

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公表特許公報(A)

(11) 特許出願公表番号

特表2010-512274

(P2010-512274A)

(43) 公表日 平成22年4月22日(2010.4.22)

(51) Int.Cl.
B64C 9/24 (2006.01)F1
B64C 9/24

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 26 頁)

(21) 出願番号 特願2009-540653 (P2009-540653)
 (86) (22) 出願日 平成19年12月11日(2007.12.11)
 (85) 翻訳文提出日 平成21年6月18日(2009.6.18)
 (86) 国際出願番号 PCT/EP2007/010831
 (87) 国際公開番号 W02008/071399
 (87) 国際公開日 平成20年6月19日(2008.6.19)
 (31) 優先権主張番号 102006058650.6
 (32) 優先日 平成18年12月11日(2006.12.11)
 (33) 優先権主張国 ドイツ(DE)

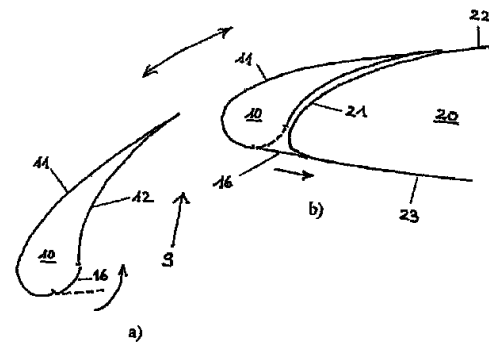
(71) 出願人 504467484
 エアバス・オペレーションズ・ゲーエムベ
 ーハー
 ドイツ・21129・ハンブルク・クレ
 ッラーク・10
 (74) 代理人 100068755
 弁理士 恩田 博宣
 (74) 代理人 100105957
 弁理士 恩田 誠
 (74) 代理人 100142907
 弁理士 本田 淳
 (74) 代理人 100149641
 弁理士 池上 美穂

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機翼

(57) 【要約】

主翼上面(22)、主翼下面(23)、および空気力学形状エリア(21)を有する主翼(20)と、主翼に統合される補助翼(10)と、下面に配置されるスロット可変装置(16)とを備える航空機翼。補助翼は、後退状態から伸展すると、主翼と補助翼間のスロット領域(9)を開く。スロット可変装置(16)は、補助翼が伸展状態の場合に補助翼(10)もしくは主翼(20)の空気力学的プロファイルの一部をなし、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼間のスロット領域(9)を下面において少なくとも部分的に覆う。スロット可変装置(16)は、補助翼が伸展状態の場合に補助翼(10)または主翼(20)の空気力学的プロファイルの一部をなす湾曲構造と、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼間のスロット領域(9)を下面において少なくとも部分的に覆う伸展構造との間で可変である。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

主翼（２０）と、前記主翼（２０）に統合される補助翼（１０）と、前記補助翼（１０）の下面に配置されるスロット可変装置（１６；２６；３６；４６）とを備える航空機翼であって、

前記主翼（２０）は、主翼上面（２２）と、主翼下面（２３）と、流れ（Ｓ）に面する主翼ノーズエリア（２１）とを有し、

前記補助翼（１０）は、前記流れ（Ｓ）に面する補助翼ノーズエリア（１１）と、前記主翼ノーズエリア（２１）に面する補助翼背面領域（１２）とを有し、前記補助翼（１０）は、前記主翼ノーズエリア（２１）と前記補助翼背面領域（１２）の間のスロット（９）が変化すると、後退状態と伸展状態の間を移動可能であり、

10

前記スロット可変装置（１６；２６；３６；４６）は、前記補助翼（１０）が伸展状態の場合に前記補助翼の輪郭に沿い、前記補助翼（１０）が後退状態の場合に前記主翼（２０）と前記補助翼（１０）の間のスロット領域（９）を下面において少なくとも部分的に覆い、

前記スロット可変装置（１６；２６；３６；４６）は、前記補助翼ノーズエリア（１１）と前記補助翼背面領域（１２）の間のプロファイル遷移部に配置され、

前記プロファイル遷移部は、前記補助翼（１０）が伸展状態の場合に湾曲した空気力学的プロファイルの一部をなす湾曲構造と、前記補助翼（１０）が後退状態の場合に前記主翼（２０）と前記補助翼（１０）の間のスロット領域（９）を下面において少なくとも部分的に覆う伸展構造との間で可変であり、

20

前記スロット可変装置（１６；２６；３６；４６）は、翼のプロファイル翼弦方向の少なくとも所々で弾性的に曲がるように設計されるか、あるいは前記スロット可変装置（１６）の曲率が柔軟に可変することを特徴とする、航空機翼。

【請求項 2】

前記プロファイル翼弦方向において、前記スロット可変装置（１６）の前端は、前記補助翼（１０）に固定される、請求項 1 記載の航空機翼。

【請求項 3】

前記プロファイル翼弦方向において、前記スロット可変装置（２６；３６；４６）の前端は、前記補助翼（１０）に対して翼幅方向に延びる軸線周りに回転可能なように搭載され、

30

前記補助翼（１０）が伸展状態の場合に前記補助翼ノーズエリア（１１）から前記補助翼背面領域（１２）までの湾曲したプロファイル遷移部をなす湾曲部（２６；３８；４８）を備え、

前記補助翼（１０）が後退状態の場合、前記主翼（２０）と前記補助翼（１０）の間のスロット領域（ｇ）を下面において少なくとも部分的に覆う伸展部（２９；３９；４９）を、前記プロファイル翼弦方向の後端に備える、請求項 1 または 2 記載の航空機翼。

【請求項 4】

前記スロット可変装置（１６；２６；３６；４６）は、前記主翼（２０）と前記補助翼（１０）の間に作用する空気力学的な力によって、前記湾曲構造と前記伸展構造の間で可変にされる、請求項 1 乃至 3 何れか一項記載の航空機翼。

40

【請求項 5】

前記スロット可変装置（１６；２６；３６；４６）は、前記スロット可変装置（１６；２６；３６；４６）に連結された駆動装置（１７；２７；３７；４７）によって、前記湾曲構造と前記伸展構造の間で可変にされる、請求項 1 乃至 3 何れか一項記載の航空機翼。

【請求項 6】

前記駆動装置（３７）は、前記スロット可変装置（２６）に配置される、請求項 5 記載の航空機翼。

【請求項 7】

前記駆動装置（３７）は、前記補助翼ノーズエリア（１１）から前記補助翼背面領域（

50

１２）までの湾曲したプロファイル遷移部をなす、前記スロット可変装置（２６）の湾曲部（２８）に配置される、請求項６記載の航空機翼。

【請求項８】

前記駆動装置（４７）は、前記補助翼（１０）の伸展時と後退時に前記スロット可変装置（４６）が正方向の動作を行う場合、前記主翼（２０）に対する前記補助翼（１０）の移動に、運動学的に連結される、請求項５乃至７何れか一項記載の航空機翼。

【請求項９】

前記駆動装置（４７）は、前記補助翼（１０）が前記主翼（２０）に統合されるのに用いられるレールに、運動学的に連結される、請求項８記載の航空機翼。

【請求項１０】

主翼（２０）と、前記主翼（２０）の背面に配置される補助翼（７０）と、スロット可変装置（７６）とを備える航空機翼であって、

前記主翼（２０）は、主翼上面（２２）と、主翼下面（２３）と、空気力学的形状の主翼背面領域（２５）とを有し、

前記補助翼（７０）は前記主翼（２０）に統合され、前記補助翼（７０）は、前記主翼背面領域（２５）に面する空気力学的形状の補助翼ノーズエリア（７１）を有し、前記補助翼（７０）は、後退状態と伸展状態の間で移動することによって、前記主翼背面領域（２５）と前記補助翼ノーズエリア（７１）の間のスロット領域（７９）を開くことができ、

前記スロット可変装置（７６）は前記主翼背面領域に配置され、前記スロット可変装置（７６）は、前記補助翼（７０）の伸展時には前記主翼（２０）の空気力学的プロファイルの一部をなし、前記補助翼（７０）が後退状態の場合に前記スロット可変装置（７６）が前記主翼下面（２３）と前記主翼背面領域（２５）の間のプロファイル遷移部に配置された状態で、前記主翼（２０）と前記補助翼（７０）の間のスロット領域（７９）を下面において少なくとも部分的に覆い、前記スロット可変装置（７６）は、前記補助翼（７０）が伸展状態の場合に前記主翼下面（２３）から前記主翼背面領域（２５）までの湾曲したプロファイル遷移部において前記主翼（２０）の空気力学的プロファイルの一部をなす湾曲構造と、前記補助翼（７０）が後退状態の場合に前記主翼（２０）と前記補助翼（７０）の間のスロット領域（７９）を下面において少なくとも部分的に覆う伸展構造との間で可変であり、

前記スロット可変装置（７６）は、翼のプロファイル翼弦方向の少なくとも所々で弾性的に曲がるように設計されるか、あるいは前記スロット可変装置（７６）の曲率が柔軟に可変することの特徴とする、航空機翼。

【請求項１１】

前記プロファイル翼弦方向において、前記スロット可変装置（７６）の前端は、前記補助翼（２０）に固定される、請求項１０記載の航空機翼。

【請求項１２】

前記プロファイル翼弦方向において、前記スロット可変装置（７６）の前端は、前記スロット可変装置（７６）が前記補助翼（２０）に対して翼幅方向に延びる軸線周りに回転可能になるよう搭載され、

前記補助翼（７０）が伸展状態の場合に前記主翼下面（２３）から前記補助翼背面領域（２５）までの湾曲したプロファイル遷移部をなす湾曲部（７８ａ）を備え、

前記補助翼（７０）が後退状態の場合、前記主翼（２０）と前記補助翼（７０）の間のスロット領域（７９）を下面において少なくとも部分的に覆う伸展部（７８ｂ）を、前記プロファイル翼弦方向の後端に備える、請求項１０または１１記載の航空機翼。

