

(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2017-171111

(P2017-171111A)

(43) 公開日 平成29年9月28日(2017.9.28)

(51) Int.Cl.		F 1	テーマコード (参考)
B 6 4 F	1/02	(2006.01)	B 6 4 F 1/02
B 6 4 F	1/06	(2006.01)	B 6 4 F 1/06

審査請求 未請求 請求項の数 8 O L (全 21 頁)

(21) 出願番号 特願2016-59442 (P2016-59442)
 (22) 出願日 平成28年3月24日 (2016.3.24)

(71) 出願人 304045859
 白石 映二
 神奈川県横浜市青葉区美しが丘3-62-10
 (72) 発明者 白石 映二
 神奈川県横浜市青葉区美しが丘3-62-10

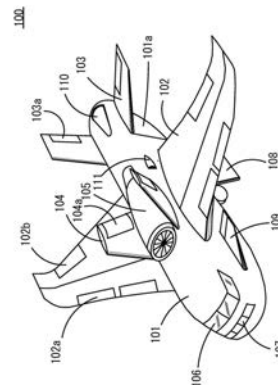
(54) 【発明の名称】 航空機用の装置

(57) 【要約】

【課題】 離発着効率を向上する装置を提供すること。

【解決手段】 航空機100するときに地上において減速し、航空機が離陸するときに地上において加速する装置は、滑走路の滑走路面500の下に滑走路に沿って所定の間隔で配置されたリニアガイド510と、滑走路面500の下に配置され、リニアガイド500と協働してリニアモータを構成するシャトル520と、シャトル520に連結され、滑走路面上に露出した対となったブライドル装置430と、対となったブライドル装置430により滑走路を横断する方向に保持されたワイヤ530とを含んでいる。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

航空機が着陸するときに減速し、航空機が離陸するときに加速する航空機用の装置であって、

滑走路の滑走路面の下、又は滑走路面の上に前記滑走路に沿って所定の間隔で配置されたりニアガイドと、

前記滑走路面の下に配置され、前記リニアガイドと協働してリニアモータを構成するシャトルと、

前記シャトルに連結され、前記滑走路面の上に露出し、対となったブライドル装置と、

前記対となったブライドル装置により前記滑走路を横断する方向に保持されたワイヤとを含む、装置。

10

【請求項 2】

着陸、又は離陸する航空機が、ふたつのガイドウェイの中間部分を真っ直ぐ進行できるように、リニアモータの加速度を左右別々に制御する、請求項 1 に記載の装置。

【請求項 3】

前記リニアガイドの間に、前記航空機を加速するための加速用の第 2 リニアガイドが前記滑走路面の下に配置された、請求項 1 または 2 に記載の装置。

【請求項 4】

前記所定の間隔で配置されたりニアガイドは、前記滑走路の外側から中央に向かって離陸方向に向いて狭くなる傾斜を持つように配置される、請求項 1 ~ 3 のいずれか 1 項に記載の装置。

20

【請求項 5】

前記所定の間隔で配置されたりニアガイドは、前記滑走路の延びる方向を横断する方向に延びた部分を有する、請求項 1 ~ 4 のいずれか 1 項に記載の装置。

【請求項 6】

前記リニアガイドは、前記滑走路に沿って左右対称に構成され、どちらからの前記航空機のアクセスに対しても離着陸の支援が可能である、請求項 1 ~ 5 に記載の装置。

【請求項 7】

前記滑走路は、陸上、メガフロート、または船舶の航空機離発着設備である、請求項 1 ~ 6 のいずれか 1 項に記載の装置。

30

【請求項 8】

前記リニアガイドでの、クエンチ現象の発生を抑止するために、本件特許出願による特許第特許第 5 8 5 2 7 7 9 号に記載の電源位相調整機構を具備した、請求項 1 ~ 7 のいずれか 1 項に記載の装置。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本発明は、航空機の離着陸技術に関し、より詳細には、離発着効率を向上する航空機用の装置に関する。

【背景技術】

40

【0002】

近年、我が国の農産物、海産物、畜産製造物に対して海外から注目を受けている。従来、食品などの海外輸送には、生産地から航空機への積載までの時間がまちまちなので、食品を冷凍して輸送するなどの方法が用いられている。しかしながら、海産物、食肉などは、冷凍するよりも生鮮のまま海外に届ける方が、より付加価値を高めることができる。

【0003】

この他にも、近年バヌアツの大規模台風災害などの場合、緊急に支援物資を送る必要がある場合、支援品を積載したコンテナを、トラック便で空港まで運び、コンテナごと輸送機に搭載して、短時間に救援物資を被災地に届けることも必要となっている。

【0004】

50

しかしながら、これまでの輸送機は、大型であり輸送コストの観点から、ある程度貨物がまとまらなると輸送ができないこと、輸送機への積載に時間がかかることという問題もあった。さらに、我が国の地方空港や離島などでは、海外で高付加価値を有する農産物・海産物であっても空港が無いが故に新鮮さを犠牲にして主要空港・主要港湾まで運搬し、冷凍コンテナや空路輸送を行う必要があり、コストおよび鮮度の点で、十分に我が国農産物の良さを保ったまま海外に供給できないという問題もあった。

【 0 0 0 5 】

従来から、低コストの輸送機が提案されており、例えば、特許文献 1 (特開 2 0 0 8 - 7 4 3 7 4 号公報)には、航空輸送において、省エネルギー効果があり、かつ大量輸送を実現するために、水素ガス又はヘリウムガス等の気体を取込んで、気球部分を設け、それに輸送空間である乗員部及び、その他必要部分を一体化させた気球飛行機が提案されている。

10

【 0 0 0 6 】

以下に従来技術であるスチームカタパルトと米海軍の電磁カタパルトについて概略的に説明する。ウィキペディアによれば、米海軍の電磁式カタパルトは、1本のリニアガイドを使用する。その利点および欠点は、以下の通りである。

利点

- (イ) 成熟した技術なので技術的・工学的な確実性がある
- (ロ) 原子力空母においては原子炉から得られる蒸気を流用できる
- (ハ) ニミッツ・クラスの C 1 3 カタパルトだと蒸気ピストンで長さ約 9 5 m で 3 5 t の重量の機体を、2 5 0 k m / h r まで加速することができる。

20

欠点

- (ニ) 加速度の微調整が効かず、航空機の機体に強い加速加重を与える
- (ホ) 重い
- (ヘ) 蒸気配管をはじめ艦内各所の容積を必要とする
- (ト) 長いシリンダーやピストンのメンテナンスに手間がかかる
- (チ) ディーゼルエンジンやガスタービンエンジンを主機として採用した空母では、カタパルトの蒸気を作る装置(ボイラー)が別途必要になる

