

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6001855号  
(P6001855)

(45) 発行日 平成28年10月5日 (2016. 10. 5)

(24) 登録日 平成28年9月9日 (2016. 9. 9)

(51) Int. Cl.

F I

**B 6 4 D 45/00 (2006. 01)**

B 6 4 D 45/00 A

**G 0 8 G 5/02 (2006. 01)**

G 0 8 G 5/02 A

**G 0 8 G 5/04 (2006. 01)**

G 0 8 G 5/04 A

請求項の数 9 外国語出願 (全 14 頁)

(21) 出願番号 特願2011-285349 (P2011-285349)  
 (22) 出願日 平成23年12月27日 (2011. 12. 27)  
 (65) 公開番号 特開2012-144250 (P2012-144250A)  
 (43) 公開日 平成24年8月2日 (2012. 8. 2)  
 審査請求日 平成26年12月24日 (2014. 12. 24)  
 (31) 優先権主張番号 12/986, 838  
 (32) 優先日 平成23年1月7日 (2011. 1. 7)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 506388923  
 ジーイー・アビエーション・システムズ・  
 エルエルシー  
 アメリカ合衆国 ミシガン州 49512  
 , グランド ラピッズ, エス. イー., パ  
 ターソン アベニュー, 3290  
 (74) 代理人 100137545  
 弁理士 荒川 聡志  
 (74) 代理人 100105588  
 弁理士 小倉 博  
 (74) 代理人 100129779  
 弁理士 黒川 俊久  
 (74) 代理人 100113974  
 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機と共に使用するための統合された戦術的指示を有する飛行管理システムおよびこれを運航する方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

複数のウェイポイント (28) と前記複数のウェイポイントの各ウェイポイントの間に延びる複数のベクトル (30) とを含む航空機 (10) の飛行経路軌道 (26) の自動生成で使用する飛行管理システム (24) であって、

起点ウェイポイント (40) と目的地ウェイポイント (42) とを含む第1の飛行経路軌道 (36) を算出し、

飛行軌道の変更を示す戦術的指示を受信し、

前記戦術的指示に少なくとも部分的に基づいて第2の飛行経路軌道 (38) を算出する

ように構成されたプロセッサ (302) を備え、

前記算出された第2の飛行経路軌道が、前記第1の飛行経路軌道に沿った離脱ウェイポイントと、前記第1の飛行経路軌道に沿った交点ウェイポイント (48) と、前記離脱ウェイポイント (46) から前記交点ウェイポイントへの離脱ベクトルとを含み、

前記プロセッサ (302) が、前記第2の飛行経路軌道 (38) に沿った選択可能なウェイポイント (28) の到着要求時刻 (RTA) に間に合わせるために前記離脱ベクトル (50) を算出するようにさらに構成される、  
 飛行管理システム (24) 。

【請求項 2】

前記プロセッサ (302) が、

前記第 1 の飛行経路軌道 ( 3 6 ) に沿った合流ウェイポイント ( 4 4 ) の R T A を受信し、

前記合流ウェイポイントの前記 R T A に間に合わせるために前記第 2 の飛行経路軌道 ( 3 8 ) を算出する

ようにさらに構成される、請求項 1 に記載の飛行管理システム ( 2 4 ) 。

【請求項 3】

前記戦術的指示 ( 7 0 ) が機種方位ベクトル指示 ( 6 0 ) を含み、前記プロセッサ ( 3 0 2 ) が、前記機種方位ベクトルをあらかじめ定義された期間維持することを含めて離脱ベクトル ( 5 0 ) を含む前記第 2 の飛行経路軌道 ( 3 8 ) を算出するようにさらに構成される、請求項 1 に記載の飛行管理システム ( 2 4 ) 。

10

【請求項 4】

前記プロセッサ ( 3 0 2 ) が、前記目的地ウェイポイント ( 4 2 ) の R T A に間に合わせるために前記機種方位ベクトルを維持するための期間を算出するようにさらに構成される、請求項 3 に記載の飛行管理システム ( 2 4 ) 。

【請求項 5】

前記戦術的指示 ( 7 0 ) が高度ベクトル指示 ( 6 4 ) を含み、前記プロセッサ ( 3 0 2 ) が、前記高度をあらかじめ定義された期間維持することを含めて前記離脱ベクトルを算出するようにさらに構成される、請求項 1 に記載の飛行管理システム ( 2 4 ) 。

【請求項 6】

前記戦術的指示 ( 7 0 ) が対気速度ベクトル指示 ( 6 4 ) を含み、前記プロセッサ ( 3 0 2 ) が、前記戦術的対気速度指示に基づいて前記第 2 の飛行経路軌道 ( 3 8 ) を算出するようにさらに構成される、請求項 1 に記載の飛行管理システム ( 2 4 ) 。

20

【請求項 7】

前記戦術的指示 ( 7 0 ) が、飛行経路角指示と垂直速度指示の一方を含む、請求項 1 に記載の飛行管理システム ( 2 4 ) 。

【請求項 8】

起点ウェイポイント ( 4 0 ) と目的地ウェイポイント ( 4 2 ) とを含む第 1 の飛行経路軌道 ( 3 6 ) を算出し、

飛行軌道の変更を示す戦術的指示 ( 7 0 ) を受信し、

前記戦術的指示に少なくとも部分的に基づいて第 2 の飛行経路軌道 ( 3 8 ) を算出するように構成されたプロセッサ ( 3 0 2 ) を備える飛行管理システム ( 2 4 ) を備えた航空機 ( 1 0 ) であって、