【請求項１３】

前記スロット可変装置（７６）は、前記主翼（２０）と前記補助翼（１０）の間に作用する空気力学的な力によって、前記湾曲構造と前記伸展構造の間で可変にされる、請求項１０乃至１２何れか一項記載の航空機翼。

【請求項１４】

10

20

30

40

50

前記スロット可変装置（７６）は、前記スロット可変装置に連結された駆動装置によって、前記湾曲構造と前記伸展構造の間で可変にされる、請求項１０乃至１２何れか一項記載の航空機翼。

【請求項１５】

前記駆動装置は、前記スロット可変装置（７６）に配置される、請求項１４記載の航空機翼。

【請求項１６】

前記駆動装置は、前記主翼下面（２３）から前記主翼背面領域（２５）までの湾曲したプロファイル遷移部をなす前記スロット可変装置（７６）の湾曲部（７８ｂ）に配置される、請求項１５記載の航空機翼。

10

【請求項１７】

前記駆動装置は、前記前記補助翼（７０）の伸展時と後退時に前記スロット可変装置（７６）が正方向の動作を行う場合、前記主翼（２０）に対する前記補助翼（７０）の移動に、運動学的に連結される、請求項１４乃至１６何れか一項記載の航空機翼。

【請求項１８】

前記駆動装置は、前記補助翼（７０）が前記主翼（２０）に統合されるのに用いられるレールに、運動学的に連結される、請求項１７記載の航空機翼。

【請求項１９】

前記スロット開閉装置（１６；２６；３６；４６）を操作するために、操作装置（４）が設けられ、

20

前記操作装置（４）は、迎角もしくは速度の機能として、または迎角もしくは速度と同等のパラメータ機能として、流れが通過するスロット（９）を開くのに用いられる制御装置（６）を備える、請求項１乃至１８何れか一項記載の航空機翼。

【請求項２０】

フラップは前縁スラットである、請求項１乃至１９何れか一項記載の航空機翼。

【請求項２１】

高揚力フラップは後縁フラップである、請求項１乃至１９何れか一項記載の航空機翼。

【請求項２２】

前記航空機翼は、制御装置（６）、第１アクチュエータ装置（５ａ）、および第２アクチュエータ装置（５ｂ）を伴う操作装置（４）を有し、

30

前記制御装置（６）は、フラップ２を駆動する前記第１アクチュエータ装置（５ａ）に第１命令線（８ａ）によって接続され、スロット開閉装置を駆動する前記第２アクチュエータ装置（５ｂ）に第２命令線（８ｂ）によって接続され、

前記制御装置（６）は、前記第１アクチュエータ装置（５ａ）の動作信号と、前記第２アクチュエータ装置（５ｂ）の動作信号とを生成する作動命令機能を有する、請求項１乃至２０何れか一項記載の航空機翼。

【請求項２３】

前記作動命令機能は、航空機システム装置から操作データを受信するための入力モジュールを備え、

前記作動命令機能は、これらの入力データに基づき、フラップ位置とスロット開閉装置の位置とを計算し、計算したフラップ位置とスロット開閉装置の位置とを、前記第１アクチュエータ装置（５ａ）と前記第２アクチュエータ装置（５ｂ）とに送信する機能を含む、請求項２２記載の航空機翼。

40

【請求項２４】

前記操作データは、飛行状態、または航空機の操作システムモードを定義する、請求項２３記載の航空機翼。

【請求項２５】

前記操作データは、高度、航空機位置、および速度のうちの少なくとも１つを含む、請求項２４記載の航空機翼。

【請求項２６】

50

前記操作データは、航空機の安全データを含む、請求項 2 4 または 2 5 記載の航空機翼。

【請求項 2 7】

前記操作データは、前記第 2 アクチュエータ装置 (5 b) を閉位置または開位置にする命令を含む、請求項 2 5 または 2 6 記載の航空機翼。

【請求項 2 8】

前記操作装置は、予め定義された操作データが、フラップの公称位置とスロット開閉装置の公称位置の少なくとも一つに関係して設定されたテーブルを有し、

前記操作装置は比較機能を有し、前記比較機能によって、受信した操作データに基づき、フラップ位置とスロット開閉装置の位置の少なくとも一つ、すなわちどの位置が命令されているかを識別し、

前記操作装置は、フラップとスロット開閉装置の少なくとも一つへの伝送のために、フラップ位置とスロット開閉装置の位置の少なくとも一つを、命令装置に送信する機能、あるいはフラップ位置とスロット開閉装置の位置の少なくとも一つを、フラップとスロット開閉装置の少なくとも一つに送信する機能とを含むことを特徴とする、請求項 2 1 乃至 2 7 何れか一項記載の航空機翼。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本発明は、請求項 1 の前提部と、請求項 1 2 の前提部とに記載の航空機翼に関する。

【背景技術】

【0 0 0 2】

特許文献 1 には、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼が開示されている。主翼は、主翼上面と、主翼下面と、そして空気力学的形状の主翼ノーズエリアとを有する。補助翼は、流れ方向の前方に位置する空気力学的形状の補助翼ノーズエリアと、主翼ノーズエリアに面する空気力学的形状の補助翼背面領域とを有する。揚力を増加すべく、補助翼は、主翼ノーズエリアと補助翼背面領域の間で後退状態から伸展され、その結果、スロットが開く（これによって、スラットの下面から主翼上面に空気を案内する）。位置可変なシール要素が、補助翼下面に配置される。シール要素は、補助翼の後退時に空気力学的プロファイルの一部を形成し、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロットを下面で覆う。シール要素としては、剛性のあるフラップが設けられる。フラップは、空気力学的形状の補助翼ノーズエリアの主要部と、補助翼背面領域の一部をなす。シール要素は、仮想プロファイルにおいて、主翼に向かう先端円の中心点の周りに旋回可能である。スラットが後退すると、シール要素はスラットと主翼の間に残るスロットを覆い、プロファイルの輪郭をなす。請求項 1 の前提部で理解されるように、このような翼を前提とする。

【0 0 0 3】

特許文献 2 には、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼が開示されている。補助翼の後退時に、補助翼背面での渦形成によって生じる空気力学的雑音を低減するために、分離表面が設けられる。分離表面は、補助翼の後退時に、補助翼と主翼の間のスロット領域に移動可能である。特許文献 2 に記載の一実施形態において、分離表面は、補助翼ノーズエリアの下端で、可変位置フラップによって形成される。補助翼は、スラットの後退時に補助翼背面領域に折り込まれ、スラットの伸展時にはスラットと主翼の間のスロットに折り込まれる。これによって、補助翼下面の空気力学的プロファイルが長くなる。

【0 0 0 4】

主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える同様の航空機翼として、特許文献 3 に記載のものが知られている。この航空機翼は、補助翼（スラット）が伸展状態の場合に補助翼背面での渦形成によって生じる空気力学的雑音を低減するために、補助翼ノーズエリアの下端に可変位置フラップを備える。可変位置フラップは、スラットの後退時にはスラット

背面領域に折り込まれ、スラットの伸展時にはスラットと主翼の間のスロットに折り込まれる。これによって、補助翼の下面の空気力学的プロファイルが長くなる。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献1】独国特許出願公開第14-81-578号明細書

【特許文献2】独国特許出願公開第10-2004-058-537号明細書

【特許文献3】独国特許発明第199-25-560-84号明細書

【特許文献4】独国特許出願公開第10-2004-056-537号明細書

【発明の概要】

10

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

本発明の目的は、主翼、補助翼、および可変位置シール要素を備え、特に着陸進入時に生じるノイズを大幅に低減するよう改善された翼を提供することである。

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明の目的は、請求項1記載の特徴を有する翼によって達成される。また、請求項12記載の特徴を有する翼によって達成される。本発明の翼の効果的な実施形態と利点は、それぞれ従属請求項に明記される。

【0008】

20

本発明によると、主翼上面、主翼下面、および空気力学的形状の主翼ノーズエリアを有する主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼が提供される。補助翼は、流れに面する空気力学的形状の補助翼ノーズエリアと、主翼ノーズエリアに面する空気力学的形状の補助翼背面領域とを有する。補助翼は、後退状態から伸展すると、主翼ノーズエリアと補助翼背面領域の間のスロット領域を開くことができる。スロット領域には、可変位置シール要素が設けられる。この可変位置シール要素は、補助翼の下面に配置され、補助翼が伸展状態の場合に空気力学的プロファイルの一部をなし、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆う。本発明によると、シール要素は、補助翼ノーズエリアとは別に形成され、補助翼ノーズエリアと補助翼背面領域の間のプロファイル遷移部に配置される。また、シール要素は、補助翼が伸展状態の場合に補助翼ノーズエリアから補助翼背面領域までのプロファイル遷移部の湾曲した補助翼空気力学的プロファイルの一部をなす湾曲構造と、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆う後退状態との間で可変である。

30

【0009】

本発明による翼の実施形態の利点は、補助翼が伸展状態の場合に揚力増加を最大にするのに最適なプロファイルを有するだけでなく、補助翼が後退状態の場合に良好な飛行特性と飛行性能を得るのに最適なプロファイル形状を有することである。

【0010】

本発明による翼の別の利点として、上反りのテーパ(cambered taper)の複数の補助翼(「スラットフック」ともいう)の背面のために補助翼が伸展したときに生じるノイズ、特に着陸進入時に生じるノイズが、湾曲したシール要素によって低減されると考えられる。湾曲したシール要素は、伸展状態において、急な変化や途切れのない形状で補助翼背面をなす。これによって、スロット領域での渦形成が大幅に抑制され、ノイズの生成が抑制される。同時に、補助翼が後退した場合、特に巡航飛行においては、主翼と補助翼の間のスロットをつなぐことによって、下面の輪郭は滑らかなプロファイルとなり、最適な空気力学的性質が保証される。