30

【 0 0 0 7 】

本発明者は、さらに効率的な航空機輸送を可能とするべく、特願 2 0 1 5 - 0 8 9 9 2 5 号明細書において、コンテナ輸送に適した新規な構成の航空機を提案した。しかしながら、農産物や海産物の輸出などをさらに効率的に行うとともに地方・離島の経済発展に寄与するためには、主要空港ではなく、より短い距離で航空機の離発着を可能とすることで、狭い土地を利用して航空機の離発着を可能とすることが必要とされていた。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 8 】

【 特許文献 1 】 特開 2 0 1 3 - 1 2 3 9 4 6 号公報

【 特許文献 2 】 特願 2 0 1 5 - 0 8 9 9 2 5 号明細書

40

【 発明の概要 】

【 発明が解決しようとする課題 】

【 0 0 0 9 】

これまで、各種の輸送機が提案されているものの、ISO規格のコンテナを使用して一貫して陸上輸送から離発着まで、より効率が良く集荷・積載し、海外に送付することを可能とする、航空機用の装置が必要とされていた。

【 0 0 1 0 】

本発明は、上述した従来技術の問題点に鑑みてなされたものであり、本発明は、積載貨物中心主義で考え、商品を傷つけないことを追及し、商品に対する影響を軽減し、より効率的な貨物輸送を可能とし、地方・離島空港のより効率的な貨物輸送を可能とする、航空

50

機用の装置を提供することを課題とする。

【課題を解決するための手段】

【0011】

すなわち、本発明によれば、

航空機が着陸するときに減速し、航空機が離陸するときに加速する航空機用の装置であって、

滑走路の滑走路面の下、又は滑走路面の上に前記滑走路に沿って所定の間隔で配置されたりニアガイドと、

前記滑走路面の下に配置され、前記リニアガイドと協働してリニアモータを構成するシャトルと、

前記シャトルに連結され、前記滑走路面の上に露出し、対となったブライドル装置と、前記対となったブライドル装置により前記滑走路を横断する方向に保持されたワイヤを含む、装置が提供できる。なお、離着陸の邪魔になりかねない滑走路面の上面に設置し固定するのは、多くは、非常時の仮設置である。

【0012】

前記リニアガイドの間に、前記航空機を加速するための加速用の第2リニアガイドが前記滑走路面の下に配置されてもよい。前記所定の間隔で配置されたりニアガイドは、前記滑走路の外側から中央に向かって離陸方向に向いて狭くなる傾斜を持つように配置することができる。

【0013】

前記所定の間隔で配置されたりニアガイドは、前記滑走路の延びる方向を横断する方向に延びた部分を有することができる。前記滑走路は、陸上、メガフロート、または船舶の離発着設備とすることができる。船舶の場合、飛行甲板に加え、ジェット排気の排出装置を付けて、格納庫甲板内に設置することもできる。このような形態の場合、動線が重ならないので、安全に同時に、発艦、離艦作業を行うことができる。空母着艦に成功した米無人機X47Bのような、無人機も安全に運用できる。

【図面の簡単な説明】

【0014】

【図1】特許文献2に開示した本実施形態の航空機100の概略的な斜視図。

【図2】本実施形態の航空機100の概略的な側面図。

【図3】本実施形態の装置が設置された離発着設備300の概略図。

【図4】本実施形態の装置の第2の実施形態の詳細構成を示す図。

【図5】本実施形態に従い、航空機100が、着陸する際の態様を示した側面図。

【図6】本実施形態で、リニアガイド360が航空機100を停止させたときの実施形態を示す図。

【図7】本実施形態において、航空機100を離陸させる際のリニアガイド370の配置を示す図。

【図8】図7で説明した離陸完了直後の状態を示した図。

【図9】本実施形態の装置の第3の実施形態を示す図。

【図10】本実施形態の装置が発生させる拘束力の概略的なプロファイルを示した図。

【図11】着陸誘導装置(ミートボール)の参考図。

【図12】ブライドル装置440の参考図。

【図13】ブライドル装置440にローンチバーおよびホールドバックバー710に係合させる場合の従来例を示す図。

【図14】図14は、本実施形態の航空機が、空港に接近したところを示す模式図。

【図15】本願出願時における磁気製品の一般的技術水準を示す刊行物。

【符号の説明】

【0015】

100 : 航空機

101 : 胴体

10

20

30

40

50

- 1 0 2 : 主翼
- 1 0 3 : 水平尾翼
- 1 0 3 a : 昇降舵
- 1 0 4 : 垂直翼
- 1 0 4 a : 方向舵
- 1 0 8 : 垂直翼
- 1 0 8 : 下部垂直翼
- 1 0 8 a : 方向舵
- 1 0 9 : 可変式カナード
- 1 1 4、1 1 4 a : 主脚
- 2 0 1 : コンテナ
- 3 0 0 : 離発着設備
- 3 1 0 : 滑走路
- 3 4 0 : 管制スペース
- 3 5 0 : 着陸誘導装置 (ミートボール)
- 3 6 0、3 7 0 : リニアガイド
- 4 0 0 : ワイヤ
- 4 2 0、4 3 0 : ブライドル装置
- 6 2 0 : シャトル
- 7 0 0 : ローンチバー
- 7 1 0 : ホールドバックバー

10

20

【発明を実施するための形態】

【0016】

以下、本発明につき、実施形態を使用して説明するが、本発明は後述する実施形態に限定されるものではない。図1は、特許文献2に開示した本実施形態の航空機名称YS12-CS 100の概略的な斜視図である。航空機100は、胴体101、主翼102、水平尾翼103、および垂直翼104、108、胴体101上に設置された大型ターボファンエンジン105を備える。105は胴体と燃料、制御、電力ケーブルだけが接続され、故障時の交換が短時間で終了する。

30

【0017】

胴体101は、本実施形態では、離陸および着陸時の揚力を、地面効果およびコアング効果を利用して、大仰角を取ること無しに離陸すると共に、離着陸時の距離を許容可能な程度に低減させている。また、胴体101には、コンテナを収容するための貨物室を塞ぐための機体後部にハッチ101aが形成されている。輸送機使用者の要望に合わせ、ハッチ101aは、様々な形態、形式のものが考えられる。貨物は、トラックなどで空港まで直接輸送された後、ハッチ101aを開き、ハッチ101aに確保されたコンテナ収容室(図示せず)に直接搬入される。

