(19)日本国特許庁(JP)　(12)特　許　公　報(B2)　(11)特許番号
特許第5587872号
(P5587872)
(45)発行日　平成26年9月10日(2014.9.10)　(24)登録日　平成26年8月1日(2014.8.1)

(51)Int.Cl.　F I
B64C 9/24 (2006.01)　B64C 9/24

請求項の数 14　(全 8 頁)

(21)出願番号	特願2011-513052(P2011-513052)
(86)(22)出願日	平成21年6月2日(2009.6.2)
(65)公表番号	特表2011-522741(P2011-522741A)
(43)公表日	平成23年8月4日(2011.8.4)
(86)国際出願番号	PCT/GB2009/050605
(87)国際公開番号	WO2009/150446
(87)国際公開日	平成21年12月17日(2009.12.17)
審査請求日	平成24年5月28日(2012.5.28)
(31)優先権主張番号	0810724.5
(32)優先日	平成20年6月12日(2008.6.12)
(33)優先権主張国	英国(GB)

(73)特許権者　510286488
エアバス　オペレーションズ　リミテッド
ＡＩＲＢＵＳ　ＯＰＥＲＡＴＩＯＮＳ　ＬＩＭＩＴＥＤ
イギリス国　ブリストル　ビーエス９９　７エイアール　フィルトン　ニュー　フィルトン　ハウス　ビルディング　２ＯＤ
(74)代理人　100147485
弁理士　杉村　憲司
(74)代理人　100134005
弁理士　澤田　達也
(74)代理人　100165939
弁理士　山崎　孝博

最終頁に続く

(54)【発明の名称】スラットアセンブリ

(57)【特許請求の範囲】
【請求項１】
上部翼表面と下部翼表面との間にほぼ連続する外面を形成する固定された前縁を有する主翼要素；
該主翼要素の該固定された前縁上のスラット；および
該主翼要素に取り付けられたシール部材を備え、
該シール部材は、後退位置にある場合には、該固定された前縁の外面とほぼ同一平面になる外面を有し、前記アセンブリは、
ａ．前記スラットが展開位置にあり、隙間が該スラットと前記主翼要素の間にあり、前記シール部材が隙間をシールする展開位置にある第１構成；
ｂ．前記スラットおよび前記シール部材のどちらも後退位置にある第２構成；および
ｃ．前記スラットが展開位置にあり、隙間が該スラットと前記主翼要素の間にあり、前記シール部材が隙間をシールしない後退位置にある第３構成
の間で調整可能な、航空機の翼アセンブリ。
【請求項２】
前記シール部材は、前記主翼要素に枢動可能に取り付けられる請求項１に記載のアセンブリ。
【請求項３】
前記シール部材は、その展開位置にある場合には、前記隙間の上部出口をシールする、請求項１または２に記載のアセンブリ。

【請求項４】
前記スラットは、前記アセンブリが第２構成の場合には、前記主翼要素をシールする、請求項１～３の何れかに記載のアセンブリ。
【請求項５】
膨張して前記シール部材を展開させる膨張可能バッグをさらに備える、請求項１～４の何れかに記載のアセンブリ。
【請求項６】
前記スラットをその展開位置と後退位置との間で移動させるスラット駆動機構；および