40

【0011】

本発明の翼の一実施形態によると、シール要素は、翼のプロファイル翼弦方向の少なくとも所々で弾性的に曲がるように設計され、調節可能な形状にされる。これによって、シ

50

ール要素の故障時でも、補助翼の伸展と後退が確実にできる。

【0012】

本発明の翼の一実施形態によると、空気力学的プロファイルの一部を、補助翼の伸展時には湾曲構造を形成するように、また補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆う伸展構造を形成するように、シール要素の曲率は柔軟に可変する。計算によって明らかのように、湾曲したシール要素によって形成されるような、急な変化や途切れのない補助翼背面は、渦形成を抑制し、ノイズを大幅に低減できる。

【0013】

一実施形態によると、プロファイル翼弦方向において、シール要素の前端は、補助翼に固定される。

本発明の翼の別の実施形態によると、プロファイル翼弦方向において、シール要素の前端は、翼幅方向に延びる軸線周りに回転可能になるように、補助翼に搭載される。あるいは流れ方向に対して横断するように搭載される。シール要素の前端は、補助翼が伸展状態の場合に補助翼ノーズエリアから補助翼背面領域までの湾曲したプロファイル遷移部をなす湾曲部を備える。プロファイル翼弦方向の後端には、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において覆う伸展部を備える。

【0014】

本発明の翼の一実施形態によると、シール要素は、補助翼が伸展状態の場合に補助翼ノーズエリアから補助翼背面領域までのプロファイル遷移部が湾曲した、補助翼の空気力学的プロファイルの一部をなす湾曲構造と、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間に作用する空気力学的な力によって主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆う伸展構造との間で、可変であってもよい。

【0015】

本発明の翼の別の実施形態によると、シール要素は、シール要素に連結される駆動装置によって、湾曲構造と伸展構造の間で可変であってもよい。湾曲構造とは、補助翼が伸展状態の場合に補助翼ノーズエリアから補助翼背面領域までのプロファイル遷移部が湾曲した、補助翼の空気力学的プロファイルの一部をなす構造である。伸展構造とは、補助翼が後退状態の場合に、主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆う構造である。

【0016】

この場合、駆動装置は、シール要素に配置されてもよい。

駆動装置は、補助翼ノーズエリアから補助翼背面領域までの湾曲したプロファイル遷移部をなす、シール要素の湾曲部に配置されてもよい。

【0017】

本発明の翼の一実施形態によると、駆動装置は、補助翼の伸展時と後退時にシール要素が正方向の動作を行う場合、主翼に対する補助翼の移動に、運動学的に連結される。

特に駆動装置は、補助翼が主翼に統合されるのに用いられるレールに、運動学的に連結される。

【0018】

本発明の別の実施形態によると、主翼上面、主翼下面、および空気力学的形状の主翼背面領域を有する主翼と、主翼背面に配置される補助翼とを備える航空機翼が提供される。補助翼は、主翼に統合される。補助翼は、主翼背面領域に面する空気力学的形状の補助翼ノーズエリアを有する。補助翼は、後退状態と伸展状態の間で移動することによって、主翼背面領域と補助翼ノーズエリアの間のスロットを開くことができる。本発明によると、可変位置シール要素は、主翼背面に配置される。可変位置シール要素は、補助翼の伸展時に主翼の空気力学的プロファイルの一部をなし、補助翼が後退状態の場合にシール要素が主翼下面と主翼背面領域の間のプロファイル遷移部に配置された状態で、主翼と補助翼の間にあるスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆う。またシール要素は、補助翼が伸展状態の場合に主翼下面から主翼背面領域までのプロファイル遷移部が湾曲した主

10

20

30

40

50

翼空気力学的プロファイルの一部をなす湾曲構造と、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆う伸展構造との間で可変である。

【0019】

本発明による翼の設計の利点は、本実施形態で用いられるように、補助翼が後退状態の場合に揚力増加を最大にするのに最適なプロファイルを有するだけでなく、補助翼が後退状態の場合に良好な飛行特性と飛行性能を得るのに最適なプロファイル形状を有することである。

【0020】

本発明の翼の別の利点として、補助翼が伸展状態の場合に生じるノイズ、特に着陸進入時に生じるノイズを、湾曲したシール要素によって大幅に低減できる。湾曲したシール要素によって、主翼背面は、伸展状態において急な変化や途切れのない形状を有することができる。これによって、スロット領域での渦形成が大幅に抑制され、ノイズの生成が抑制される。同時に、補助翼が後退した場合、特に巡航飛行においては、主翼と補助翼の間のスロットをつなぐことによって、下面の輪郭が滑らかなプロファイルとなり、最適な空気力学的性質が保証される。

10

【0021】

本発明の翼の一実施形態によると、シール要素は、翼のプロファイル翼弦方向の少なくとも所々で弾性的に曲がるように設計され、調節可能な形状にされる。これによって、シール要素の故障時でも、補助翼の伸展と後退が確実に行える。

20

【0022】

本発明の翼の一実施形態によると、湾曲構造において補助翼が伸展した場合に空気力学的プロファイルの一部をなすように、また伸展構造において補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において少なくとも部分的に覆うように、シール要素の曲率は柔軟に可変する。この場合においても計算によって明らかなように、湾曲したシール要素によって形成され、急な変化や途切れのない補助翼背面は、渦形成を抑制し、ノイズを大幅に低減できる。

【0023】

一実施形態によると、プロファイル翼弦方向において、シール要素の前端は主翼に固定される。

30

本発明の主翼の一実施形態によると、プロファイル翼弦方向において、シール要素の前端は、翼幅方向に延びる軸線周りに回転可能になるよう、補助翼に対して搭載される。また、補助翼が伸展状態の場合に主翼下面から主翼背面領域までの湾曲したプロファイル遷移部をなす湾曲部を備える。プロファイル翼弦方向の後端には、補助翼が後退状態の場合に主翼と補助翼の間のスロット領域を下面において覆う伸展部を備える。

【0024】

一実施形態によると、シール要素は、主翼と補助翼の間に作用する空気力学的な力によって、湾曲構造と伸展構造の間で可変にされる。

別の実施形態によると、シール要素は、シール要素に連結された駆動装置によって、湾曲構造と伸展構造の間で可変にされる。

40

【0025】

一実施形態によると、駆動装置は、シール要素に配置される。

一実施形態によると、駆動装置は、主翼下面から主翼背面領域までの湾曲したプロファイル遷移部をなす、シール要素の湾曲部に配置される。

【0026】

本発明の翼の一実施形態によると、駆動装置は、補助翼の伸展時と後退時にシール要素が正方向の動作を行う場合、主翼に対する補助翼の移動に運動学的に連結される。

この場合、駆動装置は、補助翼が主翼に統合されるのに用いられるレールに、運動学的に連結されてもよい。

【図面の簡単な説明】

50

【 0 0 2 7 】

【図 1】本発明の第 1 実施形態による、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の断面概略図において、図 1 (a) は、伸展位置にある補助翼のみを示す図。図 1 (b) は、主翼と、後退位置にある補助翼とを示す図。

【図 2】本発明の第 1 実施形態の第 1 変形例による、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の概略断面図において、図 2 (a) は、伸展位置にある補助翼のみを示す図。図 2 (b) は、主翼と、後退位置にある補助翼とを示す図。

【図 3】本発明の第 1 実施形態の第 2 変形例による、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の概略断面図において、図 3 (a) は、伸展位置にある補助翼のみを示す図。図 3 (b) は、主翼と、後退位置にある補助翼とを示す図。

【図 4】図 4 (a) と図 4 (b) は、それぞれ補助翼の別の実施形態における変形例の概略断面図。

【図 5】本発明の第 2 実施形態の第 2 変形例による、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の概略断面図において、図 5 (a) 、図 5 (b) 、および図 5 (c) は、それぞれプロファイル形状が異なる変形例として、伸展位置にある補助翼のみを示す図。図 5 (d) は、主翼と後退位置にある補助翼とを示す図。

【図 6】本発明の第 3 実施形態による、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の概略断面図において、図 6 (a) は、伸展位置にある補助翼のみを示す図。図 6 (b) は、主翼と、後退位置にある補助翼とを示す図。

【図 7】図 7 (a) と図 7 (b) はそれぞれ、本発明の第 2 実施形態による、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の概略断面図であり、故障時の損傷許容性を説明する図。

【図 8】図 8 (a) 、図 8 (b) 、および図 8 (c) は、それぞれ本発明の第 4 実施形態による、主翼と、異なる位置にあり、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の概略断面図。補助翼の伸展時と後退時にシール要素が正方向の動作を行うように、主翼に対する補助翼の移動に駆動装置が運動学的に連結されている図。

【図 9】本発明の更に別の実施形態による、主翼と、主翼に統合される補助翼とを備える航空機翼の概略断面図において、図 9 (a) は、伸展位置にある補助翼のみを示す図。図 9 (b) は、主翼と、後退位置にある補助翼とを示す図。

【図 10】本発明による操作装置の概略図。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 2 8 】

図面を参照し、本発明の好適な実施形態を以下に説明する。

図 1 ~ 図 8 は、上面すなわち上面領域 2 2 (吸引側) と、下面すなわち下面領域 2 3 (圧迫側) と、空気力学的形状の主翼ノーズエリア 2 1 とを有する主翼 2 0 を備える航空機翼の各種実施形態を示す。スラットすなわち補助翼 1 0 は、主翼 2 0 に統合される。また補助翼 1 0 は、流れ方向の前方に位置する空気力学的形状の補助翼ノーズエリア 1 1 と、主翼ノーズエリア 2 1 に面する空気力学的形状の補助翼背面領域 1 2 とを有する。補助翼 1 0 は、揚力を増加すべく、後退位置から伸展してスロット (スロット領域) 9 を開くことができ、主翼ノーズエリア 2 1 と、補助翼背面領域 1 2 との間で、スラットの下面から主翼の上面に空気を案内する。あるいは補助翼 1 0 は、後退状態と、一つまたは複数の伸展状態との間で移動可能である。