40

【0018】

さらに本実施形態では、胴体101は、それ自体が、翼型となるように形成されており、主翼102に加えて、胴体自体でも揚力を生成するリフティングボディ方式で形成されており、離着陸時の仰角制御を行わずとも、離着陸可能とさせている。本願では中央胴体翼とも呼ぶ。これに連なるブレンディド翼の主翼を持つが全翼機に似た部分もある。なお本実施形態のコンテナは、それに限定されるわけではないが、国際ISO規格に準拠する規格の、例えば40ftコンテナを使用することができる。通常輸送の貨物として、40ftコンテナは費用が高む大型輸送機を使用して空輸されている。

【0019】

胴体101には、主翼102が取り付けされており、飛行のために必要な主翼102は、本実施形態では、その翼端は、翼端渦による吹き下ろしのために揚力減少を防止するために、ウィングレットが形成されている。

【0020】

50

また、主翼には、離着陸時の揚力を確保するために、前縁および後縁のフラップなどとして参照される高揚力装置 102a、102b を備えている。大型ターボファンエンジン 105 への大量の流入空気が、胴体 101 の機首からの前部に沿って流れることによる前部コアングダ効果による揚力、高揚力装置 10a、102b は、ターボファンエンジン 105 からの噴射ガスが、胴体 101 の後部に沿って流れることによる後部コアングダ効果による揚力および地面効果による揚力が不足する場合に利用される。ターボファンエンジン 105 として、大型のターボファンエンジンを使用する理由のひとつは、推力の方向に直交した揚力の発生は、副次的なものであり、大出力が揚力に直接置き換わるわけではないからである。しかしながら、最近まで大出力のジェットエンジンは、民間用、軍用機用とも無かった、YS12-CS は、大出力エンジンを新しい方式で活用する初の民間航空機である。軍用機においては大出力エンジンを、機動性を高めるため、翼の揚力を利用しない垂直上昇などに活用している。

10

【0021】

本実施形態で使用することができるターボファンエンジン 105 は、特に限定はないが、高推力を提供することができる、トレント（登録商標）などを使用することができる。このような大型ターボファンエンジンは、燃費を稼ぐ構造上、どのエンジン製造社の製品も、直径が 2.5 メートル近傍であり、YS12-CS のような小さな機体が翼下に懸架することは、地面との距離が取れず、容易ではないが、本実施形態で出力が大きく燃費の優れた新時代エンジンの使用を実現した。又この懸架方式によれば、他社の異なる仕様のエンジンへの換装も、胴体の大幅な改良をせずに容易に行うことができる。

20

【0022】

垂直翼 104 および垂直翼 108 は、航空機 100 のヨーイング方向の安定性を提供すると共に、航空機 100 の飛行方向を、可能な限り左右に傾斜させること無く変更する。この目的のため、垂直翼 104 には、方向舵 104a が形成されている。また、下部垂直翼 108 にも同様の方向舵（図示せず）が形成されている。従来飛行では、機体を傾け（バンク）させ方向を変え、飛行高度も下がるが、本願の方式では、機体を回頭（ターン）させ方向を変え、水平飛行をほぼ維持できる。従来方式より方向変更に鋭さは無い代わりに、貨物に対する遠心力、向心力の影響は極小化でき都合である。飛行機は、最初に多数実用化されたのが、レッドバロンなどに代表される戦闘機であり、その空中戦で最も重視されたのは、敵機の後方に遷位置できる機動性である。発明者は特許文献 2 において、輸送機に最も重視されるべき性質が貨物を傷めることがない、水平安定性であると、発見したことが重要な点である。

30

【0023】

なお、主翼 102 下部の垂直翼は、離着陸時の揚力を確保するための地面効果を効率よく揚力に利用するために形成されている。このため、垂直翼 108 は、巡航高度（約 10000 ~ 12000 m）に達した後には、ドラッグ抵抗を低下させる目的で、主翼下部に引き込まれても良い。また、垂直翼 104 は、ターボファンエンジン 105 の尾部への高温噴射ガスによる熱損傷を回避するために、胴体 101 の前後軸に垂直であって、空力中心および重量中心を含む垂直軸（図示せず）に翼幅の中心が略一致するように配置される。さらに、本実施形態の航空機が、空荷で飛行する場合を考慮して、他の実施形態ではウィングレットを使用すること無く、翼面積を、約 20% 程度低下させることを可能とするように、主翼を可変翼として構成することができる。

40

【0024】

さらに胴体 101 の後部には、水平尾翼 103 が形成されており、水平尾翼 103 は、本実施形態では、航空機 100 のピッチ方向の方向制御を行うと共に、巡航速度近傍（約 900 km/h）において、下記式 1 で与えられる揚力を提供するように、最小限度で仰角を制御する。この目的で、水平尾翼 103 には、昇降舵 103a が形成されている。なお、基本的な水平尾翼 103 の機能は、大きさなどは相違するものの、従来航空機と同様である。

【0025】

50

【数 1】

$$L = \frac{1}{2} \times \rho S V^2 C_L \quad (1)$$

【0026】

胴体後部には、主エンジンとして機能するターボファンエンジン105が不調となった場合にでも、特に洋上飛行での緊急着陸が出来る最低限の推力を確保すると共に、航空機100の電力などを提供するための個々型の補助ジェットエンジン110が配置されている。ハリアーの後継機F35Bなどの垂直離着陸機に使用されている、ヨー、ピッチ安定ノズルに、水平維持用の噴射空気を提供することもできる。この補助ジェットエンジン110には、主エンジンからの排気ガスの影響が少ないエアインテーク111から作動流体として空気が供給される。さらに、補助ジェットエンジン110は推力を増加させるアフターバーナーを備えてもよい。

10

【0027】

胴体101の前部には、操縦のための視界を確保するためのキャノピー106が上部デッキに形成され、その下部デッキには、離着陸時に地上を目視確認するための下部確認窓107が形成されていて、着陸時の地面状態を確認することが可能とされている。これによりブライドルの状態を絶えず精密に視認できる。なお、他の実施形態において、地面を確認するためのビデオカメラ、レーザー距離測定器、ミリ波調整器といったイメージングシステム、測距システムを使用することができる場合、下部確認窓107を設けることなく、イメージングシステムで置き換えることも可能である。機首部は、上部デッキ、下部デッキからなる2階建て構造である。

