ピッコロチューブに関連付けられ、また燃料容器内で延びる多数の微孔導管を備える。ウィッキング材料は、袋内のアクセス可能な燃料領域を、ウィッキング材料が接触する袋内のほぼあらゆる場所まで広げる。結果として、エンジンが停止する前または燃料が枯渇する前に消費される袋内の燃料の割合が増加する。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

浅く水平な燃料袋、ピッコロチューブ、およびウィッキングフィルタの構成はいくつかの欠点がある。たとえば、袋は製造が困難であり、また、漏れを生じさせずにダクト内に取り付けるのが困難である。袋は、ねじれを発生させることがあり、また、空気が燃料ラインの入る見込みを増加させる閉じた空気口の無い燃料容器である。さらに、袋に再度燃料注入することが難しく、また時間がかかり、これは兵士が敵に撃たれる可能性にさらす。燃料再注入の時間の問題は夜においては問題を悪化させ、夜では、空気が燃料システムへ入らないことを確保するために燃料注入プロセスを観察するのは不可能ではなくとも非常に困難である。さらに、燃料注入シリンジまたは自動燃料注入装置が必要とされ、これは追加の装備を増やし重量を増加させる。さらに、燃料が消費されると、航空機の重心は有意に変化し航空機の不安定化を導く。

【課題を解決するための手段】

【0008】

ここで示される発明は、非袋状垂直燃料タンク、およびこれをUAVに実装する方法およびシステムを概説する。これは、飛行中の重心の全体にわたる変化に有利な効果を持つ。また、非袋状垂直燃料タンクは、燃料再注入時間に有利な効果を持ち、また、再注入プロセスを単純化する。

【0009】

本発明の第1の側面によれば、ダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンクが提供される。この燃料タンクは、(a) ダクトファン航空機のコア航空機に解放可能に接続されるポッドと；(b) ポッドにより収容される垂直燃料タンクとを有し、垂直燃料タンクは、ポッドの前部と後部との間で中心決めされ；燃料タンクは、(c) 垂直燃料タンクの床において、垂直燃料タンクの前方側部の側壁に隣接して位置する出口を有し、この出口はコア航空機に収容される引出しチューブに連結され；燃料タンクは、(d) ポッドのダクトのハイライト部分に圧力解放穴を有する。

【0010】

本発明はさらに、ダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンクシステムを提供する。この燃料タンクシステムは、(a) ダクトファン航空機のコア航空機に解放可能に取り付けられた1つまたはそれ以上のポッドと、(b) 1つまたはそれ以上の各ポッドにより収容される垂直燃料タンクと、(c) 各垂直燃料タンクの前方の側壁に隣接して位置する各燃料タンクの床に出口と、を有し、この出口は、コア航空機により収容される1つまたはそれ以上の引出しチューブに連結され、垂直な燃料タンクシステムは、(d) 各ポッドのダクトのハイライト部に位置する圧力開放穴を有する。

【0011】

本発明はさらに、非袋状垂直燃料タンクを保持するポッドを用いて、ダクトファン航空機に燃料再注入するための方法を提供する。この方法は、(a) コア航空機の接続部から使用した燃料ポッドを取り外すステップを有し、この使用された燃料ポッドは、(i) ポ

ッドの前方部と後方部との間に中心決めされた垂直燃料タンクと、(i i) 垂直燃料タンクの前方側の側壁に隣接して位置する垂直燃料タンクの床に出口と、を有し、この出口は、コア航空機により収容される引出しチューブに連結され、さらに燃料ポッドは、(i i) ポッドのダクトのハイライト部に位置する圧力開放穴を有し、さらにこの方法は、(b) 予め燃料注入されたポッドをコア航空機に取り付けるステップを有し、予め燃料注入されたポッドは、使用された燃料ポッドと同じ構成を有する。

【図面の簡単な説明】

【0012】

【図1】非袋状垂直燃料タンクの一実施形態を示す斜視図である。

【図2】非袋状垂直燃料タンクの他の実施形態の背面図である。

【図3】非袋状垂直燃料タンクの斜視図である。

【図3a】ポッドの前方および後方の端部の断面図である。

【図3b】垂直燃料タンクの中央部およびポッドの断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0013】