【 0 0 2 9 】

移動可能である、または位置および / もしくは形状が可変であるシール要素 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 、あるいは変形可能なスロット可変 (シール) 装置、あるいは二つの位置間で変形可能なシール装置が、補助翼 1 0 の下面に配置される。補助翼 1 0 が伸展状態の場合に、シール装置は、空気力学的プロファイルの一部、すなわち空気力学的プロファイルの表面の一部をなす。あるいはシール装置は、補助翼 1 0 のプロファイル表面の少なくとも所々で停止 (r e s t) する。補助翼 1 0 が後退状態の場合、シール装置は、補助翼 1 0 の後退時に主翼 2 0 と補助翼 1 0 の間に残るスロット 9 を、主翼下面 2 3 もしくは補助

10

20

30

40

50

翼下面 2 3 a において、部分的にもしくは全体的に覆う。シール要素もしくはスロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、補助翼 1 0 の領域である、流れに面する表面領域もしくは補助翼ノーズエリア 1 1 と、流れに遠隔的に面する表面領域もしくは補助翼背面領域 1 2 との間において、流れ S が入ってくると思われる側のプロファイル遷移部に配置される。シール要素 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は可変であり、補助翼 1 0 の少なくとも所々で停止する構造、すなわち補助翼 1 0 が伸展状態の場合に補助翼ノーズエリア 1 1 から補助翼背面領域 1 2 までのプロファイル遷移部が湾曲した、空気力学的プロファイルの一部をなす後退構造もしくは湾曲構造と、補助翼が後退状態の場合に主翼 2 0 と補助翼 1 0 の間のスロット領域 9 を下面において覆う伸展構造もしくはスロット作用構造との間で、可変かつ移動可能である。シール装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 の実施形態、特にその移動能力もしくは変形能力によっては、シール装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、補助翼 1 0 が後退状態の場合、主翼 2 0 と補助翼 1 0 の間のスロット 9 を主翼 2 0 の下面において、程度の差はあれ、全体的にもしくは部分的に閉じることができる。具体的にはスロット作用状態は、スロット可変装置がスロット 9 を閉じるスロット閉状態であってもよい。

10

20

30

40

50

【0030】

スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、長手方向 L において、主翼下面 2 3 と補助翼下面 2 3 a に面する端部 1 6 a で補助翼 1 0 に固定される。このため、スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 の移動状態が変わると、第 1 端部 1 6 a とは反対に位置する第 2 端部 1 6 b が、補助翼 1 0 に対して移動する。スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 の構造、特に長手方向の長さ L によっては、および / または可能な伸展移動状態によっては、更に補助翼 1 0 の後退時の主翼下面 2 3 と補助翼下面 2 3 a の間のスロット 9 の大きさによっては、シール装置もしくはスロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、スロット 9 を全体的に (図 1 a) もしくは部分的に (図示略) 覆う。一実施形態において、スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 が伸展状態の場合、スロット可変装置の第 1 端部 1 6 a とは反対側の第 2 端部 1 6 b は、主翼上面 2 2 と主翼下面 2 3 の間の遷移領域における、主翼表面の一点に位置する。第 2 端部 1 6 b を通る長手方向 L と、接点 A で第 2 端部 1 6 b 上に位置する主翼の輪郭プロファイルとによって、もしくは接点 A におけるこのプロファイルの接線とによって、互いに鋭角が形成される。

【0031】

スロット作用構造において、スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、移動状態もしくは変形状態となることが想定される。断面の長手方向シャフトは、翼厚方向と流入方向、または翼深度方向にわたる平面に位置する。この移動状態もしくは変形状態とは、長手方向シャフトが補助翼 1 0 の表面輪郭の当該点から、第 1 端部 1 6 a を始点として主翼 2 0 に面する状態である。この場合、スロット可変装置の長手方向シャフトは、具体的には湾曲したプロファイルを有してもよい。この状態において、スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、補助翼ノーズエリア 1 1 と補助翼背面領域 1 2 の間における補助翼 1 0 の輪郭プロファイルを、補助翼下面 2 3 a において少なくとも所々、好ましくは長手方向 L のプロファイルにおいて追隨するものであってもよい。スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、後退状態の場合、補助翼背面領域 1 2 において補助翼 1 0 の輪郭から所定量突き出ることにも可能である。ただし、空気力学的な不都合を生じないことを前提とする。また、スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、後退状態の場合、補助翼 1 0 に対して全体的にもしくは部分的に位置してもよい。伸展状態の場合、スロット可変装置の第 2 端部 1 6 b は、主翼下面 2 3 の輪郭上に、もしくは主翼下面 2 3 と主翼上面 2 2 の間の遷移領域の輪郭上に位置してもよい。

【0032】

故障時もしくは緊急時に補助翼 1 0 の後退を妨げないように、また、補助翼 1 0 の後退時に主翼ノーズエリア 2 1 を損傷しないように、スロット可変装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 は、長手方向もしくはプロファイル翼弦方向において少なくとも所々で弾性的に曲がるように設計されてもよい (図 7 a 参照) 。この目的のために、シール要素は、軟質材料、たとえばガラス繊維強化シリコンで形成される。更にこのようなスロット可変装置 1 6

； 26； 36； 46 は、シール要素の形状が、補助翼 10 のプロファイルすなわちプロファイル輪郭に一致する望ましい形状になるよう、十分な可撓性を備えている。

【0033】

本発明の第 1 実施形態のさまざまな変形例を、図 1～図 3 に示す。スロット可変装置 16； 26； 36； 46 もしくはシール要素 16 は可撓性があり、または可変もしくは移動可能なキャンバーを有してもよい。これによって、補助翼 10 が伸展状態の場合に、図 1a、図 2a、図 3a に示す接触状態もしくは後退状態において、補助翼 10 の空気力学的プロファイルの一部は、すなわち空気力学的視点において、シール要素 16 は、補助翼ノーズエリア 11 から補助翼背面領域 12 までのプロファイル遷移部が途切れなく湾曲した、補助翼 10 の空気力学的プロファイルの一部をなす。具体的には補助翼 10 がこの位置の場合、後縁 16b への接線が主翼 20 の澱み点よりも上になってもよい。プロファイル遷移部に急な変化が見られず、すなわちプロファイル遷移部が途切れなく傾斜し、かつ途切れなく湾曲もしていると、境界層の分離を防ぐのにとりわけ有用である。更に図 1b、図 2b、および図 3b に示すように、補助翼 10 が後退状態の場合、補助翼 10 の後退時に主翼 20 と補助翼 10 の間に残るスロット 9 を、下面もしくは伸展した翼の圧迫側において、全体的にもしくは少なくとも部分的に覆うよう、スロット可変装置 16； 26； 36； 46 は設計されてもよい。これはスロット内の流れに作用するか、あるいは主翼下面 23 と補助翼下面 23a からスロットを介して流れるのを防ぐ。これらの実施形態によると、プロファイル翼弦方向において、スロット可変装置 16 の前端が、補助翼 10 に取り付け、固定、または統合される。

【0034】

図 4～図 8 に示す好適な実施形態において、スロット可変装置 26； 36； 46 は、中心シャフト 28a の周りに回転するよう搭載される作動部 28 と、作動部の回転時にスラット部が適宜折り込まれ、または広がるように、流れ方向 S もしくはプロファイル翼弦方向 P の後端 28b に固定されるスラット部 29； 39； 49 とを備える。回転シャフト 28a は、回転部内に配置されなくてもよく、運動用途によっては、回転部の外に配置されてもよい。図 5a～図 5d に示すように、この場合、回転部の外形断面は、補助翼 10 の表面輪郭の一部をなしてもよい。本実施形態において、スラット部は剛性のあるスラット部である。あるいはスラット部は、可撓性のあるスラット部、もしくは可変形状のスラット部であってもよい。

【0035】

スロット可変装置 26； 36； 46 は、後退状態の場合、補助翼 10 の輪郭に位置する（図 5d，図 6b，図 8e）。スロット可変装置 26； 36； 46 は、伸展状態の場合、補助翼 10 に接近した位置となる補助翼 10 の所定位置を越えてスロット 9 を少なくとも部分的に覆うように、補助翼 10 の輪郭から離れて伸展する。補助翼 10 の移動位置と、スロット可変装置 26； 36； 46 の回転位置との間が連結されるような好ましい状態において、補助翼 10 が後退状態の場合（図 5d、図 6b、図 8e）、スロット可変装置 26； 36； 46 は、主翼 20 と補助翼 10 の間のスロット領域 9 を、下面において少なくとも部分的にスラット部 29； 39； 49 で覆う。補助翼 10 の伸展時は（図 4a、図 4b、図 5a、図 5b、図 5c、図 6b、図 7b、図 8a）、スロット可変装置 26； 36； 46 のスラット部 29 は、補助翼ノーズエリア 11 から補助翼背面領域 12 までの、補助スラット 10 の下面をなす湾曲したプロファイル遷移部に位置する。本発明の本実施形態において、スロット可変装置 26； 36； 46 は、補助翼 10 に対して翼幅方向に延びる軸線周りに回転するよう、すなわちプロファイル翼弦方向もしくは流れ S に面する側の前端に搭載される。補助翼ノーズエリア 11 から補助翼背面領域 12 までの湾曲したプロファイル遷移部をなす湾曲部 28； 38； 48 は、たとえば図 4、図 5、図 7、および図 8 に示すように、翼幅方向に伸展する管の管状断面を有してもよい。あるいは図 6 に示すように、翼幅方向に伸展する管状セグメントの断面を有してもよい。