30

前記算出された第 2 の飛行経路軌道が、前記第 1 の飛行経路軌道に沿った離脱ウェイポイント ( 4 6 ) と、前記第 1 の飛行経路軌道に沿った交点ウェイポイント ( 4 8 ) と、前記離脱ウェイポイントから前記交点ウェイポイントへの離脱ベクトルとを含み、

前記プロセッサ ( 3 0 2 ) が、前記第 2 の飛行経路軌道 ( 3 8 ) に沿った選択可能なウェイポイント ( 2 8 ) の到着要求時刻 ( R T A ) に間に合わせるために前記離脱ベクトル ( 5 0 ) を算出するようにさらに構成される、航空機 ( 1 0 ) 。

【請求項 9】

40

前記戦術的指示 ( 7 0 ) が機種方位ベクトル指示 ( 6 0 ) を含み、前記プロセッサ ( 3 0 2 ) が、前記機種方位ベクトルをあらかじめ定義された期間維持することを含めて離脱ベクトル ( 5 0 ) を含む前記第 2 の飛行経路軌道 ( 3 8 ) を算出するようにさらに構成される、請求項 8 に記載の航空機 ( 1 0 ) 。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【 0 0 0 1 】

本発明の分野は、一般に飛行中の航空機の管制に関し、より詳細には、航空機と共に使用するための飛行管理システムおよび管制空域内の航空機を運航する方法に関する。

50

## 【背景技術】

## 【0002】

少なくともいくつかの知られている航空機は、出発地空港から目的地空港への飛行経路を生成し、この生成された飛行経路に沿って航空機を飛行させるための飛行管理システムを含む。今日の空域では、混雑による遅延は一般的である。空域に入る航空機の数、利用可能な航空トラフィックリソース（管制官の数および自動化のタイプによって制限される）によって安全に処理できる航空機の数を超えると、航空機に遅延が強要される。これらの遅延は、典型的には、レーダ誘導（*radar vector*）を使用して、または軌道保持によって、航空機に減速するように指令することによって達成される。現在、航空管制官は、到着手順内など保持をやめた後のある時点で（計測するための、または定められた到着順で他の航空機と合流するための）時刻に間に合わせるために、平均飛行時間を使用して経験に基づいて推測し、いつ航空機にその現在の待機経路（*holding pattern*）をやめるように求めるべきかを決定する。

10

## 【0003】

少なくともいくつかの知られている航空機は、飛行管理システムと別個の自動操縦装置とを含む自動飛行システムを含む。現在、遅延操作が必要なとき、パイロットまたは航空士（*navigator*）は、航空管制官から指示を受け、自動操縦装置に戦術的指示（*tactical command*）を手動で入力する。自動操縦装置は、飛行管理システムによって生成された飛行経路を破棄し、戦術的指示に基づいた遅延操作によって航空機を運航する。生成された飛行経路は破棄されたので、航空機の目的位置または予定位置は不確定になる。その結果、飛行時間は、航空機が遅延操作をやめる場合に基いて大幅に変化し、追加の管制間隔緩衝帯（*separation buffer*）を必要とする不確定性をもたらす。この不確定性によって、キャパシティが低下し、戦術的な遅延運航に費やす時間が増加することにより以降の航空機の燃料燃焼が増加する。

20

## 【0004】

さらに、少なくともいくつかの知られている航空管制官は、軌道ベースの運航方法を使用して、航空機の管制間隔を維持することができる。この方法は、予定される航空機の4次元目的（緯度、経度、高度、および時刻）を知っていることを必要とする。自動操縦装置が、生成された飛行経路を破棄し、航空管制官によって受信される戦術的指示を実行するので、知られている自動飛行システムは、軌道ベースの運航方法をサポートしない。

30

## 【先行技術文献】

## 【特許文献】

## 【0005】

【特許文献1】米国特許出願公開第2010/0217510号明細書

## 【発明の概要】

## 【0006】

戦術的指示の遂行中の航空機の目的の望ましくない不確定性を解消する統合自動飛行システムが必要である。具体的には、戦術的指示に基づいて航空機の予定軌道を示す飛行経路を生成し、この飛行経路軌道を地上管制官にダウンリンクして航空機の位置の正確な現状（*picture*）を地上管制官に適時提供し、管制官が使用滑走路での進入と着陸の適正な管制間隔を有して航空機のトラフィックを安全にマージできる自動飛行システムが必要である。

40

## 【0007】

一実施形態では、航空機の飛行経路軌道の自動生成で使用する飛行管理システムが提供される。この飛行経路軌道は、複数のウェイポイントと、複数のウェイポイントの各ウェイポイントの間に延びる複数のベクトル（*vector*）とを含む。飛行管理システムは、起点ウェイポイント（*origin waypoint*）と目的地ウェイポイント（*destination waypoint*）とを含む第1の飛行経路軌道を算出するように構成されたプロセッサを含む。飛行軌道の変更を示す戦術的指示が受信される。戦術的指示に少なくとも部分的に基づいた第2の飛行経路軌道が算出される。この算出された第

50

2の飛行経路軌道は、第1の飛行経路軌道に沿った離脱ウェイポイント ( d e p a r t u r e w a y p o i n t ) と、第1の飛行経路軌道に沿った交点ウェイポイント ( i n t e r c e p t w a y p o i n t ) と、離脱ウェイポイントから交点ウェイポイントへの離脱ベクトル ( d e p a r t u r e v e c t o r ) とを含む。