第一の側面によれば、本発明は、ダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンク10を提供する。この燃料タンク10は、(a) ダクトファン航空機のコア航空機に解放可能に接続されるポッド12と；(b) ポッド12により収容される垂直燃料タンク10とを有し、垂直燃料タンク10は、ポッド13の前部14と後部16との間で中心決めされ；燃料タンク10は、(c) 垂直燃料タンク10の前方側の側壁に隣接して位置する床20において、出口18を有し、この出口18はコア航空機に収容される引出しチューブ24に連結され；燃料タンクは、(d) ポッドのダクト30のハイライト部分28に圧力解放穴26を有する。

【0014】

ここで用いられるポッド12は、流れラインが形成され、取り外し可能なハウジングであり、武器や燃料のような様々なペイロードを保持することができる。ポッド12はコア航空機に接続され、UAVの完全なダクトを形成する。様々なポッド12の互いに対する構成は、コア航空機の接続部の位置、所望の重心、他の基本的な操作パラメータにのみ制限される。

【0015】

ここで用いられる垂直燃料タンク10はポッド12内に保持され、タンク10がポッドの前方部14と後方部1との間に中心決めされる(図1-2参照)。タンク10により包含される全容積は、UAVに割り当てられた様々な作戦に必要であると見積もられる燃料の量に依存し、また、ダクト内の側壁22、32の位置に依存する。側壁22、32を離れるように移動させると、燃料の量は増加するであろう。これは、前方部14と後方部16との間のポッド10内の燃料タンクの側壁22、32の位置は、ポッド12自身の側壁22、32まで延ばすことができ、または、図1に示すように、ポッド12の中心に向かってより狭くなるようにすることもできることを意味しており、そのため、任意の飛行時間のために十分な燃料を利用することができる。さらに、タンクの外部表面34および水平床表面36は、ポッド表面と共有し、つまり一致している。一実施形態において、外部表面34、側壁22、32、および床表面20は、ポッド12の内側表面と同一の材料から形成される。他の実施形態において、垂直燃料タンク10は、ガスに接触したときにポッド表面よりも破損に対する抵抗の大きいライナーを収容してもよい。

【0016】

ここで用いられる垂直燃料タンク10の床における出口18は、垂直燃料タンク10の前方側の側壁22に隣接して、またその近傍に位置決めされ、コア航空機内の燃料をエンジンに供給する引出しチューブ24に接続される。出口18は前方側の側壁22の近くにあり、UAVが飛行中に前方に傾くと、前方部の側壁22に最も近い床の部分に沿って、燃料を前方側の側壁22に溜める。出口18を燃料が溜められた部分の下に配置することは、引出しチューブ24が燃料タンク10からエンジンに向かって燃料だけを引出し、空

10

20

30

40

50

気を引き出さないことを確保する。十分な空気が引出しチューブ 24 に入ると、エンジンを蒸気閉塞させ U A V を墜落させることがあるので、これは重要な特徴である。

【0017】

ここで用いられる圧力解放穴 26 は空気が燃料タンク 10 に入ることを許容し、燃料が引出しチューブに聞き込まれたときに、タンク 10 内を大気圧に維持する。圧力解放穴 26 は、ポッドダクトのハイライト部に位置し、ハイライト部は、ダクトの縁の最頂部である。穴 26 をハイライト部に位置させることにより、燃料はタンク 10 から漏れることはないであろう。圧力解放穴 26 は、タンクの前方および後方の側壁 22、32 の間のハイライト部に沿う任意の場所に配置することができる。しかし、2つの側壁 22、32 の間の実質的に半分のところに位置させることが好ましい。穴 26 は開口しており、ダクト 20 の空気動力学的な形状に一致する。