20

【0028】

また、航空機100の胴体101の前部には、離着陸時の揚力をさらに確保するため、可変式カナード109が形成されている。図1に示した実施形態では、可変式カナード109は、三角翼形状とされ、後縁には、昇降舵が形成されている。可変式カナード109は、離着陸時に機首部分の揚力を増大させて、地上で滑走している期間に、機体上部に配置されるターボファンエンジン105の推力による反作用で、機首が前のめりに下がるのを防止する。また、可変式カナード109は、特に離陸時における揚力を確保する目的で、気流を、主翼102の下部に送り込む機能も提供する。このため、本実施形態の可変式カナード109は、主翼102よりも機体下部位置に形成されることが好ましい。

30

【0029】

また、本実施形態の可変式カナード109は、巡航飛行中は、機首下側空間に形成された収容部に収容され、離陸・着陸時に大気速度、高度などに応じて電子制御により、適切な位置に引き出され、また昇降舵の制御が行われ、機首方向の揚力を調整している。

【0030】

なお、本実施形態の可変式カナードは、限られた面積でできるだけ高揚力を与えること、および地面効果を最大限利用する目的で主翼下部に空気流を導入するため、後退翼の形状として示しているが、例えばS A A B (登録商標)社のヴィゲン、グリペン、またはユーロファイター・タイプの可変翼とすることができる。また、可変式カナード109には、小面積の昇降舵が形成されていることが好ましい。この昇降舵により、安定的に機首を、高出力の主エンジンであるターボファンエンジン105が発生する機首方向を下げるように作用するトルクを相殺して、安定な離陸を可能とする。ヴィゲンまたはグリペンは、地下基地より発進し、封鎖した高速道路からの運用を実施し生存性を高めている。

40

【0031】

本実施形態の航空機100の、式(1)で計算される飛行高度12000mにおける揚力と、当該揚力を与える時の翼面積に関し、機体重量 = 30 ton (積載時)、巡航速度 = 900 km / hr、空気密度 (12000m) = 0.312 kg / m²、揚力係数 = 0.508 (ボーイングB787 (商標)の揚力係数)を使用して計算した。本実施形態の航空機100は、積載時重量が、コンテナ1個搭載し30 tonの場合、翼面積が、59

50

．3 m² あれば、高度12000 mで、時速900 km/hで巡航するために必要な揚力が得られる。

【0032】

これらの各値を、比較のため、アメリカ海軍の戦闘機F4ファントム(商標)の諸データと共に、表1に比較する。

【0033】

【表1】

データ	F4ファントム(F-4E)	本発明の航空機
全長(m)	19.20	20
全高(m)	5.02	約8(ターボファンエンジンを含む全高)
翼幅(m)	11.71	約20
翼面積(m ²)	49.2	59.3
積載時重量 (ton)	18.8	30
推力(kg)	10720 (16240:AB使用時)	約38000 (トレント(登録商標)1000)
巡航速度 (km/h)	940	900

10

20

【0034】

以上の通り、本発明の航空機100は、初飛行が1958年5月27日のF4ファントム戦闘機程度の諸特性を有していると言えることができる。なお、クリップデルタ翼を持つ超音速戦闘機のF4ファントムに対し、スーパークリティカル翼を持ち最大速度が音速の0.8倍程度の要求速度である本実施形態の航空機は、離陸時に昇降舵を使用することなく、水平姿勢を保持しながらその全体から発生する揚力を使用して離陸する。

【0035】

なお、高揚力装置の動作を考慮すること無く、上述した式(1)を使用するシミュレーションでは、離陸時失速速度は、約350 km/h(約97 m/s)となるが、上記表のトレント1000程度の推力がある場合、滑走時間約80 sで、離陸時失速速度を達成でき、このときに要する滑走距離は、約3800 mである。ただし、この距離は、地面効果など高揚力機能による効果を加味していないので、さらに短くすることができると言える。

30

【0036】

さらに離着陸時には、航空機100の機体後部に配置した補助ジェットエンジン110の使用も可能である。なお、高揚力装置として、隙間フラップ、ファウラー・フラップ、ダブルスロテッド・フラップ、ベネシャン・ブラインド・フラップ、折り曲げ前縁フラップ、クルーガーフラップ、スラット、境界層制御吹き出し翼などを使用することができ、これらの適正化に応じて、最低離陸速度(V₂)を200 km/h~300 km/h程度にすることもできる。

40

【0037】

しかしながら、本実施形態の航空機YS12-CSは、上記の構成を具備しつつどちらかというところ得意ではない短距離での離陸および着陸を可能とすることが好ましい。航空機では、長距離の巡航性能と短距離離着陸性能を両立させるのは、かなり困難である。この目的のため、本実施形態の航空機100は、艦載機を離陸着陸させる際の装置に学んだ独自機構を使用してその短距離離陸・着陸を行う。

【0038】

図2は、本実施形態の航空機100の概略的な側面図である。図2に示すように、胴体101は、機首から機体後部まで、断面が高度1.2万メートルで、速度M0.8に最適の翼型形状を与えており、機体自体が、揚力を生成する構成とされている、また、図2に

50

は、主翼 102 の下部垂直翼 108 が示され、下部垂直翼 108 に、方向舵 108a が形成されているのが示されている。実施形態では、機体後部に、アレスティング・フック 115 が追加されている。アレスティング・フック 115 は、矢線 B の方向に移動し、装置の拘束部材にフックを係合させることで拘束作用を提供する。なお図 2 の実施形態では、アレスティング・フック 115 は、ロックされ、着陸態勢とされた状態が示されている。

【0039】

航空機 100 は、着陸時には、従来と同様に、アレスティング・フック 115 を滑走路に設置した減速装置に連結させ、減速する。また、離陸時には、離陸時失速速度である約 350 km/h 付近にまで、加速装置を使用して加速させる。なお、航空機 100 としては上述したものに限定されることはなく、本実施形態に従い、短距離離着陸が要求される他の航空機にも、本実施形態の装置は適用することができることは言うまでもない。例えば、従来例として説明した F4 ファントムにも適用することができる。

10

【0040】

以下、本実施形態の装置について詳細に説明を行う。図 3 は、本実施形態の装置が設置された離発着設備 300 の概略図である。離発着設備 300 は、陸上や洋上においてメガフロートに構築することができる。また他の実施形態では、適切な離着陸機能を提供する艦船上に構築することができる。

【0041】

離発着設備 300 には、滑走路 310 が設けられており、滑走路 310 に設置された装置を構成するリニアガイド 360、370 が概略的に示されている。さらに図 3 に示す実施形態では、離陸準備ができた航空機 100 が装置を構成するリニアガイド 370 に連結され、離陸を待機している。また滑走路の脇には、着陸した航空機 100b、100d がタクシーイングにより貨物積載スペース 330 に移動しているのが示されている。また、すでに貨物の積載を終えた航空機 100c が、次の離陸準備のため待機しているのが示されている。なお、YS12-CS は、これらの移動を電気自動車のようなタイヤの電動駆動により、自走で実施することもできる。