【0036】

本発明の一実施形態によると、スロット可変装置 16； 26； 36； 46 は、主翼 20

と補助翼 10 の間に作用する空気力学的な力によって移動可能に設計され、補助翼 10 に連結されてもよい。移動状態とはこの場合、スロット可変装置が、補助翼 10 が伸展状態の場合に補助翼 30 の補助翼ノーズエリア 11 から補助翼背面領域 12 までのプロファイル遷移部が湾曲した補助翼 10 の空気力学的プロファイルの一部をなす後退状態と、補助翼 10 が後退状態の場合（図 3 a と図 3 b ）に主翼 20 と補助翼 10 の間に残るスロット領域 9 を下面においてスロット可変装置が少なくとも部分的に覆う伸展状態との間である。

【 0 0 3 7 】

図 2、図 4、図 5、および図 8 に示す好適な実施形態において、スロット可変装置 16 ; 26 ; 36 ; 46 は、後退状態と伸展状態の間でスロット可変装置を移動可能とする駆動装置 5 ; 17 ; 27 ; 37 ; 47 に連結される。補助翼 10 が伸展状態の場合に、スロット可変装置は、補助翼ノーズエリア 11 から補助翼背面領域 12 までのプロファイル遷移部が湾曲した、補助翼 10 の空気力学的プロファイルの一部をなす。あるいはスロット可変装置は、該プロファイルを覆うか、または該プロファイル上に位置する。一方、補助翼 10 が後退状態の場合、スロット可変装置は、主翼 20 と補助翼 10 の間のスロット領域 9 を下面において覆ってもよい。駆動装置は、スロット軸受装置を操作し、これによってスロット可変装置の移動状態を制御する。

10

【 0 0 3 8 】

駆動装置は、さまざまな方法で配置されてもよい。図 2、図 4 a、および図 8 に示す実施形態において、駆動装置 17 ; 27 ; 47 は、スロット可変装置の外に配置される。変形例において（図 4 b と図 5 ）、駆動装置 37 は、スロット可変装置内に配置されてもよい。具体的には駆動装置は、回転部内に配置されてもよく、すなわち補助翼ノーズエリア 11 から補助翼背面領域 12 までの湾曲したプロファイル遷移部の領域に配置されてもよい。

20

【 0 0 3 9 】

別の好適な実施形態によると（図 8 ）、駆動装置 47 の操作状態、すなわちスロット可変装置 46 の移動状態は、伸展または後退しながら補助翼 10 に、すなわち補助翼 10 の位置に連結される。この連結は、たとえばセンサ 60 を介して行ってもよい。センサ 60 は駆動装置に機能的に連結される。具体的にはセンサ 60 は電氣的または機械的に連結され、主翼 20 に対する補助翼 10 の移動状態（一つまたは複数の移動状態）に適切な信号を、駆動装置に送信する。センサ 60 はプローブであってもよく、スロット 9 が閉じるとき主翼ノーズエリア 21 がプローブ 60 に接触するように、主翼 20 と補助翼 10 の間に配置される。これによってセンサ 60 は、駆動装置を操作するのに適切な信号を、駆動装置に送信する。図 8 a は補助翼 10 が完全に伸展した状態を示し、図 8 b は補助翼 10 が部分的に伸展した状態を示し、図 8 c は補助翼 10 が完全に後退した状態を示す。

30

【 0 0 4 0 】

回転部 28 ; 38 ; 48 の湾曲は、図 5 a、図 5 b、および図 5 c に例示するように、スラット 10 の空気力学的な特徴について、および駆動装置 27 ; 37 ; 47 の統合について、利点となるものとする。

【 0 0 4 1 】

本発明の実施形態と翼によると、スロット可変装置 16 ; 26 ; 36 ; 46 は、翼の長手方向 L もしくはプロファイル翼弦方向に横断する方向において、少なくとも所々で変形可能である。また、スロット可変装置 16 ; 26 ; 36 ; 46 は、たとえば弾性的に曲がるように製造過程で設計される。これによって、シール要素の故障時でも、補助翼 10 の伸展と後退を確実に行うことができる。これは、図 4 と図 5 の好適な実施形態として、図 7 a に例示される。

40

【 0 0 4 2 】

別の好適な実施形態によると、図 7 b に例示するように、スロット可変装置は、補助翼 10 の窪み部もしくは凹部に少なくとも部分的に設けられてもよい。切欠部もしくは窪み部は、断面が視野方向から流れ方向 S を横断する方向に延びる。この場合、密閉切欠部 50

50

は、シール要素 26 が回転可能になるように配置された状態で、補助翼 10 に設けられてもよい。所々湾曲した表面を備える回転部 28 は、補助翼 10 の主翼ノーズエリア 21 に接触する補助シール 30 で密閉されてもよい。これは、回転部と、補助翼 10 の内表面もしくはは接面との間の領域に流れが入るのを防ぐためである。このため、スロット可変装置 16 ; 26 ; 36 ; 46 によって、補助翼ノーズエリア 11 から補助翼湾曲領域までが緩やかなプロファイル遷移部となる。

【0043】

代わりにもしくは加えて、本発明のスロット可変装置は、主翼 20 の後縁付近、すなわち適切な流れ S とは反対側の端縁に配置されてもよい。この場合、上述した機能と特徴は、前記スロット可変装置によって達成されてもよい。図 9 に、本発明の別の好適な実施形態による、主翼 20 と、主翼 20 に統合される補助翼 70 とを備える航空機翼の概略断面図を示す。翼は、主翼 20 によって形成される。主翼 20 は、主翼上面 22 と、主翼下面 23 と、空気力学的形状の後端、概して適切な流れ方向 S の流れに遠隔的に面する主翼背面領域 25 とを有する。高揚力フラップの補助翼 70、たとえば従来技術において周知のファウラーフラップ (Fowler flap) は主翼 20 の背面に配置され、主翼 20 に連結される。このフラップは、主翼背面領域 25 に面する空気力学的形状のノーズ、すなわち補助翼ノーズエリア 71 を有する。また、このフラップは後退状態と伸展状態の間で移動可能であり、これに伴い、スロット領域すなわちスロット 79 は、主翼背面領域 25 と補助翼ノーズエリア 71 の間で開く。

【0044】

可変形状のスロット可変装置もしくはシール要素 76 は、主翼 20 の背面に配置される。スロット可変装置もしくはシール要素 76 は、補助翼 70 が伸展状態の場合に主翼 20 の空気力学的プロファイルの一部をなし、補助翼 70 が後退状態の場合に主翼 20 と補助翼 70 の間のスロット領域 79 を、下面において少なくとも部分的に覆う。スロット可変装置もしくはシール要素 76 は、主翼下面 23 と、背面もしくは主翼背面領域 25 との間のプロファイル遷移部に配置される。また、スロット可変装置もしくはシール要素 76 は、補助翼 70 が伸展状態の場合に主翼下面 23 から主翼背面領域 25 までのプロファイル遷移部が湾曲した主翼 20 の空気力学的プロファイルの一部をスロット可変装置 76 がなす後退状態、接触状態、もしくは湾曲状態と、補助翼 70 が後退状態の場合に主翼下面 23 と補助翼下面 23 a の間のスロット領域 79 を少なくとも部分的にスロット軸受装置 76 が覆う伸展状態との間で、可変もしくは移動可能である。具体的にはスロット作用状態は、スロット可変装置がスロット 9 を閉じるスロット閉状態であってもよい。

【0045】

図 1 ~ 図 8 に示す好適な実施形態についての説明は、ここで同様に適用される。

流れ方向 S もしくはプロファイル翼弦方向において、スロット可変装置 76 の前端 76 a は、主翼 20 に固定される。図 1 ~ 図 3 に示す好適な実施形態と同様に、スロット可変装置 76 は、翼のプロファイル翼弦方向において、少なくとも所々で弾性的に曲がるように設計されてもよい。あるいはスロット可変装置 76 は、柔軟に可変する曲率を有してもよい。

【0046】

あるいはスロット可変装置は、回転可能な、または後退可能且つ伸展可能な剛性のある部材であってもよい。図 4 ~ 図 8 に示す好適な実施形態と同様に、スロット可変装置 76 は、翼幅方向に延びる軸線周りに回転可能になるよう、主翼 20 に対して前端 76 a に搭載されてもよい。これによって、後端 76 b は、スロット可変装置の移動状態によって、さまざまな位置になり得る。具体的には補助翼 70 が伸展した場合、スロット可変装置 76 は、たとえば補助翼 70 が伸展状態の場合に湾曲するように設計されたプロファイル遷移部を、主翼下面 23 から主翼背面領域 25 までなすことができる。また、この状態において、スロット可変装置は湾曲形状を有することが可能となる。更に補助翼 70 が後退状態の場合、伸展状態にあるスロット可変装置は、主翼 20 と補助翼 70 の間のスロット領域 79 を、図 9 に示す流入方向 S もしくはプロファイル翼弦方向における後端 76 b にお

いて、少なくとも部分的に覆うこともできる。

【0047】

スロット可変装置76は、主翼20と補助翼70の間に作用する空気力学的な力によって、湾曲構造と伸展構造の間で可変とされてもよい。

一方、図2、図4、図5、および図7に示す好適な実施形態と同様に、スロット可変装置76は、接続される駆動装置5によって、湾曲構造と伸展構造の間で可変とされてもよい。

【0048】

駆動装置5は、シール要素76に配置されてもよい。たとえば図4bと図5に示す好適な実施形態と同様に、駆動装置5は、主翼下面23から主翼背面領域25までの湾曲したプロファイル遷移部をなす、シール要素76のスラット部78bに配置されてもよい。