前記シール部材をその展開位置と後退位置との間で移動させるシール部材駆動機構をさらに備える、請求項１～５の何れかに記載のアセンブリ。
【請求項７】
前記シール部材駆動機構の原動力は前記スラット駆動機構によって提供される、請求項６に記載のアセンブリ。
【請求項８】
前記スラットを支持するとともに、前記主翼要素に摺動可能に取り付けられたスラットトラックをさらに備える、請求項１～７の何れかに記載のアセンブリ。
【請求項９】
前記スラットトラックおよび前記シール部材との間で作用するシール部材駆動機構をさらに備え、該シール部材駆動機構は、前記スラットの摺動動作に応じて、前記シール部材をその展開位置と後退位置との間で駆動するように配置される、請求項８に記載のアセンブリ。
【請求項１０】
前記シール部材駆動機構は、前記スラットトラックおよび前記シール部材に枢動可能に取り付けられたリンクを備える、請求項９に記載のアセンブリ。
【請求項１１】
航空機の翼アセンブリを動作させる方法であって、該アセンブリは、
上部翼表面と下部翼表面との間にほぼ連続する外面を形成する固定された前縁を有する主翼要素；
該主翼要素の該固定された前縁上のスラット；および
該主翼要素に取り付ける展開可能なシール部材
を備え、該シール部材は、後退位置にある場合には、前記固定された前縁の外面とほぼ同一平面になる外面を有し、該方法は、
ａ．前記スラットが展開位置にあり、隙間が該スラットと該主翼要素の間にあり、前記シール部材が該隙間をシールする展開位置にある第１構成に前記アセンブリを調整するステップ；
ｂ．前記スラットおよび前記シール部材のどちらも後退位置にある第２構成に前記アセンブリを調整するステップ；および
ｃ．前記スラットが展開位置にあり、隙間が該スラットと該主翼要素の間にあり、前記シール部材が該隙間をシールしない後退位置にある第３構成に前記アセンブリを調整するステップ
を含む方法。
【請求項１２】
前記アセンブリは、前記航空機の離陸時には第１構成である、請求項１１に記載の方法。
【請求項１３】
前記アセンブリは、前記航空機の着陸時には第３構成である、請求項１１または１２に記載の方法。
【請求項１４】
前記スラットは、前記アセンブリが第３構成にある場合には完全に展開するが、該アセ

ンブリが第１構成にある場合には一部のみが展開する、請求項１１～１３の何れかに記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明は、スラットを組み入れた航空機の翼アセンブリおよび航空機の翼アセンブリを動作させる方法に関する。

【背景技術】

【０００２】

スラットは、翼の前縁にある装置であり、離陸時と着陸時に展開して風の揚力を増大させる。着陸時にはスラットが完全に展開して揚力を最大にすることが望ましい。また着陸時には、スラットと翼前縁との間の小さな隙間（スロット）を広げて、少量の高圧の空気を下部表面から上部表面に到達させて失速を遅延させることが望ましい。しかしながら、離陸時は、スラットの少なくとも一部を展開して揚力を増大することが望ましいが、スラットと翼の間には隙間のないことが好ましい。というのも隙間は抗力を増やすからである。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【０００３】

いわゆる「シールドスラット(sealed slat)」は、その後退（巡航）構成において前縁をシールする。スラットはトラックに支持され、該トラックはスラットがその離陸位置に移動するに従って前縁の曲線に沿うような形状になっており、そうすることで、前縁はシールされたままとなる。このような配置の問題点は、トラックが前縁の曲線に適合するような高い曲率を持っていなければならないことである。これによってトラックおよび関連するころ軸受がかさばり、このため、薄い前縁内に合わせるのが困難となる。

【課題を解決するための手段】

【０００４】

本発明の第１の観点では、前縁を有する主翼要素、該主翼要素の前縁上のスラット、およびシール部材を備える航空機の翼アセンブリを提供する。該アセンブリは、

ａ．該スラットが展開位置にあり、隙間が該スラットと該主翼要素の間にあり、該シール部材が隙間をシールする展開位置にある第１構成；

ｂ．該スラットと該シール部材は後退位置にある第２構成；および

ｃ．該スラットは展開位置にあり、隙間が該スラットと該主翼要素の間にあり、該シール部材が隙間をシールしない後退位置にある第３構成

の間で調整可能である。

【０００５】

本発明の第２の観点では、航空機の翼アセンブリを動作させる方法を提供する。該アセンブリは、前縁を有する主翼要素、主翼要素の前縁上のスラット、およびシール部材を備え、該方法は、