20

【0042】

また、滑走路 310 の横には、管制スペース 340 が設置され、航空機 100、100b、100c の離発着およびリニアガイド 360、370 の制御を行っている。滑走路 310 の近くには、リチウムイオン電池を搭載した高出力の移動電源 380 が用意されていて、リニアモータシステムを駆動するための電力を供給する。また、カタバルト・オフィサーが、離陸管制を、滑走路 310 の近くで行っている。

30

【0043】

さらに管制スペース 340 および滑走路 310 に隣接して、着陸誘導装置ミートボール 350 が設置されていて、航空機 100 その他の航空機の着陸を管理している。なお、図 3 に示す第 1 の実施形態では、リニアガイド 360、370 は、滑走路 310 の延びる方向に平行に設置されている。ミートボール 350 は航空機の運航方向が変更された場合移動が可能である。ミートボール 350 は、従来のもものが利用でき、これを図 11 に参考図として添付する。

【0044】

図 3 に示した実施形態では、リニアガイド 360、370 は、半地下構造として滑走路 310 の地下に形成されたリニアモータシステムで駆動されている。またリニアガイド 360、370 は、図示する実施形態では、リニアガイド 360 およびリニアガイド 370 として分離した構成とされている。具体的には、航空機 100 が離陸する際には、Launching Gear として機能するリニアガイド 370 を使用して航空機 100 を加速する。

40

【0045】

一方、航空機 100 が着陸する際には、Arresting Gear として機能するリニアガイド 360 を使用して着陸時に航空機 100 を拘束する。なお、他の実施形態では、リニアガイド 370 およびリニアガイド 360 は、一体として構成されても良い。また、本実施形態に従い、リニアガイド 360、370 の長さは、一方向からの離陸・着陸の場合には航空

50

機 100 の機体長の、約 5 倍程度の長さ（約 100 m）とすることができる。しかしながら、風向などにより滑走路 310 に対して適切な方向に離陸・着陸することが必要とされるので、リニアガイド 360、370 は、滑走路 310 の両側にまで延びて、滑走路 310 の両端の構造が滑走路に沿って対称となるように構成することができる。この場合、1 対のブライドル装置 420、430 を、着陸および離陸の両方に使用することができる。

【0046】

他の実施形態では、滑走路 310 の端部から破線 C で示す約 100 m 付近にまで延びた 2 つのセットとして、図 3 のリニアガイド 360、370 を分断し、滑走路 310 に対するアクセスに対して別々に動作させることができる。なお、この実施形態では、滑走路 310 を 1 本ではなく、リニアガイド 360、370 が分断された位置で交差する形態で 2

10

【0047】

リニアモータシステムは日本においては、着工された JR のリニア新幹線に使用される。何百トンもの新幹線車両を 500 km で、名古屋東京間を走らせる。これは技術的には、本願より実現難易度が高い。この事業が実施されるために、リニアモータ関連の部品の値段は大規模生産により大幅に低下する。このため EMLA1 装置に 2 本または、3 本のリニアモータを購入使用することができる。

【0048】

図 4 は、本実施形態装置の第 2 の実施形態での、詳細構成を示す図である。図 4 に示す実施形態では、ブライドル装置 420、430 が減速装置を構成する。また、ブライドル装置 440 は加速装置を構成する。ブライドル装置 420、430、440 は、半地下に構成されたリニアガイド 360、370（図示せず）により駆動されるシャトル（図示せず）に連結されている。航空機 100 が着陸する際には、ブライドル装置は小型ではあるが、その大半を滑走路面より下に沈降させたり、取り外すことにより、着陸への影響を少なくしたりすることも出来る。

20

【0049】

ブライドル装置 440 が航空機 100 を加速する場合、ブライドル装置 440 に設けられたワイヤを航空機 100 の前主脚の係合部に連結したり、前主脚のローンチバー（発射バー：図示せず）に連結した後、リニアモータを動作させて、シャトルと共にブライドル装置 440 を図左手側に向かって加速する。

30

【0050】

なお、図 12 に、ブライドル装置 440 の例示的な構成を示す。ブライドル装置 440 には、例えば連結部材としてゴムリングなどを使用することができ、ゴムリングを航空機 100 の前輪に設けたローンチバーに連結させ、ブライドル装置 440 で航空機 100 を引っ張りながら加速する。

【0051】

一方で、航空機 100 が着陸する場合には、ブライドル装置 420、430 およびブライドル装置 420、430 に両端が連結されたワイヤ 400 により、航空機 100 を減速および拘束する。ブライドル装置 420、430 の間の距離は、適宜設定することができるが本実施形態の航空機 100 の場合には、概ね 15 m 程度とすることができる。この幅があれば、YS12-CS を含む大多数の航空機の左右の主脚が余裕で直線移動することが出来る。航空機 100 を拘束する場合には、航空機 100 に形成されたアレステイング・フック 115 がワイヤ 400 に係合し、ワイヤ 400 を引張り、その移動可能な位置まで移動させる。この時のワイヤ 400 b を図中破線で示す。

40

【0052】

その後、ブライドル装置 420、430 は、航空機 100 が図中左手側に移動するにつれて進行方向 R へと、併走を開始する。ブライドル装置 420、430 がリニアモータにより図中、右手側にブレーキ力が発生され航空機 100 に対して拘束力を発生させる。リニアモータが発生するべき拘束力は、ブライドル装置 420、430 を、所定の着陸距離で、速度を 0 にまで減速するに必要な程度であり、リニアモータによる電磁氣的な拘束力

50

により提供される。

【0053】

本願では、以下の仮説の磁気理論に基づいたリニアガイドウェイの設計も検討する。従来から磁力については、その基本原理の解明が進んでいない。観察により磁力の作用が、限られた条件において電気に近い性状を持つことが結果としては判っているがために、様々な仮想条件を積み重ねたうえで、電気の数式を改造して予想結果を使用し実験により検証し、実際の磁力機器を製造している。図15に、本願出願時における磁力機器の技術水準を示す、平成28年3月20日付け朝日新聞掲載の記事の写しを掲載する。

【0054】

磁力について、本願発明者である白石映慈は、以下のような科学哲学を試みた。S e c r e t M a g n e t i c E n t i t y という未知の粒子を仮想する。