【0049】

別の実施形態において、たとえばレール（フラップトラック）に運動学的に連結された駆動装置によってスロット可変装置76が正方向の動作を行う場合、主翼20の移動状態に対する補助翼70の伸展状態と後退状態の運動学的な連結に基づき、駆動装置はスロット可変装置76を駆動できる。なお、レール（フラップトラック）とは、補助翼70が主翼20に統合されるのに用いられるものである。

【0050】

上記のすべての好適な実施形態において、補助翼背面領域12と主翼背面領域25は、補助翼10もしくは70が伸展状態の場合湾曲するように設計されたシール要素16；26；36；46；76によって、急な変化や途切れのない輪郭をなす。これによって、たとえば特許文献4によって周知である一般に「スラットフック」と呼ばれる窪んだテーパのない（急な変化のない）従来の背面輪郭に比べ、ノイズを生じる渦形成を大幅に低減できる。

【0051】

スロット可変装置16；26；36；46の駆動装置は、スロット可変装置に一体的に構成されてもよい。この場合、一つの表面に、もしくはスロット可変装置の長手方向Lに伸展して互いに対となる二つの表面に固定される、一つまたは複数の圧電アクチュエータで形成されてもよい。この場合、収縮と伸張の作動モード用に設計され、適切に固定された圧電アクチュエータが、長手方向Lにおいてスロット可変装置の形状、特にキャンバーを変更するように、スロット可変装置は可撓性をもつように設計されてもよい。圧電アクチュエータは、たとえば圧電セラミック膜、薄板、ウエハ、またはファイバ（交差指電極を備える圧電セラミックファイバなど）であってもよい。板状の複数の圧電アクチュエータは、互いに積層された別個の層であってもよい。あるいは圧電アクチュエータは、平らなアクチュエータステップを（多層構造の、もしくは二つの形態の）複数の板状に形成するように、予め作製されてもよい。上下に配置された圧電アクチュエータは、圧電効果d31に基づくクイックバックであってもよい。あるいは圧電効果d33に基づく積層アクチュエータであってもよい。

【0052】

この場合、少なくとも一つの圧電アクチュエータが、制御装置6によって能動的に駆動されてもよい。あるいは複数の圧電アクチュエータを受動回路とし、スロット可変装置の形状が、動き、すなわち初期の移動を増幅した動き、および/または初期の移動を継続した動きに基づき変形されてもよい。受動回路は、制御装置6を使わずにもしくは使って、たとえば安全機能として形成されてもよい。この場合、圧電アクチュエータと、圧電アクチュエータに連結した回路とは、拡張時に、スロット可変装置の後退方向もしくは伸展方向における初期の移動に基づき、少なくともいくつかの圧電アクチュエータに駆動信号を送信するように設計される。これは、初期に検出したスロット可変装置の動きを継続する場合に、アクチュエータを操作するために行われる。圧電アクチュエータは、作動強化要素を備えていてもよく、たとえば圧電アクチュエータの偏位を適切に変換するロッドであってもよい。

10

20

30

40

50

【 0 0 5 3 】

更に上記の実施形態において、駆動装置（アクチュエータ装置）は、駆動装置 5 を駆動するための制御装置 6 を備える操作装置 4 の一部であってもよい。この場合、駆動装置 5 は、制御装置 6 で命令信号を受信する。命令信号の大きさは、スロット可変装置の移動状態に対応する。

【 0 0 5 4 】

本実施形態において、操作装置 4 は、制御装置 6 とアクチュエータ装置 5 a , 5 b とを有する。操作装置 4 は、機能モジュールである航空機システムに機能的に一体化される。この機能モジュールとは、たとえばソフトウェアモジュールによって、ハードウェア実装機能（たとえば A S I C s ）によって、もしくはこれらの機能をソフトウェアモジュールとして実装したコンピュータモジュールによって実現される。制御装置 6 を備える操作装置 4 は、航空機電子システムの一部として、翼もしくは胴体に一体的に構成されてもよい。

10

【 0 0 5 5 】

制御装置 6 は、補助フラップ 1 0 , 7 0 の作動のための信号を生成する第 1 アクチュエータ装置 5 a と、スロット開閉装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 （スロット可変装置）の作動のための信号を生成する第 2 アクチュエータ装置 5 b とに機能的に接続され、かつ好ましくは通信可能な動作命令機能部を有する。第 1 アクチュエータ装置 5 a と第 2 アクチュエータ装置 5 b とは、アクチュエータ装置 5 に一体化されてもよい。これによって、制御装置 6 は、第 1 命令線 8 a によって、補助フラップ 1 0 , 7 0 を駆動もしくは移動するための第 1 アクチュエータ装置 5 a に接続され、第 2 命令線 8 b によって、スロット開閉装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 を駆動するための第 2 アクチュエータ装置 5 b に接続される。

20

【 0 0 5 6 】

アクチュエータ装置 5 , 5 a , 5 b において実行される機能によっては、第 1 命令線 8 a と第 2 命令線 8 b は、デジタル命令信号を送信するためのバスラインであってもよい。あるいはアナログ信号線であってもよい。

【 0 0 5 7 】

制御装置の命令に基づき、アクチュエータ装置 5 , 5 a , 5 b は、フラップ 1 0 , 7 0 とスロット開閉装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 をそれぞれ作動させる。アクチュエータ装置は、適宜電氣的にもしくは油圧（水圧）的に動作してもよい。

30

【 0 0 5 8 】

航空機は、各翼に、一つのフラップ 1 0 , 7 0 もしくは複数のフラップ 1 0 , 7 0 と、一つもしくは複数のスロット開閉装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 とを備えてもよい。両翼のフラップとスロット開閉装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 が第 1 アクチュエータ装置 5 a と第 2 アクチュエータ装置 5 b によってそれぞれ制御されるように、制御装置 6 と、第 1 アクチュエータ装置 5 a と第 2 アクチュエータ装置 5 b は、両翼の一つのフラップ 1 0 , 7 0 もしくは複数のフラップに連結していてもよい。更に操作装置 4 は、第 1 アクチュエータ装置 5 a と第 2 アクチュエータ装置 5 b が、機能的に下記のものと同様に連結するよう構成されてもよい。

【 0 0 5 9 】

40

・一つの翼において、一つのフラップと一つのスロット開閉装置、または一群のフラップとスロット開閉装置；あるいは

・両翼に対称に配置された一つのフラップと一つのスロット開閉装置、または一群のフラップとスロット開閉装置

後者の場合、複数の第 1 アクチュエータ装置 5 a と第 2 アクチュエータ装置 5 b が、両翼上で複数のフラップと複数のスロット開閉装置を作動させるために設けられてもよい。あるいは両翼上で複数群のフラップと一つのスロット開閉装置を作動させるために設けられてもよい。

【 0 0 6 0 】

以下に、一つのスロット開閉装置 1 6 ; 2 6 ; 3 6 ; 4 6 を備える一つのフラップの作

50

動例を説明する。上述の例では、上記の実施形態が類似した方法で適用される。

第1アクチュエータ装置5aと第2アクチュエータ装置5bの作動のための信号は、他の航空機システム装置から動作命令機能部が受信した操作データ、または自身の動作命令機能部によって生成された操作データに対して、制御装置の動作命令機能部によって生成、測定、または計算されてもよい。これらの操作データは、たとえば飛行状態、または操作システムモード（たとえば着陸、接近、もしくは開始）を説明もしくは定義するデータであってもよい。特にこれらの操作データもしくはその一部は、制御装置もしくは他の航空機システムによって生成、測定、または計算され、他のシステム装置から制御装置6に機能的に送信されてもよい。および/あるいはこれらの操作データもしくはその一部は、たとえば他の航空機システム装置、自動パイロット、または手動入力装置（たとえばマンマシンインターフェース（MMI）、パイロット制御装置、主要飛行システム、第2飛行システム、およびナビゲーションシステム）のような操作装置4の外部に配置される。

【0061】

操作装置5の一実施形態において、操作データは、制御装置6の動作命令機能部に送信される。これらの入力データに基づき、命令機能は、フラップ10、70の位置と、スロット開閉装置16；26；36；46の位置とを計算し、計算した位置を、フラップ10、70とスロット開閉装置16；26；36；46をそれぞれ作動させる第1アクチュエータ装置5aと第2アクチュエータ装置5bに送信する。また、この命令機能は、操作システム4の外部の他の航空機システム装置に一体化されてもよい。これによって、操作システムは、フラップ10、70とスロット開閉装置16；26；36；46の所望位置もしくは公称位置を受信し、これらの位置を変更してもしくは変更せずに、フラップとスロット開閉装置を作動させるためのアクチュエータ装置5a、5bにそれぞれ転送する。

【0062】

別の実施形態において、制御装置は、操作データ、たとえば飛行状態、操縦、または操作システムモード（たとえば着陸、接近、もしくは開始）や、その様相を説明もしくは定義するデータを、航空機システム装置から受信するように設計された命令機能部を有する。命令機能部は、フラップおよび/またはスロット開閉装置の所望位置もしくは公称位置を生成する。この目的のために、命令機能部は、予め定義された操作データが、フラップおよび/またはスロット開閉装置の所望位置もしくは公称位置に関係して設定されたテーブルを含んでもよい。操作データが入力されると、命令機能部は、即時飛行状態および/またはシステム状態に対する、フラップおよび/またはスロット開閉装置の所望位置もしくは公称位置を生成もしくは識別し、これらの位置データを、フラップとスロット開閉装置を作動させる第1アクチュエータ装置5aと第2アクチュエータ装置5bにそれぞれ送信する。