ａ．該スラットが展開位置にあり、隙間が該スラットと該主翼要素の間にあり、該シール部材が隙間をシールする展開位置にある第１構成にアセンブリを調整するステップ；

ｂ．該スラットおよび該シール部材のどちらも後退位置にある第２構成にアセンブリを調整するステップ；および

ｃ．該スラットが展開位置にあり、隙間が該スラットと該主翼要素の間にあり、該シール部材が隙間をシールしない後退位置にある第３構成にアセンブリを調整するステップ

を含む。

【０００６】

シール部材はスラットに取り付けることもできるが、好適には主翼要素に取り付ける。

【０００７】

好適にはシール部材を主翼要素に枢動可能に取り付け、その後退位置と展開位置との間

で回転するようにする。あるいは、シール部材はその後退位置と展開位置との間で位置を変えるか、または膨張するか、あるいは別の方法で移動してもよい。

【０００８】

シール部材は隙間の下部出口または隙間の中間点をシールすることもできるが、好適には、シール部材はその展開位置にある場合には隙間の上部出口をシールする。上部出口のシールが好まれる、というのも、そうすることによって抗力が大幅に減少するからである。

【０００９】

アセンブリは典型的に、スラットをその展開位置と後退位置との間で移動させるスラット駆動機構、およびシール部材をその展開位置と後退位置との間で移動させるシール部材駆動機構とを備える。駆動機構は互いに独立して駆動してもよい。例えば、シール部材駆動機構は膨張可能バッグ、空気圧または油圧ジャッキまたはスラット駆動機構から独立して駆動される電動回転モータを備えてもよい。あるいは、シール部材駆動機構の原動力をスラット駆動機構で提供して、依存動作とすることもできる。

【００１０】

典型的にアセンブリは、スラットを支持するとともに、例えば一連のころ軸受で主翼要素に摺動可能に取り付けられたスラットトラックをさらに備える。この場合、スラットトラックは第２構成においてスラットがシールする前縁の表面よりも小さい曲率を有することができる。スラットトラックを設ける場合は、シール部材駆動機構（ピボットリンクまたはレバーとカムの組み合わせなど）がスラットトラックとシール部材との間で作用することができる。このシール部材駆動機構は、シール部材をスラットの摺動動作に応じてその展開位置と後退位置との間で駆動するように配置する。

【００１１】

典型的にアセンブリは、航空機の離陸時は第１構成、航空機の巡航時は第２構成、そして航空機の着陸時は第３構成である。

【００１２】

スラットは、アセンブリが第１および第３の両方の構成である場合には同じ位置であってもよい。しかしながらより好適には、スラットはアセンブリが第３構成の場合には完全に展開しているが、アセンブリが第１構成の場合には一部のみが展開してもよい。

【００１３】

同様に、シール部材はアセンブリが第３構成の場合には一部が後退しており、アセンブリが第２構成の場合には完全に後退している。しかしながら、より好適には、シール部材はアセンブリが第２および第３構成の両方にある場合には完全に後退してもよい。

【００１４】

本発明の実施形態を、添付の図面を参照して以下に説明する。

【図面の簡単な説明】

【００１５】

【図１】スラットが中間（離陸）位置にある航空機の翼の前縁の側断面図である。

【図２】スラットが後退（巡航）位置にある航空機の翼の前縁の側断面図である。

【図３】スラットが完全に延出した（着陸）位置にある航空機の翼の前縁の側断面図である。

【図４】シール部材の詳細を示す拡大側断面図である。

【図５】図４のＡ－Ａの線に沿った断面図である。

【図６】膨張可能バッグによって駆動されるシール部材の側断面図である。

【発明を実施するための形態】

【００１６】

図１～図３に示す航空機の翼アセンブリは、前縁２を有する主翼要素１、主翼要素の前縁上のスラット３およびシール部材４を備える。

【００１７】

スラットはスラットトラック５に取り付ける。スラットをトラック５に取り付けた構造

は、わかりやすいように図１～３では省略した。一連のころ１６は主翼要素１とスラットトラック５の間で軸受の機能を果たす。図１～図３には説明のために３つのころ１６を示すが、より多くの数のころを設けてもよく、ころの位置は示す位置と異なってもよい。スラットトラック５はラック１７（図１～図３には示さないが、図５に示す）を含み、これはピニオン１８で駆動する。ラックアンドピニオン駆動機構は、後退位置（図２）と完全に延出した位置(図３)との間で、部分的に延出した位置（図１）を経て、ころ１６に沿ってスラットトラック５を駆動することができる。