10

S M E

S M E は、磁気を帯びていない時、原子の原子核の中に存在する。

ニュートリノのようにほとんど質量を持たない、波動物質であり、粒子と波動の性質を備える。

原子が磁化されると、S M E は原子のN極より飛び出し、S極に戻る周回状態を繰り返し実行し、磁力を発生させる。原子核にもS極とN極が出来る。

【0055】

これは、磁石をいくら小さく分割してもS極とN極を持つことの説明になる。磁化するためのエネルギーは、電気が極めて密接な関係にあるが、核融合反応などでもよい。S極とN極は単極と限らず、複数の極になることもある。S M E 自体も、S極とN極を表面と中心部に切り替わりながら持ち全体の磁性としては、ほぼ中性である。その伝播する様子は、電波が概ね直進するのに対し、N極より飛び出しS極に戻る関係上、概ね曲進する。合成のベクトルのため星サイズの大きさを持つ磁石の磁力線の到達する範囲は、極めて巨大なものとなる。一番質量を持つ原子核が、錨(アンカー)のような機能を持つ位置となる、これは、磁力が強い密着力を持つ理由の説明に矛盾がない。日用品の20gしかない磁石フックが100倍近い2kgの物体を垂直面で支えているのだから。極めて巨大磁力線に情報を載せることができれば通信に利用できる。

20

【0056】

N極から飛び出す際は、S M E のS極が反作用で、核を作っている力より打ち勝ち、S極に入る際は、S M E のN極が引力となりひかれる。原子核の中では、ニュートリノの移動のように高速で、S極からN極に移動しながら、S M E は、NからSの磁気特性に変換される。各物質の原子核に含まれるS M E の量は、ほぼ定量であり、磁気飽和が起こる原因である。磁力の強さは、S M E 粒子の数にほぼ比例するので、デジタルで計量する。このため、磁力は合成ベクトルとなる。

30

【0057】

原子核が磁性を帯びると、その影響を減殺するために、既知の事実であるが、原子核の周囲に雲状で存在する電子のスピン量も変化する。磁力が無くなるとは、S M E が原子核に戻った状態である。閉鎖空間では、長い時間をかけて、磁力は暫減する。しかし現実の空間には、各種電磁波が飛び交っているため、この雰囲気エネルギーを得ることにより、S M E は周回を続ける。温度が高くなると原子核内の構成素粒子の振動が大きくなるため、さしもの微小なS M E もS極から、N極まで通り抜けられなくなり、磁力は消滅する。

40

【0058】

磁気シールドは可能だが、ニュートリノのようにS M E の完全な絶縁はできない。似たような現象は顕著ではないが、ほぼ全ての原子にあり、磁力を発生するS M E 意外のもので、G S M E と名付ける。この微細現象の実証や確認は、大変である、出来れば原子単体1個、又は磁性体分子単体1個の詳細な観測が求められるからである。

【0059】

S M E もニュートリノのような波動粒子であり、計測は困難だろう。専用の測定装置を開発し、原子単体の、磁力を捉えたいものである。最近では、スプリング8や、セルン(

50

CERN)などの、高エネルギーを投入出来る粒子物理学の装置が長速の進歩を遂げており、本SME理論の検証が期待できる。

現在の科学界の流行では、これらの巨大予算と多くの科学者が参加している施設は、陽子、中性子など素粒子研究での利用が主である。はるかに大きな原子核の研究であるSMEは、逆に専用測定装置を開発すれば可能である。

【0060】

工事が始まったリニア中央新幹線で使用するリニアモーターカーの主要駆動方法として、磁力は導入されるが、装置の設計、製造の多くは、実験による検証を下に進められており、磁力の基本原理はあまり研究されていない。基本原理を研究すれば、以下のような利益が期待できる。

(1) 鉄に代表される使用磁性体の開発効率が向上する。

(2) 超伝導リニアは、在来型の新幹線より、必要電力が何倍も大きいのが、これを削減できるかもしれない。

(3) 又、磁石の発熱を必要最低限に抑える設計が可能となる。これは、冷却装置を小型化し、ヘリウムの使用量を減らし、希少金属の使用量を減らし、総費用を削減する。

(4) 大量の人命がかかる営業運転時の安全性を高めることが出来る。

一番大事故に直結しやすいクエンチ現象の抑制も達成できるだろう。コイル線を巻かないコイルの製造も目標となる。培った技術は、多方面として、電動自動車のステーターに直ぐに利用可能である。

【0061】

以上今回甚だ稚拙ではあるが、本理論を提示することにより、現在はあまり活発とは思えない磁力の本質の研究が促進される。中国人は磁石が南北を向くことを発見したのであって、地磁気があることに気付いたわけではない。地球が磁石であることを初めて唱えた、つまり地磁気が存在することを発見したのはイギリスのギルバートである。資料のごとく、KS鋼や、大東亜戦争後に、ネオジム磁石等、多くの強力な磁性体を発明し実用化したのは、我が日本人の先達である。

【0062】

航空機100を加速する場合には、設定された離陸位置まで航空機100をタクシーイングして、ブライドル装置440の連結部材に航空機100をセットする。その後、ターボファンエンジン105の出力を上昇させて行き、リニアモーターを動作させると同時にブレーキを解除し、ホールドバックパー710が分断して射出が開始される。ブライドル装置440を途中、左手側へと走行させることで、航空機100を離陸時失速速度近くまで加速し、停止する。ブライドル装置440の連結装置は、停止した時点で航空機100の前主脚から脱離し、その後航空機100は、そのターボファンエンジン105の推力を使用して飛行を続ける。

【0063】

本願のこのような装置をEMLA、Electro Magnetic Landing Arresting equipment of Aircraftsと呼称する。既存のスチームカタパルトを使用した離陸では、リリースとテイクオフは同時発生するためパイロットには地上の滑走運転から空中の操縦への機敏な切り替え動作が求められる、本願の方式では、エアブーン後にリリースすることができる、この場合機体が既に空中で飛行しているため滑走運転から空中操縦への切り替え動作が既に終了し、パイロットはリリース時には操縦しているため、離陸時に多い事故を少なくすることができる。

【0064】

なお、図4中、リニアガイド360、370は、図中左手側に向かって、滑走路中心方向に傾斜して設置されているものとして示す。これは、アレスティング・フック115がワイヤ400に最初に係合した場合、ワイヤ400の方向に主要な力が加えられる。そして、リニアガイド360を傾斜させておくことで、この力を進行方向Rに分散させ、停止しているブライドル装置420、430および各シャトルの移動開始をスムーズに行うためである。