【0063】

更に命令機能部には、高度および/もしくは速度などの飛行データに基づき、および/または安全関連データなどの航空機システムデータ（たとえばスラット、フラップシステム、もしくはその他のシステムにおける劣化故障）に基づき、即時飛行状態に対するフラップおよび/またはスロット開閉装置の公称位置を生成する機能が一体的に設けられている。これらの位置は、フラップとスロット開閉装置を作動させる第1アクチュエータ装置5aと第2アクチュエータ装置5bにそれぞれ送信される。

【0064】

命令機能部は、たとえば開始もしくは着陸などの操作システムモードにおいて、航空機が予め定めた飛行状態（たとえば予め定めた位置、速度、および高度、もしくはそのうちの一つ）に達した場合、実際の飛行状態の値が、比較機能によって予め定義された値に達した場合、あるいは超えた場合、フラップおよび/またはスロット開閉装置に対する命令を生成するように設計されてもよい。この機能は、ノイズおよび/もしくは安全に関する必要条件に適合するように、特に危機的飛行段階において安全性を高めるために実行されてもよい。

【0065】

10

20

30

40

50

特にフラップ 10 が後退位置の場合（図 1 b）、スロット開閉装置は、スロット開閉装置 16；26；36；46 が伸展するように、フラップ 10，70 の位置に依存して命令されてもよい。

【0066】

更に動作命令機能部には、たとえば安全上の理由によって、対応する値が操作装置、別の航空機システム装置によって受信された場合、フラップおよび/またはスロット開閉装置の作動を止める機能が設けられてもよい。

【0067】

命令機能は、上記の状況に応じて、離散的ステップまたは連続的に、命令信号を生成するように設計されてもよい。

10

第 1 アクチュエータ装置 5 a と任意で第 2 アクチュエータ装置 5 b は、概して、フラップ位置を計測するための少なくとも一つの位置センサ、および任意でスロット開閉装置の位置センサに連結されてもよい。位置センサは、フラップおよび/またはスロット開閉装置の実際位置をそれぞれ計測し、実際位置をフィードバックとして、第 1 アクチュエータ装置 5 a と第 2 アクチュエータ装置 5 b に送信する。故障検出のために、対応するアクチュエータ装置 5 a，5 b において、または操作装置 5 の制御装置もしくは他のモジュールにおいて、または他の航空機システム装置において、公称値もしくは所望値と、実際値とが比較される。この比較結果に基づき、制御装置は、フェールセーフコマンドを受信または生成し、たとえばフラップおよび/またはスロット開閉装置が作動しないようにしてもよい。

20

【0068】

制御装置は、アクチュエータ装置 5 a，5 b 付近に配置されてもよい。この場合は、制御装置もしくは制御装置の一部（たとえば動作命令機能）は、第 1 動作命令信号と第 2 動作命令信号をそれぞれ送信するためのアクチュエータ装置 5 a，5 b に機能的に接続されてもよい（「スマートアクチュエータ」）。この場合、好ましくはデジタルバスラインが、フラップとスロット開閉装置の所望値もしくは公称位置の値を生成する制御装置の制御機能に、アクチュエータ装置を接続する。

【0069】

命令機能部は、フラップ 2 が伸展する速度よりも速い速度で、スロット 9 を開く命令信号を生成するように、構成されてもよい。

30

スロット 9 は、たとえば図 4～図 8 に示すように、翼幅方向に延びる軸線周りで、スロット開閉装置 16；26；36；46 を回転もしくは傾斜させることによって開かれてもよい。あるいはスロット 9 は、たとえば図 1 に示すように、スロット開閉装置 16；26；36；46 の形状を変化させることによって開かれてもよい。あるいはスロット 9 は、フラップ 10，70 の開口を介してスロット開閉装置 16；26；36；46 を伸展もしくは後退させることによって開かれてもよい。

【0070】

スロット 3 は、フラップ 2 の位置に独立して、もしくは依存して開かれるアクチュエータ装置 5 によって開かれてもよい。

アクチュエータ装置 5 は、一つまたは複数のモータによって操作されてもよい。

40

【0071】

たとえばアクチュエータ装置 5 は、自身の内部部材のパネ力もしくは弾性変形によって、操作されてもよい。

スロット 3 は、外部から供給された信号に応じて、たとえばキャッチまたは他のロックを解除することによって開かれてもよい。また、スロット 3 は、一つまたは複数のモータによって閉じられてもよい。

【 図 1 】

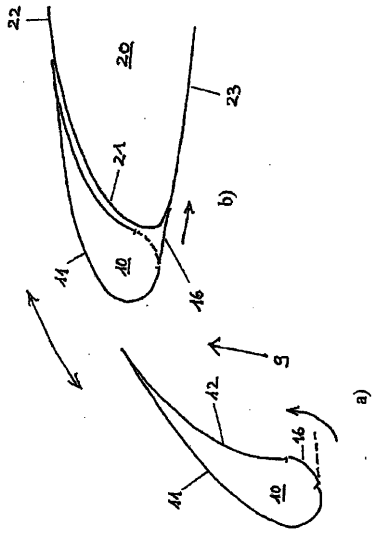


Fig. 1

【 図 2 】

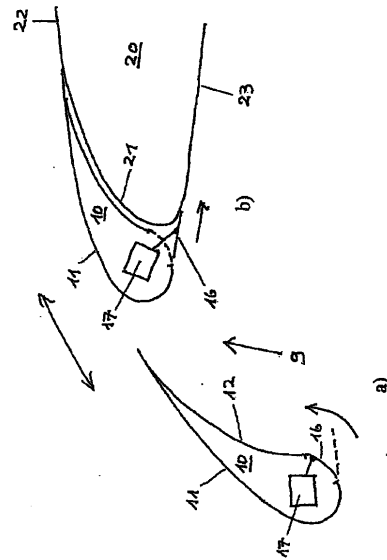
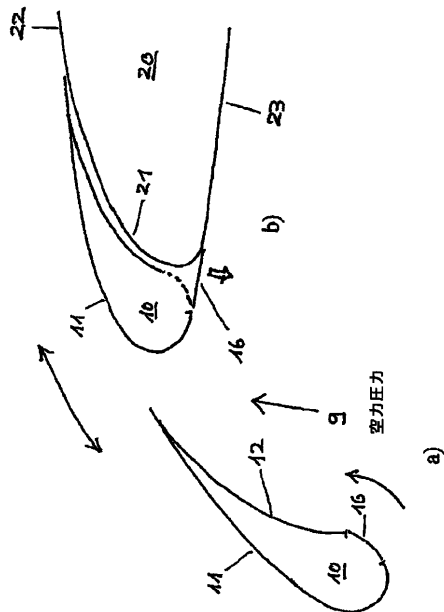


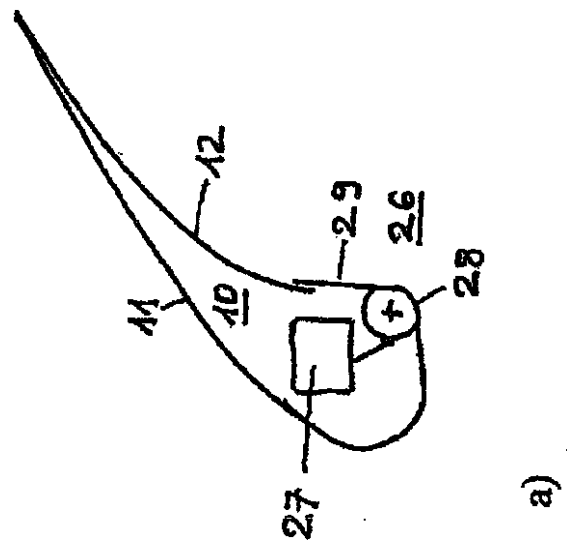
Fig. 2

【 図 3 】



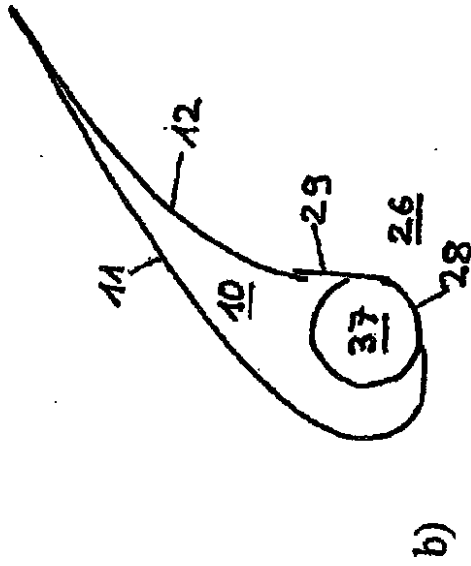
a)

【 図 4 a) 】

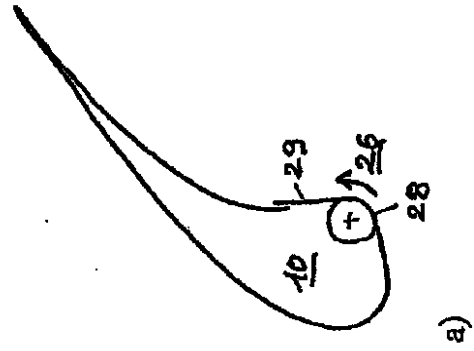


a)