10

【0018】

一実施形態において、ポッド 12 は爪状構成 38 を備える。ここで用いられる爪状構成 38 は、図 1-3 に示されているように、ポッド 12 が空気動力学的な形状断面 40、42 を備えることを意味し、この形状は、前方端部と後方端部との間で幅および高さが徐々に広がる形状である。それにより、ポッドの断面 42 は、2つの端部 14、16 の間の半分のところで最も幅が広く高さが高くなる。換言すれば、前方端部 14 および後方端部 16 は、実質的に同一の断面 40 を持ち、この断面がポッド 12 の中心に近づくにつれて、高さおよび幅が大きくなるということである。さらに、図 1 に示されているように、ポッド 12 の床 20 近くの断面の幅は、ポッドの長さに沿って相対的に一致したままであり、一方で、この断面の上半分の幅において主たる拡張が生じている。爪状構成の断面の、ポッドの中間における追加の高さは、重心が最適な位置より僅かに高い位置から始まり、燃料が消費されると重心が低くなり、最終的に燃料がほぼ消費されたときに重心位置が最適な位置の僅かに下になるように移動することを許容する。これは、U A V の飛行過程を通じて全体にわたる最適な重心の変化を与える。

20

【0019】

一実施形態において、垂直燃料タンク 10 の前方端部における床 20 は、ポッド 12 に対して短い距離だけ水平 36 であり、且つ、傾斜した床 44 に遷移し、この床 44 は垂直燃料タンク 10 の後方側の側壁 32 まで延びる。床の水平部分 36 は出口 18 を備え、また、引出しチューブ 24 を出口 18 に接続するための任意の接続部を備える。傾斜した床 44 の目的は、U A V が後方に傾いたときでも、燃料がタンク 10 の前方側に集まることを確保することである。U A V は典型的には、U A V の移動速度 2 ノット毎に、飛行方向に 1° 傾く。たとえば、U A V が後方に 50 ノットで飛行する場合、U A V は後方に 25° 傾くことになるので、傾斜した床 44 は地上に対して水平になるように 25° 傾けるべきである。従って、燃料が燃料タンク 10 の後方側に溜まらないことを確保するために、床 20 は、少なくとも、U A V が後方に飛行するときに付与されであろう最大の角度の傾きに適合するように傾斜させることが好ましい。

30

【0020】

一実施形態において、傾斜した床 44 は、ゼロ度より大きな角度であり、45 度以下である。この構成は、90 ノットでの U A V の反対方向の運転に適合的である。

40

一実施形態において、燃料タンク 10 の側壁 22、32 は、ポッドの床 46 に対して実質的に垂直である。この実施形態は、燃料タンクの側壁 22、33 2 が水平な床 36 に対して実質的に垂直であることを考慮している。

【0021】

一実施形態において、出口 18 は、床 36 の水平部分の中心に配置される。出口 18 をポッド 12 のポート側 (port side) とスターボード側 (starboard side) との間の中間に配置することは、一方の側に対する U A V の横揺れまた飛行中の他の揺れに適合的である。

【0022】

一実施形態において、垂直燃料タンク 10 は、ポッド 12 の容積の実質的に三分の一の

50

容積を備える。ポッド１２の全容積に対する燃料タンク１０の容積は重要である。それは、燃料タンク１０の容積が増加すると、飛行中の重心の全体にわたる変化に関連する爪構成３８により実現される利益が減少するからである。

【００２３】

一実施形態において、ポッド１２の前方、後方の側壁１４、１６および垂直燃料タンク１０は、傾斜した床４４とポッドの床４６との間の空間を除いて燃料タンク１０が実質的にポッド１２の容積を満たすように、同一の広がりを持つ。

【００２４】

一実施形態において、燃料タンク１０は泡立ち防止剤（anti-slosh foam）を備える。ここで用いられる泡立ち防止剤は、燃料タンク１０内でのエンジン内に引き出され蒸気閉塞を引き起こし得る気泡の発生を防止する燃料添加剤である。

10

【００２５】

上述のあらゆる装置の側面に関する説明および実施形態は、等しく以下のシステムおよび方法の側面に同様に適用可能である。さらに、それぞれの側面に関して開示されたあらゆる実施形態は、実施形態において互いに組み合わせることもできる。