10

20

30

40

50

【 0 0 6 5 】

なお、本実施形態では、説明の便宜上、離陸着陸を同一方向から行うものとして説明したが、他の実施形態では、滑走路に沿って対称の形状にリニアガイドを設置することで、絶えず機首に当たる風を理想的な向かい風とできる、滑走路のどちらからでも離発着できる構成とすることができる。

【 0 0 6 6 】

図 5 は、本実施形態に従い、航空機 1 0 0 が、着陸する際の態様を示した側面図である。航空機 1 0 0 は、本実施形態に従い、ほとんど水平だが、ワイヤに引っかからないだけ前脚を上げた低仰角で滑走路面 5 0 0 に進入し主脚が設置滑走する。侵入後、アレスティング・フック 1 1 5 を、ワイヤ 5 4 0 に連結されたワイヤ 5 3 0 に係合させる。ワイヤ 5 3 0 は滑走路面より約 1 0 c m 浮いて張られている。

10

【 0 0 6 7 】

ランディングの進行方向 R に向かって所定以上の力が加えられたことを検知したプライドル装置 4 3 0 またはシャトル 5 2 0 は、まず瞬間的に進行方向にプライドルを動かし、係合時の機体、ワイヤへの衝撃を最小とする。これは、落下する卵を受け止める手の動きに例えることができる。リニアモータの制御装置に電力供給を通知し、進行方向 R とは反対の方向に拘束力を生じさせる。瞬時に、最小限の拘束力を生じさせるので、航空機 1 0 0 の進行が、例えば航空母艦に着艦する際のように過大な拘束力が短時間に作用することが防止される。

【 0 0 6 8 】

なお図 5 中、説明の明確さのため、プライドル装置 4 3 0 の寸法を実際より大きく示している。実際の大きさは、画像に示した本願より受ける衝撃が大きいスチームカタパルト用プライドルより小型のものとなる。また、プライドルの幅は、前輪の 2 本タイヤの隙間距離より小さく、真ん中に挟みこまれる。その後、シャトル 5 2 0 は、滑走路面 5 0 0 からみて半地下に設置されたリニアガイド 5 1 0 を滑走しながら、設定された拘束力で航空機を減速させてゆき、所定の着陸距離で航空機 1 0 0 を停止させている。

20

【 0 0 6 9 】

図 6 は、本実施形態で、リニアガイド 3 6 0 が航空機 1 0 0 を停止させたときの実施形態を示す。航空機 1 0 0 は、リニアガイド 3 6 0 の作用により、着陸距離 A L で停止する。着陸距離は、両方のリニアモータが発生する合成された拘束力を F、それにより発生する減速加速度を a、停止までの時間を t、航空機 1 0 0 の着陸速度を V として下記式 (2) で与えられる。

30

【 0 0 7 0 】

【 数 2 】

$$AL = \int_0^V (V - at) dt = \frac{1}{2a} V^2 \quad (2)$$

【 0 0 7 1 】

着陸距離 A L は、滑走路 3 1 0 の態様により適宜変更することができ、また航空機 1 0 0 の着陸速度 V によっても変動するが、これらを考慮して適切な加速度 a を発生することができるように電磁気力を制御することができる。なお上記式 (2) では、プライドル装置 4 2 0 の初速を無視した。

40

【 0 0 7 2 】

逆に上記式 (2) は、プライドル装置 4 2 0 の初速を含まないので、そのまま離陸時に、航空機 1 0 0 を、最低離陸速度 (V 2) である 2 0 0 k m / h r ~ 3 0 0 k m / h r 程度に、約 1 0 0 m で加速するために要求される電磁気力を計算するためにも用いることができる。この際、V を最低離陸速度と読み替え、a を加速度と読み替え、t を、最低離陸速度まで加速するための時間とし A L を離陸距 = 約 1 0 0 m とすれば良い。上記式に従い、供給する電流量を制御システム (図示せず) により制御すれば良い。

50

【 0 0 7 3 】

図 7 は、本実施形態において、航空機 1 0 0 を離陸させる際のリニアガイド 3 7 0 の配置を示す図である。なお、ブライドル装置 4 4 0 は、滑走路 3 1 0 の中央部分に配置されている。そしてブライドル装置 4 4 0 は、そのワイヤ 6 3 0 を画像の如く航空機 1 0 0 の前主脚に形成したローンチバー 7 0 0 に着脱自在に連結している。航空機 1 0 0 が離陸する場合、航空機 1 0 0 はそのターボファンエンジン 1 0 5 を概ね最大出力付近にまで高め、ローンチバー 7 0 0 と、主脚のブレーキ、およびホールドバックバー 7 1 0 からの引っぱり張力により、停止している状態である。

【 0 0 7 4 】

図 7 に示した実施形態では、ワイヤ 6 3 0 により加速する実施形態として説明するコンテキストに従い、ローンチバー 7 0 0 は、フック形状であるものとして記載する。しかしながら、滑走路 3 1 の中央部に射出用のリニアガイド 3 7 0 を設置する実施形態では、従来の艦載機に設置されるローンチバーの形状とし、これを、図 1 3 に示すように、ホールドバックバー 7 1 0 により後方からテンションをかけて航空機 1 0 0 を引き留めておく構成を採用することができる。

10

【 0 0 7 5 】

この状態でリニアモータが駆動され、シャトル 6 2 0 がブライドル装置 4 4 0 と共に離陸方向 T の方向に滑走を開始する。これに伴って航空機 1 0 0 が加速され、所定の離陸時失速速度付近で、シャトル 6 2 0 は停止する。ワイヤ 6 3 0 は、航空機の移動につれて航空機 1 0 0 の前主脚から離脱し、ホールドバックバー 7 1 0 を切り離して、航空機 1 0 0 は、十分な推力を得たターボファンエンジン 1 0 5 の推力を使用して上昇し、離陸を完了する。

20

【 0 0 7 6 】

図 8 は、図 7 で説明した離陸完了直後の状態を示した図である。航空機 1 0 0 は、本実施形態に従い、低仰角で離陸を完了する。ワイヤ 6 3 0 は、航空機 1 0 0 から離脱し、シャトル 6 2 0、ブライドル装置 4 4 0 と共に停止しているのが示されている。なお、離着陸時、航空機 1 0 0 の機首部分に配置された可変式カナード 1 0 9 は、機首上げの方向に向いたトルクを発生させており、ターボファンエンジン 1 0 5 が発生する大推力による機首下げ方向のトルクを相殺している。