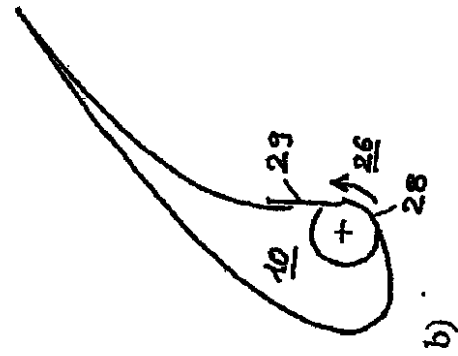
【図 4 b)】



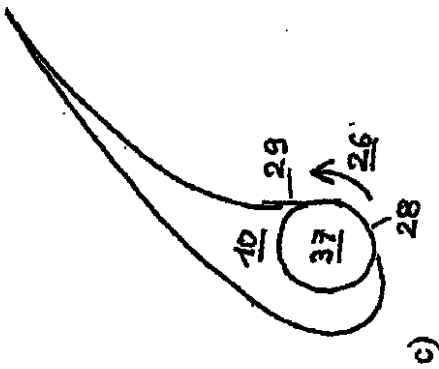
【図 5 a)】



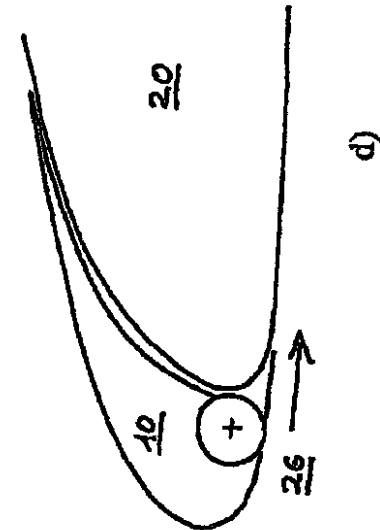
【図 5 b)】



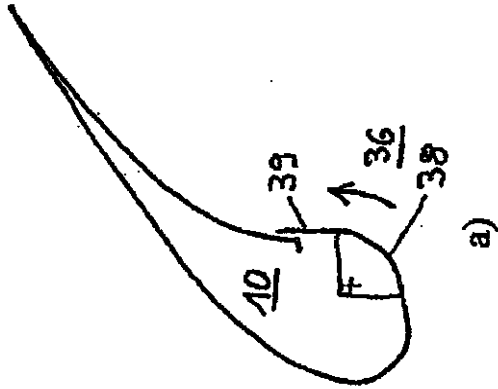
【図 5 c)】



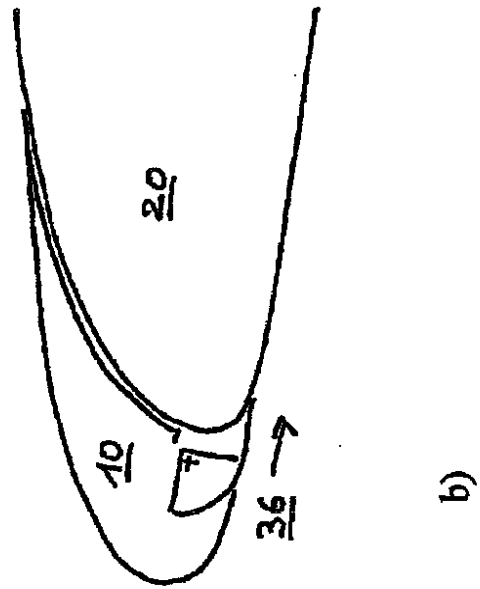
【図 5 d)】



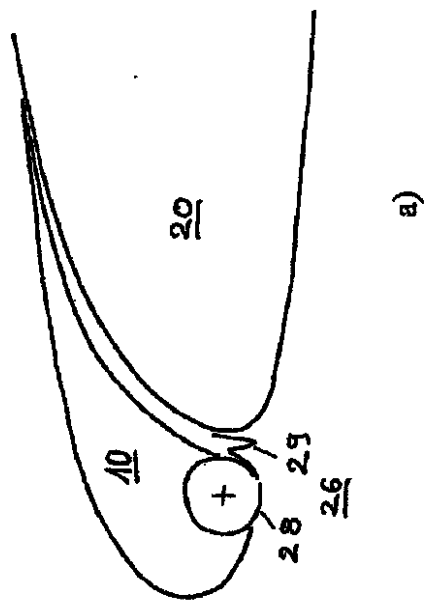
【図 6 a)】



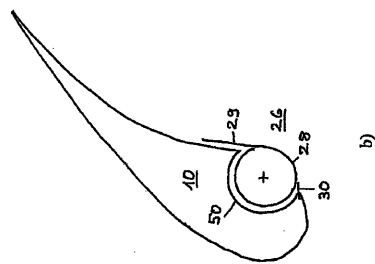
【図 6 b)】



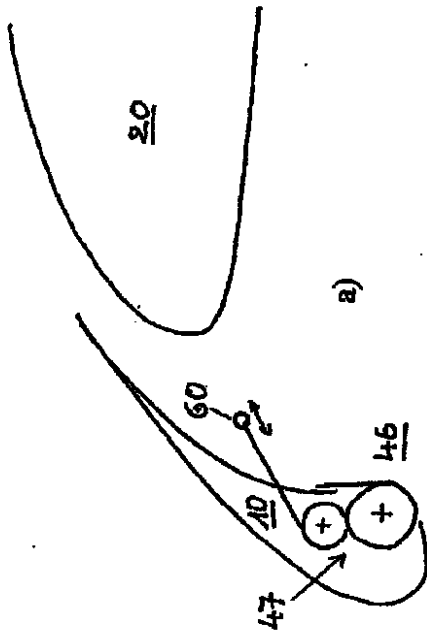
【図 7 a)】



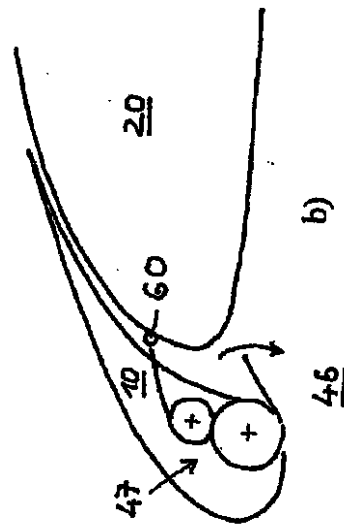
【図 7 b)】



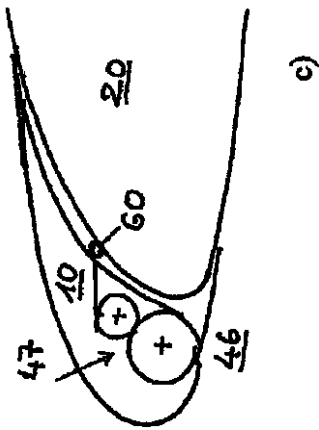
【図 8 a)】



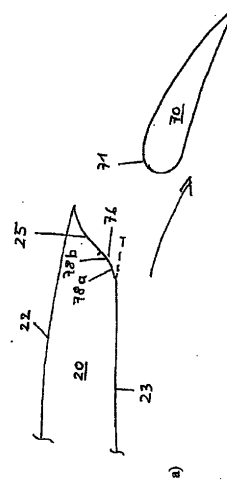
【図 8 b)】



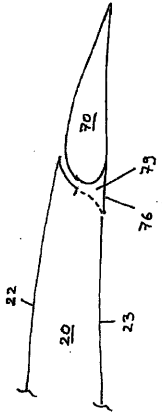
【図 8 c)】



【図 9 a)】

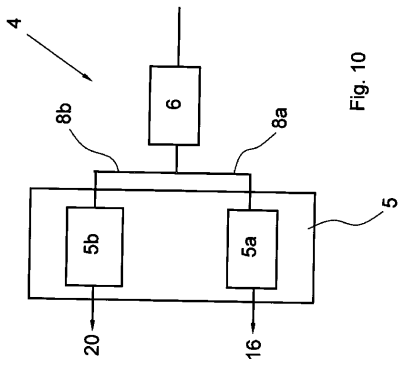


【 図 9 b) 】



(9)

【 図 1 0 】



【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2007/010831

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER INV. B64C7/00 B64C9/02		
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) B64C		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used) EPO-Internal		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	DE 14 81 578 A1 (HAMBURGER FLUGZEUGBAU GMBH), 15 January 1970 (1970-01-15) cited in the application figures 1,2	1
X	GB 2 096 551 A (VER FLUGTECHNISCHE WERKE) 20 October 1982 (1982-10-20) figures 1-3	12
A	DE 10 2004 056537 A1 (EADS DEUTSCHLAND GMBH [DE]) 1 June 2006 (2006-06-01) cited in the application figures	2,13
A	GB 2 003 098 A (BRITISH AIRCRAFT CORP LTD) 7 March 1979 (1979-03-07) figures 2,4	12
-/-		
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> 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 document 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 4 April 2008		Date of mailing of the international search report 17/04/2008
Name and mailing address of the ISA/ European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax (+31-70) 340-3016		Authorized officer Estrela Calpe, Jordi

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2007/010831

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT.		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	DE 199 25 560 A1 (DLR EV [DE] DEUTSCH ZENTR LUFT & RAUMFAHRT [DE]) 14 December 2000 (2000-12-14) cited in the application figures -----	1,12

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2007/010831

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
DE 1481578	A1	15-01-1970	NONE
GB 2096551	A	20-10-1982	DE 3114143 A1 28-10-1982 FR 2503661 A1 15-10-1982 NL 8105237 A 01-11-1982
DE 102004056537	A1	01-06-2006	CA 2590525 A1 01-06-2006 CN 101098815 A 02-01-2008 WO 2006056160 A1 01-06-2006 EP 1817226 A1 15-08-2007
GB 2003098	A	07-03-1979	NONE
DE 19925560	A1	14-12-2000	EP 1057723 A2 06-12-2000 US 6457680 B1 01-10-2002

フロントページの続き

(81)指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), EP(AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW

(72)発明者 グローマン、ボリス

ドイツ連邦共和国 8 2 0 2 4 タウフキルヒェン ジーベンビュルゲナー シュトラーセ 7

(72)発明者 ライヒェンベルガー、ジョアン

ドイツ連邦共和国 8 3 4 0 4 アインリング トゥンドルフ 2 2

(72)発明者 ラコフスキー、トーマス

ドイツ連邦共和国 8 2 0 2 4 タウフキルヒェン オーバーベック 3 1