【００１８】

リンク９は、枢着点１０にてシール部材４に、枢着点１１にてスラットトラック５にそれぞれ枢動可能に取り付けられている。

【００１９】

シール部材４のさらなる詳細を図４に示す。シール部材４は、厚い前面６および薄い後端７を有するくさびを備える。シール部材は、枢着点８にて主翼要素に枢動可能に取り付けられている。

【００２０】

図５はリンク９を通る断面である。このリンクは一組のアーム１２、１３を有し、これらはピボットピン１４によってトラック５およびラック１７に枢動可能に取り付けられるとともに、ピボットピン１５によってシール部材４に取り付けられている。

【００２１】

図４を参照すると、トラック５の位置が移ると、リンクは９ａ，１０ａ，１１ａの位置から中間位置９ｂ、１０ｂ、１１ｂへ移動し、シール部材を後退位置（図４に実線で示し、４，６と表示される）から展開位置（図４に点線で示し、４ａ、６ａと表示される）まで枢着点８の周りを回転して押し上げる。トラック５がさらに延出すると、リンクは９ｂ、１０ｂ、１１ｂの位置から９ｃ、１０ａ、１１ｃの位置まで移動し、シール部材をその後退位置４，６まで引き下げる。

【００２２】

その後退位置で、シール部材４は主翼要素１の凹所内に埋め込まれ、その上部面２１は主翼要素１の上部表面２２と同一平面になる。

【００２３】

図１～図３にアセンブリの３つの構成を示す。

【００２４】

第１（離陸）構成において、スラット３およびシール部材４は図１に示す位置まで移動する。この離陸構成において、スラット３は一部が展開した位置にあり、スラットと主翼要素の間に小さな隙間２３がある。シール部材４は展開位置にあり、そこでシール部材はスラットの下部表面２４の後縁を支えて隙間２３の上部出口をシールする。離陸構成において、シール部材４の上部表面はほぼ滑らかで連続的な空気力学的な表面を形成し、これによってスラットと前縁の間の隙間が埋まり、完全にシールされる。こうすることによって、離陸時の翼アセンブリの抗力を最小限にすることができる。

【００２５】

図２に示す第２（巡航）構成において、スラットおよびシール部材はどちらも後退位置に移動する。この構成において、隙間２３は閉じており、スラットの下部表面２４は主翼要素１の前縁をシールする。

【００２６】

図３に示す第３（着陸）構成において、スラットは完全な展開位置に移動し、スラットと主翼要素との間に大きな隙間２５を生成する。着陸構成において、シール部材４は後退位置にあり、隙間２５をシールしない。よって、隙間は開いたままであり、翼の下部表面からの高圧の空気は翼の上部表面に到達することができる。

【００２７】

シール部材４は、従来のシールドスラットと比較して、より単純なスラットトラック形状とすることができる。このような従来のシールドスラットは大きく湾曲したトラック上

に支持され、このトラックは、スラットがその離陸位置に移動する際に前縁の曲面に沿うような形状となっている。そのようなシールドスラット機構のトラックの曲率は前縁の曲率と一致しなくてはならない。一方で、図１～図３に示すトラック５は、前縁の曲率から独立して設計することができる。これにより、トラック５の設計をより自由に行うことができる。例えば、トラック５は、それがより浅い翼型内に適合するように、前縁よりも湾曲を少なくすることができる。

【００２８】

図６は、膨張可能駆動機構を有する代替シール部材を説明するものである。 シール部材は薄い曲面パネル（図２に示すくさび型シール部材４とは対照的なもの）である。シール部材を４０ａの後退位置および４０ｂの展開位置に示す。後退位置４０ａでは、シール部材は前縁上に位置する。 膨張可能バッグは前縁の凹所４２内のシール部材の下に着座する。バッグを収縮位置に実線４１ａで、膨張位置に点線４１ｂで示す。