【 0 0 0 8 】

別の実施形態では、飛行管理システムを含む航空機を運航する方法が提供される。この方法は、起点ウェイポイントと目的地ウェイポイントとを含む第1の飛行経路軌道を飛行管理システムによって算出することを含む。飛行軌道の変更を示す戦術的指示は、第1の飛行経路軌道を飛行する航空機によって受信されている。飛行管理システムは、この戦術的指示に少なくとも部分的に基づいて第2の飛行経路軌道を算出する。この算出された第2の飛行経路軌道は、第1の飛行経路軌道に沿った離脱ウェイポイントと、第1の飛行経路軌道に沿った交点ウェイポイントと、離脱ウェイポイントから交点ウェイポイントへの離脱ベクトルとを含む。

10

【 0 0 0 9 】

さらに別の実施形態では、飛行管理システムを含む航空機が提供される。この飛行管理システムは、起点ウェイポイントと目的地ウェイポイントとを含む第1の飛行経路軌道を算出するように構成されたプロセッサを含む。飛行軌道の変更を示す戦術的指示が受信される。第2の飛行経路軌道は、この戦術的指示に少なくとも部分的に基づいて算出される。算出された第2の飛行経路軌道は、第1の飛行経路軌道に沿った離脱ウェイポイントと、第1の飛行経路軌道に沿った交点ウェイポイントと、離脱ウェイポイントから交点ウェイポイントへの離脱ベクトルとを含む。

20

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 0 】

【図1】例示的な飛行管理システム ( F M S ) を含む航空機などの乗り物の側立面図である。

【図2】航空機の上から見た立面図から例示的な F M S によって生成された例示的な飛行経路軌道の概略図である。

【図3】航空機の側立面図から例示的な F M S によって生成された飛行経路軌道の別の概略図である。

【図4】図1に示される航空機を運航する例示的な方法の流れ図である。

30

【図5】図1に示される航空機と共に使用することに適した例示的な F M S の簡略図である。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 1 1 】

本明細書において説明する例示的な方法およびシステムは、飛行経路軌道を生成する際にすべての戦術的指示を統合する飛行管理システムを提供することによって、知られている自動飛行システムの少なくともいくつかの欠点を克服する。さらに、本明細書において説明する飛行管理システムは、航空管制官から受信した戦術的指示に基づいて飛行経路軌道を算出する。この戦術的指示に基づいて飛行経路軌道を生成することによって、この生成された飛行経路軌道に基づいて航空機の目的位置または予定位置を決定でき、この生成された飛行経路軌道により、航空管制官は、フライト到着時刻 ( f l i g h t t i m e a r r i v a l ) の不確定性を減少させ、航空機間の追加の管制間隔緩衝帯を短縮できる。

40

【 0 0 1 2 】

本明細書で使用される場合、単数形で列挙され単語「 a 」または「 a n 」が前に付された要素またはステップは、明記されない限り、複数の要素またはステップを除外しないものとして理解されたい。さらに、本発明の「一実施形態」と言及する場合、列挙した特徴も組み込む追加の実施形態の存在を除外すると解釈されることを意図するものではない。

【 0 0 1 3 】

図1は、本開示の一実施形態による航空機などの乗り物 1 0 の側立面図である。航空機

50

10は、胴体14に結合された1つまたは複数の推進エンジン12と、胴体14内に位置するコックピット16と、胴体14から外方に延びる主翼アセンブリ18と、尾翼アセンブリ20と、着陸アセンブリ22と、飛行経路軌道を生成し、この飛行経路軌道に沿って乗り物10を飛行させるための飛行管理システム(FMS)24(見えない)と、乗り物10の適切な運航を可能にする複数の他のシステムおよびサブシステムとを含む。

【0014】

図2は、航空機10の上から見た立面図からFMS24によって生成された飛行経路軌道26の概略図である。図3は、航空機10の側立面図からFMS24によって生成された飛行経路軌道26の別の概略図である。例示的な実施形態では、FMS24は、複数の飛行経路軌道26を算出するように構成される。各飛行経路軌道26は、複数のウェイポイント28と、複数のベクトル30とを含む。各ウェイポイント28は、3次元座標系の点と到着予想時刻とを含む4次元空間内の位置を含む。一実施形態では、ウェイポイント28は、たとえば、緯度座標と、経度座標と、高度座標とを含むことができる。例示的な実施形態では、各ベクトル30は、隣接する複数のウェイポイント28の間に延び、飛行経路軌道26を定義する。一実施形態では、ベクトル30は、第1のウェイポイント32と第2のウェイポイント34の間に延び、航空機10が第1のウェイポイント32から第2のウェイポイント34に進めるようにするために航空機10によって実施される一連の操作を含み、その結果、航空機10は、あらかじめ定義された期間に第2のウェイポイント34に到着する。

【0015】

例示的な実施形態では、FMS24は、第1の飛行経路軌道36および第2の飛行経路軌道38を算出するように構成される。第1の飛行経路軌道36は、第1のウェイポイントすなわち起点ウェイポイント40と、第2のウェイポイントすなわち目的地ウェイポイント42と、起点ウェイポイント40から目的地ウェイポイント42への少なくとも1つのベクトル30とを含む。目的地ウェイポイント42としては、たとえば空港または進入点があり得る。例示的な実施形態では、第1の飛行経路軌道36は、第3のウェイポイント、すなわち起点ウェイポイント40と目的地ウェイポイント42の間にある合流ウェイポイント(merge waypoint)44も含む。合流ウェイポイント44は、第1の飛行経路軌道36が到着機(incoming aircraft)45の飛行経路軌道26と交差する地点を含む。例示的な実施形態では、FMS24は、第1の飛行経路軌道36を完了するための期間ならびに目的地ウェイポイント42および/または合流ウェイポイント44の到着予定時刻(ETA)を算出する。到着トラフィックが空港または空域のキャパシティを超えると、航空管制官(ATC)は、航空機10と到着機45の間のあらかじめ定義された管制間隔期間を提供するために、目的地ウェイポイント42および/または合流ウェイポイント44の調整済み到着時刻を決定する。例示的な実施形態では、FMS24は、合流ウェイポイント44の調整済み到着時刻を示す信号を受信し、この調整済み到着時刻に少なくとも部分的に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出するように構成される。例示的な実施形態では、FMS24は、航空機10が調整済み到着時刻に合流ウェイポイント44に到着する目的で合流ウェイポイント44に到達するのに必要な期間を調整するために第2の飛行経路軌道38を算出するように構成される。