【００２６】

第２の側面において、本発明は、ダクトファン航空機のための非袋状垂直燃料タンクシステムを提供し、この燃料タンクシステムは、（a）ダクトファンのコア航空機に解放可能に取り付けられる１つまたはそれ以上のポッド１２と、（b）１つまたはそれ以上の各ポッド１２により収容される垂直燃料タンク１０とを有し、各垂直燃料タンク１０は、各ポッドの前方部１４と後方部１６との間で中心決めされ、燃料タンクシステムは、（c）各垂直燃料タンク１０の床２０において、各燃料タンク１０の前方側の側壁２２に隣接して配置される出口１８を有し、この出口１８は、コア航空機により収容される１つまたはそれ以上の引出しチューブ２４に連結され、燃料タンクシステムは、（d）各ポッド１２のダクト３０のハイライト部２８に位置する圧力開放穴２６を有する。

20

【００２７】

一実施形態において、１つまたはそれ以上のポッド１２は爪構成３８を備える。

一実施形態において、各垂直燃料タンク１０の床２０は、前方端部においてポッド１２に対して短い距離の水平部３６であり、垂直燃料タンク１０の後方側の側壁３２まで延びる傾斜した床４４に遷移する。

30

【００２８】

一実施形態において、傾斜した床４４は、ゼロ度より大きく４５度以下の角度で傾斜する。

一実施形態において、燃料タンク１０の側壁２２、３２は、ポッド４６の床に対して実質的に垂直である。

【００２９】

一実施形態において、出口１８は、床の水平部３６の中央に位置する。

一実施形態において、１つまたはそれ以上のポッド１２は、コア航空機のポート側に１つのポッド１２を有し、コア航空機のスターボード側に１つのポッドを含む。ここで用いられるポート側は前方に見てＵＡＶの左側であり、スターボード側は、前方に見てＵＡＶの右側である。

40

【００３０】

一実施形態において、ポート側のポッド１２内の燃料タンク１０は、燃料ライン（図示せず）によりスターボード側のポッド１２内の燃料タンク１０に接続され、この燃料ラインは、Ｔ字形であり、ポート側とスターボード側とがエンジンへの結合した燃料ラインを共有する。燃料ラインは、引出しチューブ２４を構成し、また、ＵＡＶのコア航空機のポート側燃料タンク１０の出口１８から、スターボード側燃料タンク１０の出口まで延びる。燃料ラインはエンジンに接続するために分岐しＴ形状を形成する。燃料ラインをこのように構成することは、両方の燃料タンク１０から実質的に等しい吸引力を提供する。

【００３１】

50

第3の側面において、本発明は、非袋状垂直燃料タンク10を保持するポッド12を用いて、ダクトファン航空機に燃料再注入するための方法を提供し、この方法は、(a)コア航空機上の接続部から使用済み燃料ポッド12を取り外すステップを有し、ここで使用済み燃料ポッド12は、(i)ポッドの前方側14と後方側16との間で中心決めされた垂直燃料タンク10と、(ii)垂直燃料タンク10の床20において、垂直燃料タンク10の前方側の側壁22に隣接して配置される出口18とを有し、この出口18は、コア航空機により収容される引出しチューブ24に連結され、使用済みポッド12は、(iii)ポッドダクト30のハイライト部28に位置する圧力開放穴26を有し、この方法は(b)予め燃料充填された燃料ポッド12をコア航空機に取り付けるステップを有し、予め燃料充填された燃料ポッド12は、使用済み燃料ポッド12と同一の構成を備える。

10

【0032】

ここで用いられる、使用済み燃料ポッド12の取り外しステップは、使用済み燃料ポッド12とUAVのコア航空機との間の任意のラッチ機構を解放するステップと、このポッド12がコア航空機から離れるまで引っ張るステップとを要求する。

【0033】

ここで用いられる、予め燃料充填された燃料ポッド12のコア航空機への取付ステップは、ポッドとコア航空機の輪郭が一致するようにポッド12をコア航空機に整列させるステップと、コア航空機の任意の接続部の所定位置に接続されるまでポッド12に力を付与するステップと、コア航空機と燃料充填ポッド12との間の任意のラッチ機構を締めるステップとを要求する。

20

【0034】

ここで用いられる、予め燃料充填された燃料ポッドは、UAVの次の飛行計画に十分な燃料を保持するポッド12を意味する。

この方法によりUAVに燃料再充填することは、暗闇において燃料注入する人員にこのプロセスを完了させることを可能にし、従来技術において利用可能な現在の方法と比較して必要な時間を減少させる。