【００２９】

バッグは隙間をシールするために膨張し、パネルを支え、バネルをその展開位置４０ｂまで回転させる。図１～図５の配置（この配置において、シール部材４を駆動する原動力はスラットトラック５の動きによって提供されるため、依存する動きとなる）とは対照的に、膨張可能バッグは、スラットトラックから独立して駆動することができる。

【００３０】

本発明を１つ以上の好適な実施形態を参照して上記に説明したが、添付の請求項に定める本発明の範囲を逸脱することなく、種々の変更および変形が可能であることが理解されよう。

【図１】

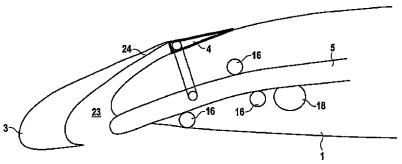


Figure 1

【図２】

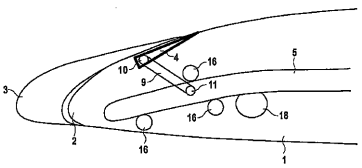


Figure 2

【図３】

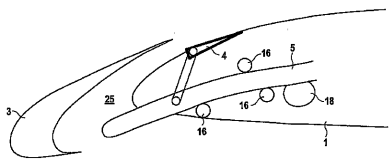


Figure 3

【図４】

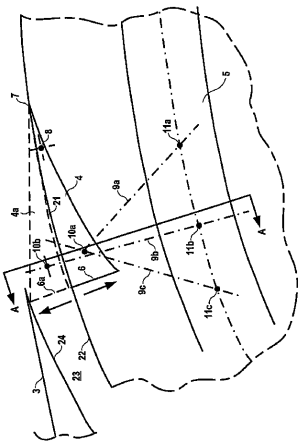


Figure 4

【図５】

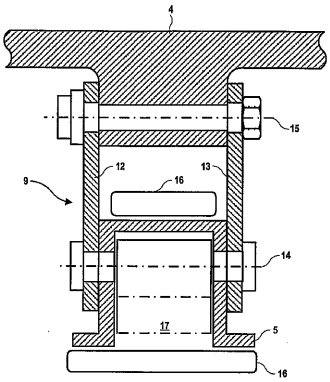


Figure 5

【図６】

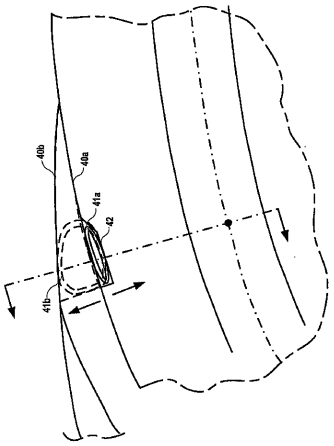


Figure 6

フロントページの続き

(72)発明者　ティモシー　デイビット　ジェームズ　ウォラストン
イギリス国　ブリストル　ビーエス９９　７エイアール　フィルトン　ニュー　フィルトン　ハウス　エアバス　オペレーションズ　リミテッド内
(72)発明者　ジェームズ　マイケル　リベイロ
イギリス国　ブリストル　ビーエス１　６エヌピー　レッドクリフ　ストリート　１　ウィザーズ　アンド　ロジャーズ　エルエルピー内

審査官　谷治　和文

(56)参考文献　国際公開第２００８／０５８６９５（WO，Ａ１）
国際公開第２００６／１０８５７９（WO，Ａ１）
米国特許出願公開第２００２／００７４４５９（ＵＳ，Ａ１）
特許第１５２２２８（ＪＰ，Ｃ２）
特開昭６２－１５７８９５（ＪＰ，Ａ）

(58)調査した分野(Int.Cl.，ＤＢ名)
Ｂ６４Ｃ　　９／２４