【0016】

例示的な実施形態では、FMS24は、第2の飛行経路軌道38を算出し、第2の飛行経路軌道38は、第1の飛行経路軌道36に沿った離脱ウェイポイント46と、第1の飛行経路軌道36に沿った交点ウェイポイント48と、離脱ウェイポイント46から交点ウェイポイント48への離脱ベクトル50とを含む。一実施形態では、第2の飛行経路軌道38は、離脱ベクトル50が離脱ウェイポイント46で始まって復帰ウェイポイント(return waypoint)52まで延びるような、離脱ウェイポイント46と交点ウェイポイント48の間にある復帰ウェイポイント52を含み、復帰ベクトル54は、復帰ウェイポイント52で始まり、交点ウェイポイント48まで延びる。例示的な実施形態では、FMS24は、離脱ウェイポイント46で第1の飛行経路軌道36から離れて交点

ウェイポイント４８で第１の飛行経路軌道３６に戻るための第２の飛行経路軌道３８を算出するように構成される。

【００１７】

航空機１０の運航中に、ＡＴＣは、合流ウェイポイント４４の到着要求時刻（ＲＴＡ）を決定する。このＲＴＡは、第１の飛行経路軌道３６の算出されたＥＴＡと異なる。ＦＭＳ２４は、合流ウェイポイント４４のＲＴＡを示す信号を受信し、第１の飛行経路軌道３６に沿った航空機１０の現在位置を判断する。ＦＭＳ２４は、第１の飛行経路軌道３６からの離脱ウェイポイント４６を算出し、第２の飛行経路軌道３８を完了するのに必要な期間を含むために第２の飛行経路軌道３８を算出し、ＲＴＡにほぼ等しい、合流ウェイポイント４４のＥＴＡを算出する。ＦＭＳ２４は、離脱ベクトル５０の長さ、復帰ベクトル５４の長さ、航空機１０の速度、ならびに風速および風向きなどであるがこれらに限定されないあらゆる外部からの影響に基づいて、合流ウェイポイント４４のＥＴＡを算出する。一実施形態では、ＦＭＳ２４は、第１の飛行経路軌道３６に沿った交点ウェイポイント４８を算出し、離脱ベクトル５０を算出して、第２の飛行経路軌道３８を完了した後で航空機１０を第１の飛行経路軌道３６に戻すように構成される。ＦＭＳ２４は、離脱ウェイポイント４６において第２の飛行経路軌道３８に入り、交点ウェイポイント４８において第１の飛行経路軌道３６に航空機１０に戻すように航空機１０を操作する。

【００１８】

例示的な実施形態では、ＦＭＳ２４は、航空機１０の飛行経路軌道２６を調整するための戦術的指示を示す信号を受信する。一実施形態では、ＡＴＣが、この戦術的指示を示す信号をＦＭＳ２４に送信する。あるいは、パイロットまたは航空士は、たとえば、ＡＴＣから適正なメッセージを受信した後に、ＦＭＳ２４に戦術的指示を入力することができる。例示的な実施形態では、ＦＭＳ２４は、この戦術的指示に少なくとも部分的に基づいて第２の飛行経路軌道３８を算出するように構成される。一実施形態では、ＦＭＳ２４は、戦術的指示に基づいて目的地ウェイポイント４２および／または合流ウェイポイント４４のＥＴＡを算出し、算出されたＥＴＡを示す信号をＡＴＣに送信する。ＡＴＣは、算出されたＥＴＡを到着要求時刻と比較し、算出されたＥＴＡが目的地ウェイポイント４２および／または合流ウェイポイント４４のＲＴＡにほぼ等しいとき、戦術的指示から航空機１０を解放する。一実施形態では、ＦＭＳ２４は、到着機４５の飛行経路軌道５６を示す信号をＡＴＣから受信し、飛行経路軌道５６は、航空機１０の第１の飛行経路軌道３６と交差することがある。ＦＭＳ２４は、到着機４５を回避するために到着機４５と航空機１０の間の空間距離（clearance distance）５８および／または通過完了時刻（clearance time）を含めて第２の飛行経路軌道３８を算出するように構成される。

【００１９】

例示的な実施形態では、ＦＭＳ２４は、機種方位ベクトル指示（heading vector command）６０を含む戦術的指示を受信する。ＦＭＳ２４は、機種方位ベクトル指示６０に少なくとも部分的に基づいて第２の飛行経路軌道３８を算出するように構成される。例示的な実施形態では、ＦＭＳ２４は、機種方位ベクトル指示６０をあらかじめ定義された期間６２維持するために離脱ベクトル５０を算出するように構成される。ＦＭＳ２４はまた、第２の飛行経路軌道３８を完了する時刻を算出し、交点ウェイポイント４８、目的地ウェイポイント４２、および／または合流ウェイポイント４４などの選択可能なウェイポイントのＥＴＡを算出するように構成される。あるいは、ＦＭＳ２４は、目的地ウェイポイント４２および／または交点ウェイポイント４８のＲＴＡを示す信号を受信し、交点ウェイポイント４８および／または目的地ウェイポイント４２のＲＴＡに間に合わせるために機種方位ベクトル指示６０を維持するための期間６２を算出するように構成される。