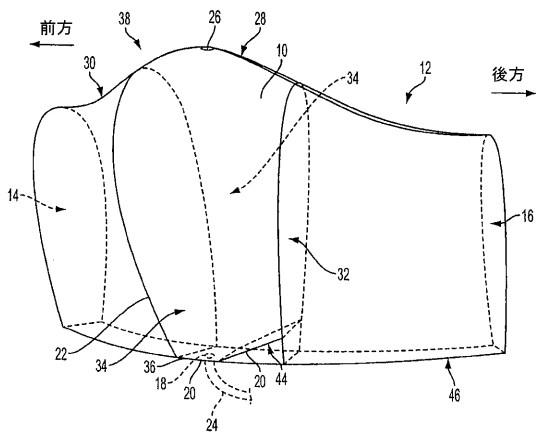
【0035】

一実施形態において、使用済みポッド12は爪構成38を備える。

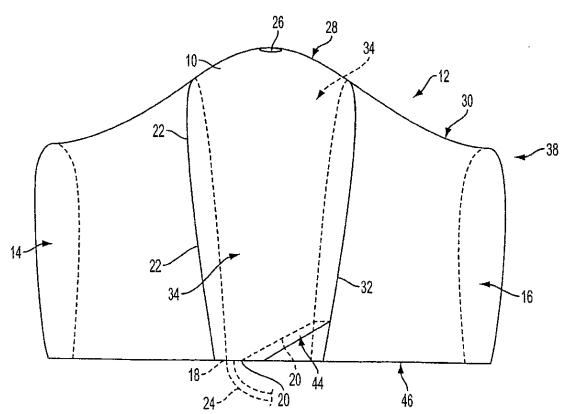
一実施形態において、垂直燃料タンクの床は、前方端部において、ポッド12に対して短い距離の水平部36であり、垂直燃料タンク10の後方側の側壁32まで延びる傾斜した床44に遷移する。

30

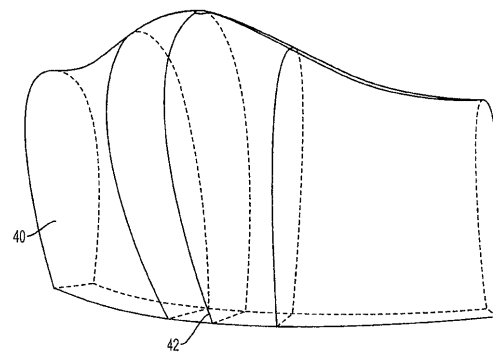
【図 1】



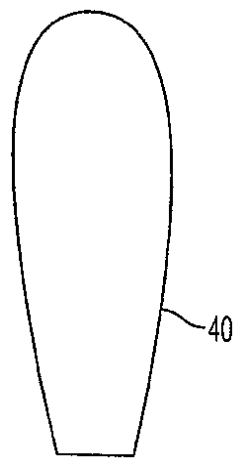
【図 2】



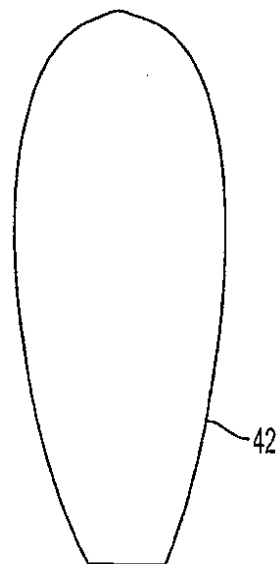
【図 3】



【図 3 a】



【図 3 b】



フロントページの続き

(74)代理人 100096013

弁理士 富田 博行

(74)代理人 100146710

弁理士 鐘ヶ江 幸男

(72)発明者 ダニエル・ロス・コレット

アメリカ合衆国ニュージャージー州07962-2245, モーリスタウン, コロンビア・ロード
101, ピー・オー・ボックス 2245, ハネウエル・インターナショナル・インコーポレー
テッド, パテント・サーヴィシズ エム／エス エイビー／2ビー

【外国語明細書】
2010116140000001.pdf