【００２０】

代替実施形態では、ＦＭＳ２４は、対気速度ベクトル指示６４を含む戦術的指示を受信する。ＦＭＳ２４は、戦術的対気速度ベクトル指示６４に基づいて第２の飛行経路軌道３

10

20

30

40

50

8を算出するように構成される。FMS24はまた、第2の飛行経路軌道38を完了するための時間量を算出し、交点ウェイポイント48および/または目的地ウェイポイント42のETAを算出するように構成される。

#### 【0021】

一実施形態では、FMS24は、高度ベクトル指示66を含む戦術的指示を受信する。FMS24は、戦術的指示66に少なくとも部分的に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出するように構成される。例示的な実施形態では、FMS24は、高度ベクトル指示66をあらかじめ定義された期間68維持するために離脱ベクトル50を算出し、交点ウェイポイント48および/または目的地ウェイポイント42のETAを算出するように構成される。一実施形態では、FMS24は、目的地ウェイポイント42および/または交点ウェイポイント48のRTAを示す信号を受信し、交点ウェイポイント48および/または目的地ウェイポイント42のRTAに間に合わせるために高度ベクトル指示66を維持するための期間68を算出するように構成される。一実施形態では、FMS24は、到着機45と航空機10の間隔高度を含むために離脱ベクトル50を算出するように構成される。

10

#### 【0022】

代替実施形態では、FMS24は、飛行経路角指示または垂直速度指示を含む戦術的指示70を受信する。FMS24は、戦術的指示70に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出し、交点ウェイポイント48および/または目的地ウェイポイント42のETAを算出するように構成される。

20

#### 【0023】

例示的な実施形態では、FMS24は、たとえばエンジン性能、航空機の運航重量、および/または環境要因(たとえば風向き、風速、および/または空気密度)などの性能パラメータに少なくとも部分的に基づいて航空機10の戦術的性能領域(tactical performance envelope)を算出するように構成される。本明細書では、「戦術的性能領域」という用語は、航空機の性能パラメータに基づく戦術的指示に関する運航能力の範囲を指す。運航能力の範囲は、最大高度、最小高度、最高対気速度、最低対気速度、最大飛行経路角、最小飛行経路角、最大垂直速度、および/または最小垂直速度を含むことができるが、これらに限定されない。

#### 【0024】

例示的な実施形態では、FMS24は、戦術的指示70をATCから受信し、この受信した戦術的指示が、受信した戦術的指示に関して戦術的性能領域内にあるかどうかを判断する。FMS24は、受信した戦術的指示が戦術的性能領域内にない場合にパイロットに通知し、離脱ベクトル50および/または復帰ベクトル54が戦術的性能領域内にあるように第2の飛行経路軌道38を算出する。一実施形態では、パイロットは、戦術的性能領域外の航空機10を運航するために戦術的指示を手動で選択することができる。

30

#### 【0025】

図4は、航空機10を運航する例示的な方法200の流れ図である。例示的な実施形態では、方法200は、起点ウェイポイント40と目的地ウェイポイント42とを含む第1の飛行経路軌道36を算出するステップ202を含む。飛行軌道の変更を示す戦術的指示がFMS24によって受信される204。FMS24は、第1の飛行経路軌道36に沿った航空機10の現在の位置を判断する206。FMS24はまた、受信した戦術的指示に少なくとも部分的に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出し208、第2の飛行経路軌道38は、第1の飛行経路軌道36に沿った離脱ウェイポイント46と、第1の飛行経路軌道36に沿った交点ウェイポイント48と、離脱ウェイポイント46からの離脱ベクトル50と、離脱ベクトル50から交点ウェイポイント48への復帰ベクトル54とを含む。

40

#### 【0026】

一実施形態では、FMS24は、目的地ウェイポイント42のRTAをATCから受信する210。FMS24は、目的地ウェイポイント42のRTAに間に合わせるために第

50

2の飛行経路軌道38を算出する212。あるいは、FMS24は、現在の航空機位置の下流にある選択可能なウェイポイント、たとえば交点ウェイポイント48のRTAを受信し、交点ウェイポイント48のRTAに間に合わせるために離脱ベクトル50を算出する。

#### 【0027】

代替実施形態では、FMS24は、ATCから第1の戦術的指示を受信し、この受信した第1の戦術的指示、航空機の現在の位置、目標速度、風、および温度のデータに基づいて第2の飛行経路軌道38を完了するための期間を算出する。FMS24は、第2の飛行経路軌道38を完了するための算出された時間に基づいて目的地ウェイポイント42においてETAを算出する。FMS24は、この算出されたETAを示す信号をATCに送信する。ATCは、算出されたETAがRTAのあらかじめ定義された範囲内にあるかどうか判断し、ETAをRTAのあらかじめ定義された範囲内に適合させるために第2の戦術的指示を送信する。FMS24は、ATCから第2の戦術的指示を受信し、第2の飛行経路軌道38の算出されたETAをRTAのあらかじめ定義された範囲内に適合させるために、受信した第2の戦術的指示に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出する。

10

#### 【0028】

一実施形態では、FMS24は、機種方位ベクトル指示60を含む戦術的指示を受信し、機種方位ベクトル指示60をあらかじめ定義された期間維持するために離脱ベクトル50を算出する。FMS24は、第2の飛行経路軌道38を完了するための時間量を算出し、交点ウェイポイント48へのETAを算出する。あるいは、FMS24は、目的地ウェイポイント42のRTAをATCから受信し、目的地ウェイポイント42のRTAに間に合わせる目的で機種方位ベクトル指示60をある期間維持するために離脱ベクトル50を算出する。

20

#### 【0029】

代替実施形態では、FMS24は、高度ベクトル指示66を含む戦術的指示を受信し、この高度ベクトル指示をあらかじめ定義された期間満たすために離脱ベクトル50を算出し、交点ウェイポイント48へのETAを算出する。あるいは、FMS24は、交点ウェイポイント48のRTAを受信し、目的地ウェイポイント42のRTAに間に合わせる目的で高度ベクトル指示を維持するために離脱ベクトル50を算出する。

30

#### 【0030】

一実施形態では、FMS24は、対気速度ベクトル指示64を含む戦術的指示を受信する。FMS24は、受信した戦術的対気速度ベクトル指示64に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出し、第2の飛行経路軌道38を完了するための時間量を算出する。代替実施形態では、FMS24は、高度ベクトル指示66を含む戦術的指示を受信し、受信した高度ベクトル指示66に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出し、交点ウェイポイント48のETAを算出する。別の代替実施形態では、FMS24は、飛行経路角または垂直速度指示70を含む戦術的指示を受信し、受信した飛行経路角または垂直速度指示70に基づいて第2の飛行経路軌道38を算出する。

#### 【0031】

図5は、FMS24の簡略図である。例示的な実施形態では、FMS24は、プロセッサ302とメモリ304とを含む制御装置300を含む。プロセッサ302およびメモリ304は、バス306を介して入出力(I/O)ユニット308に通信可能に結合され、I/Oユニット308も、バス311または複数の専用バスを介して複数のサブシステム310に通信可能に結合される。種々の実施形態では、サブシステム310としては、エンジンサブシステム312、通信サブシステム314、コックピット表示および入力サブシステム316、自動飛行サブシステム318、軌道参照サブシステム、ならびに/またはナビゲーションサブシステム320があり得る。言及されていない他のサブシステムおよびこれより多いかまたは少ないサブシステム310も存在してよい。

40

#### 【0032】

例示的な実施形態では、エンジンサブシステム312は、エンジン12を使用する航空

50



機 10 の速度を制御するために自動スロットル信号を生成するように構成される。制御装置 300 は、1 つまたは複数の FMS サブシステムから入力信号を受信し、ガスタービンエンジンの推力、電気モータのトルクおよび / もしくは速度、または内燃機関の電力出力を制御するために使用できる信号を生成するように構成される。自動飛行サブシステム 318 は、FMS 24 によって提供される飛行経路軌道 26 に従う目的で航空機 10 の経路を変更するために飛行面アクチュエータを制御するように構成される。ナビゲーションサブシステム 320 は、制御装置 300 に現在のロケーション情報を提供する。通信サブシステム 314 は、ATC に信号を送信し、かつ ATC から信号を受信するための、ATC と制御装置 300 の間の通信を提供する。

#### 【0033】

例示的な実施形態では、コックピット表示および入力サブシステム 316 は、航行情報、航空機の飛行パラメータ情報、燃料およびエンジンの状態、ならびに他の情報が表示されるコックピット表示を含む。コックピット表示および入力サブシステム 316 は、パイロットまたは航空士が、たとえば、航空管制官から適正なメッセージを受信した後に、FMS 24 に戦術的指示を入力できる種々の制御パネルも含む。本明細書では、制御パネルとは、キーボード、マウス、トラックボール、タッチパッド、ポインティングスティック、タブレット、ジョイスティック、運転またはフライトのシミュレータデバイス、ギアシフト、ステアリングホイール、フットペダル、触覚グローブ、およびジェスチャーインターフェースなどであるがこれらに限定されない、人間と直接的に対話するコンピュータデバイスを指す。例示的な実施形態では、コックピット表示および入力サブシステム 316 は、機種方位ベクトル指示を受信するための機種方位指示入力 322 と、対気速度ベクトル指示を受信するための対気速度ベクトル指示入力 324 と、垂直速度 / 飛行ベクトル指示を受信するための垂直速度 / 飛行指示入力 326 と、高度ベクトル指示を受信するための高度ベクトル指示入力 328 とを含む。あるいは、コックピット表示および入力サブシステム 316 は、本明細書において説明するように FMS 24 が機能できる任意の適切な戦術的指示入力を含む。

#### 【0034】

図 5 は、方法 200 (図 4 に示される) の実行に適した特定のアーキテクチャを示しているが、FMS 24 のための他のアーキテクチャも使用することができる。

#### 【0035】

例示的な実施形態では、方法 200 を実行するためのコンピュータの命令が、地図、ウェイポイント、待機経路、ならびに所望の飛行経路、ウェイポイント、旋回、および他の航空機操作の決定に有用な他の情報と共に、メモリ 304 に常駐する。FMS 24 が方法 200 を実行するとき、FMS 24 は、ナビゲーションサブシステム 320 およびメモリ 304 に格納された航空機性能情報からの情報を使用する。このような情報は、好都合には、コックピット表示および入力サブシステム 316 を介してパイロットまたは航空士によって入力され、ATC から受信され、かつ / または一時的でないコンピュータ可読媒体、たとえばこのような情報、現場外の (off board) 制御システムから受信された信号、またはそれらの組み合わせを含む CD ROM から得られる。

#### 【0036】

例示的な実施形態では、FMS 24 は、飛行経路軌道 26 に沿った飛行を達成するために人間が直接介入せずに航空機の操縦翼面 (flight control surface) を移動させるように自動飛行サブシステム 318 に指示するように構成されることができる。あるいは、自動飛行が解除された場合、FMS 24 は、たとえばコックピット表示および入力サブシステム 316 の表示を介して、コース変更方向または提案をパイロットに提供でき、これにパイロットが従うと、飛行機は飛行経路軌道 26 に沿って飛行する。制御装置 300 は、独立型のハードウェアデバイスで実施してもよいし、FMS 24 または他の乗り物システム上で実行するファームウェアおよび / またはソフトウェア構成体のみであってもよい。

#### 【0037】

本明細書では、プロセッサという用語は、中央処理装置、マイクロプロセッサ、マイクロコントローラ、縮小命令セット回路（RISC）、特定用途向け集積回路（ASIC）、論理回路、および本明細書において説明する機能を実行することが可能な他の任意の回路またはプロセッサを指す。

#### 【0038】

本明細書では、用語「ソフトウェア」および「ファームウェア」は交換可能であり、RAMメモリ、ROMメモリ、EPROMメモリ、EEPROMメモリ、および不揮発性RAM（NVRAM）メモリを含む、プロセッサ302によって実行されるためのメモリに格納される任意のコンピュータプログラムを含む。上記のメモリの種類は例示的なものに過ぎず、したがってコンピュータプログラムの格納に使用可能なメモリの種類について限定するものではない。

10

#### 【0039】

前述の明細書に基づいて了解されるように、本開示の上述の実施形態は、コンピュータソフトウェア、ファームウェア、ハードウェア、または任意の組み合わせもしくはその部分集合を含むコンピュータプログラミングまたはエンジニアリング技術を使用して実施でき、技術的効果は、航空管制官によって現在実施されている手動の、多くの場合不正確な計算を置き換えるために、航空機上での効率的な自動計算によって提供される。結果として生成される、コンピュータ可読コード媒体を有するこのような任意のプログラムは、1つまたは複数のコンピュータ可読媒体内で実施されてもよく、これに提供されてもよく、それによって、開示の説明される実施形態によるコンピュータプログラム製品すなわち製造品を作製する。コンピュータ可読媒体は、たとえば、固定（ハード）ドライブ、ディスクセット、光ディスク、磁気テープ、読取り専用メモリ（ROM）などの半導体メモリ、および/またはインターネットもしくは他の通信ネットワークもしくはリンクなどの任意の送信/受信媒体とすることができるが、これらに限定されるものではない。コンピュータコードを含む製造品は、1つの媒体からコードを直接実行することによって、1つの媒体から別の媒体にコードをコピーすることによって、またはネットワーク経由でコードを送信することによって、作製および/または使用することができる。

20

#### 【0040】

本明細書において説明するシステム、方法、および装置の例示的な技術的効果は、（a）飛行管理システムによる、起点ウェイポイントと目的地ウェイポイントとを含む第1の飛行経路軌道の算出、（b）第1の飛行経路軌道を飛行する航空機による、飛行軌道の変更を示す戦術的指示の受信、（c）第1の飛行経路軌道に沿った航空機の現在の位置の判定、（d）飛行管理システムによる、戦術的指示に少なくとも部分的に基づいた第2の飛行経路軌道の算出、のうち少なくとも1つを含む。

30

#### 【0041】

航空機と共に使用するための飛行管理システムの上述の実施形態は、航空機の前方にあるウェイポイントの到着要求時刻に間に合わせるために戦術的指示に基づいて飛行経路軌道を計算する自動化された方法を提供するためのコスト効果の高く信頼できる手段を提供する。より具体的には、本明細書において説明する方法およびシステムは、可能な戦術的指示に基づいて飛行経路軌道を生成することによって、航空機の目的位置または予定位置の決定を容易にする。さらに、上述の方法およびシステムは、フライト到着時刻の不確定性の減少、より正確な航空機管制間隔を可能にする混雑した空域での航空機の燃料総消費量の低下、および制御装置の作業量の削減を容易にする。その結果、本明細書において説明する方法およびシステムは、コスト効果の高い信頼できる方法での航空機の運航を容易にする。

40

#### 【0042】

航空機で使用する飛行管理システムのための方法、システム、および装置の例示的な実施形態について、上記で詳細に説明した。このシステム、方法、および装置は、本明細書において説明する特定の実施形態に限定されず、むしろ、システムの構成要素および/または方法のステップは、本明細書において説明する他の構成要素および/またはステップ

50

とは独立して別々に利用することができる。たとえば、方法はまた、他の飛行管理システムおよび方法と組み合わせて使用することができ、本明細書において説明する航空機のエンジンシステムおよび方法のみと共に実施することに限定されない。むしろ、例示的な実施形態は、多くの他の推進システムアプリケーションと共に実施および利用することができる。

#### 【 0 0 4 3 】

本発明の種々の実施形態の特定の特徴は、いくつかの図面に示され、他には示されていないが、これは単に便宜のためである。本発明の原理によれば、図面の任意の特徴は他の任意の図面の任意の特徴と組み合わせて参照および / または特許請求の範囲に記載されてよい。

10

#### 【 0 0 4 4 】

本明細書では、いくつかの例を使用して、最良の形態を含めて本発明を開示し、また、すべての当業者が、任意のデバイスまたはシステムを作製および使用し、任意の採用した方法を遂行することを含めて本発明を実施することができるようにする。本発明の特許性のある範囲は、特許請求の範囲によって定義され、当業者が想到する他の例を含むことができる。このような他の例は、請求項の書字言語と異なる構造要素を有する場合、または請求項の書字言語とのわずかな違いを有する等価な構造要素を含む場合、請求項の範囲内に含まれるものとする。

#### 【 符号の説明 】

#### 【 0 0 4 5 】

20

- 1 0 飛行する乗り物または航空機
- 1 2 エンジン
- 1 4 胴体
- 1 6 コックピット
- 1 8 主翼アセンブリ
- 2 0 尾翼アセンブリ
- 2 2 着陸アセンブリ
- 2 4 飛行機管理システム、 F M S
- 2 6 飛行経路軌道
- 2 8 ウェイポイント
- 3 0 ベクトル
- 3 2 第 1 のウェイポイント
- 3 4 第 2 のウェイポイント
- 3 6 第 1 の飛行経路軌道
- 3 8 第 2 の飛行経路軌道
- 4 0 起点ウェイポイント
- 4 2 目的地ウェイポイント
- 4 4 合流ウェイポイント
- 4 5 到着機
- 4 6 離脱ウェイポイント
- 4 8 交点ウェイポイント
- 5 0 離脱ベクトル
- 5 2 復帰ウェイポイント
- 5 4 復帰ベクトル
- 5 6 飛行経路軌道
- 5 8 空間距離
- 6 0 機種方位ベクトル指示
- 6 2 期間
- 6 4 対気速度ベクトル指示
- 6 6 高度ベクトル指示

30

40

50

6 8	期間	
7 0	戦術的指示、飛行経路角または垂直速度指示	
2 0 0	方法	
2 0 2	起点ウェイポイントと目的地ウェイポイントとを含む第 1 の飛行経路軌道を算出する	
2 0 4	飛行軌道の変更を示す戦術的指示を受信する	
2 0 6	第 1 の飛行経路軌道に沿った航空機の現在の位置を判断する	
2 0 8	受信した戦術的指示に少なくとも部分的に基づいて第 2 の飛行経路軌道を算出する	
2 1 0	目的地ウェイポイントの R T A を受信する	10
2 1 2	目的地ウェイポイントの R T A に間に合わせるために第 2 の飛行経路軌道を算出する	
3 0 0	制御装置	
3 0 2	プロセッサ	
3 0 4	メモリ	
3 0 6	バス	
3 0 8	入出力 ( I / O ) ユニット	
3 1 0	複数のサブシステム	
3 1 0	サブシステム	
3 1 1	バス	20
3 1 2	エンジンサブシステム	
3 1 4	通信サブシステム	
3 1 6	コックピット表示および入力サブシステム	
3 1 8	自動飛行サブシステム	
3 2 0	ナビゲーションサブシステム	
3 2 2	機種方位指示入力	
3 2 4	対気速度ベクトル指示入力	
3 2 6	垂直速度 / 飛行指示入力	
3 2 8	高度ベクトル指示入力	

【図 1】

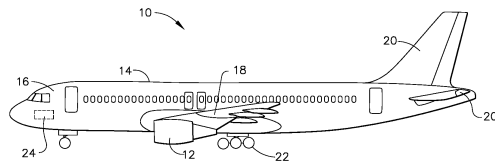


FIG. 1

【図 2】

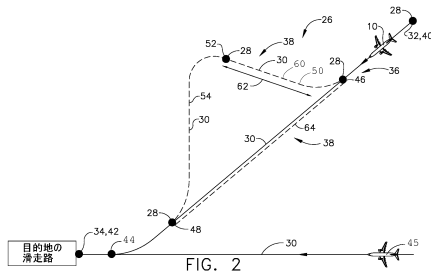


FIG. 2

【図 3】

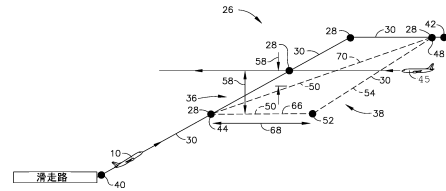


FIG. 3

【図 4】

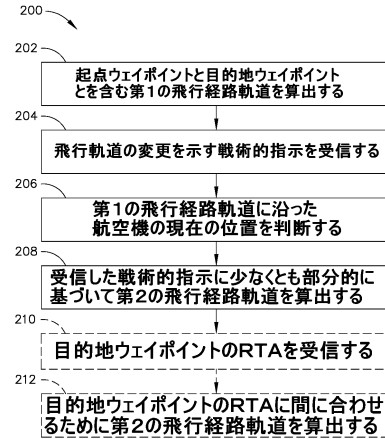


FIG. 4

【図 5】

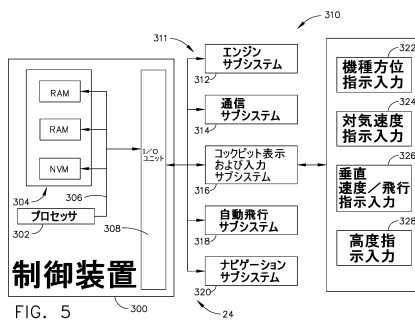


FIG. 5

---

フロントページの続き

(72)発明者 ランディー・リン・ウォルター  
アメリカ合衆国、ミシガン州・49512-1934、グランド・ラピッズ、パターソン・アベニ  
ュー、3290番

審査官 畔津 圭介

(56)参考文献 国際公開第2009/082785(WO,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)  
B64D 45/00  
G08G 5/02  
G08G 5/04