【 0 0 7 7 】

図 9 は、本実施形態の装置の第 3 の実施形態を示す。第 3 の実施形態のリニアガイド 3 6 0 は、減速装置および加速装置の機能を同一の構成で提供する態様である。図 9 に示す実施形態では、リニアガイド 3 6 0 は、紙面左手側において、滑走路 3 1 0 の外側へと偏向されている。ブライドル装置 4 2 0、4 3 0 は、拘束機能を提供する場合には、滑走路 3 1 0 の外側の位置に配置され、その間にワイヤ 4 0 0 を保持している。航空機 1 0 0 が着陸し、アレスティング・フック 1 1 5 がワイヤ 4 0 0 を捉えたとき、ワイヤ 4 0 0 の発生する引張力は、主としてブライドル装置 4 2 0、4 3 0 を滑走路 3 1 0 の中央に引き寄せる力を発生させる。

30

【 0 0 7 8 】

その期間、ワイヤ 4 0 0 は、航空機 1 0 0 により引っ張られ、仮想線 9 0 0 のように沿った位置 4 1 0 に変位する。それと同時にブライドル装置 4 2 0、4 3 0 をリニアガイド 3 6 0 の滑走路 3 1 0 に平行な領域まで移動させる。この間、リニアモータは、ブライドル装置 4 2 0、4 3 0 を浮上させる機能を提供する。このため、この期間のブライドル装置 4 2 0、4 3 0 の運動には無駄なドラッグが発生することはない。

40

【 0 0 7 9 】

ブライドル装置 4 2 0、4 3 0 がリニアガイド 3 6 0 の滑走路 3 1 0 に平行な領域まで移動した後、リニアモータにより、ブライドル装置 4 2 0 a、4 3 0 a に対して紙面左手側に移動させるように拘束力を発生させる。その後、航空機 1 0 0 は、式 (2) で示した着陸距離 A L 進行して停止する。着陸、又は離陸する航空機が、ふたつのガイドウェイの中間部分を真っ直ぐ進行できるように、瞬時にリニアモータの加速度を、左右別々に正方

50

向のみならず、逆方向にも制御する。これは、両手で持った紐で、物を真っ直ぐ引き寄せる時に、微妙に左右の手の引く力を調節しながら引き寄せる動作に似ている。

【0080】

一方、第3の実施形態を加速装置、すなわちランチャーとして機能させる場合、まず、ブライドル装置420a、430aの位置に移動させ、これを離陸待機位置とする。その後、ワイヤ400を航空機100にセットし、リニアモータを起動してブライドル装置420a、430aを、紙面左手側に高速で移動させることで、航空機100の離陸を可能としている。なお、この時、ワイヤ400は、410aの位置とされ、ワイヤ400の頂点に航空機100のローンチパー700が連結される。

【0081】

第3の実施形態では、加減速機能を最小限の装置構成で可能とするとともに、航空機100の着陸時の力を有効利用して、ブライドル装置420、430のスムーズな移動を可能とする。さらに、ブライドル装置420、430の設置位置を変えるだけでランチャーとしても動作させることができるので、より効率的な離着陸用装置を提供することができる。離陸と着陸で異なる装置を使用するより、保守点検が安く、容易となる。保管場所に苦勞する船舶では、部品の共用化のメリットはきわめて大きい。なお、滑走路310を横切る角度は、垂直には限定されず、本実施形態の作用効果を奏する限り、角度に限定はない。

【0082】

図10は、本実施形態の装置が発生させる拘束力の概略的なプロファイルを示した図である。縦軸に拘束力(任意単位)および横軸に時間(任意単位)とした。図10に示されるように、フッキングした瞬間には、衝撃を吸収するように動き拘束力は弱いですが、リニアモータが本格的に動作すると、時間的ラグなく、拘束力が立ち上がり、以後、ランディングの期間中、設定した拘束力が維持される。航空機100が停止した後、またはリニアモータを駆動する電流値が低下し始めた段階で、リニアモータの動作を停止し、航空機100の制動力による停止を可能とする。

【0083】

また、破線で示した拘束力の立ち上がりプロファイルは、第2実施形態の装置のものであり、ブライドル装置420、430が滑走路310の中央方向に移動するまでの期間、実質的に拘束力は発生しない。そのかわり、この期間は、ワイヤ400がアレスティング・フック115により自由に引き延ばされる。このため、例えば航空機100が滑走路310の中央に着陸しなかった場合にも、ブライドル装置420、430の位置に応じて均等な拘束力を提供することが可能となる。

【0084】

米軍の新型着艦装置と本願のEMLAの違いは、米軍の新型着艦装置AAGは、水流ブレーキを使用するが、本願EMLAはリニアモータで、新幹線のように停止する。リニア新幹線のブレーキでは、通常運行時は、リニアモータを発電機として運動エネルギーから電気エネルギーに変換する回生ブレーキが使用される。

また回生ブレーキが故障した場合に備え、地上コイルを短絡させて制動力を得る発電ブレーキも用意されている。

【0085】

さらに500km/hからの緊急停止や回生ブレーキや発電ブレーキが不能となった場合でも制動力を確保するために3系統のブレーキ装置が車両側に用意されている。米軍の新型着艦装置と本願EMLAの違いは、米軍の新型着艦装置AAGは、甲板に、9°の斜め後方より降下し、一点に着艦するが、本願EMLAは、正対で、ほぼ平行に進入し、まず主脚が滑走して面で着艦するため、大分操縦の難易度が下がる。

【0086】

なお、本実施形態の装置を、超電導磁石を使用したリニアガイドを使用する場合、リニアガイドウェイでの、クエンチ現象の発生を抑止するために、本願出願人の特許技術(特許第5852779号)である電源位相調整機構を設け、電源の位相を、制御することも

10

20

30

40

50

できる。さらに、複数のリニアガイドを、複数並列に形成し、集中離陸オペレーションを行うことで、効率的な離着陸を行うこともできる。大量生産により、EMLAの装置値段が劇的に低下した場合、多数のEMLAを飛行場に設置することにより、電力が供給できれば、航空機の離陸、着陸密度を劇的に向上できる。

【0087】

例えば、1000mの滑走路に、間隔を空けて、長さ100mのEMLAを5個設置すれば、離陸時は、風上側より順番に次々離陸が可能となり、着陸時は、風下側より順番に次々と着陸が可能となる。YS12は、全高が8mと低いので、離陸時は、先に出発した機体が離陸に失敗し、さらに滑走路から避難しなくとも、後続機は飛び越して離陸できる。着離の場合は、先に風下に着陸した機体の上を飛び越してから着陸することも可能である。EMLAの装置値段がさらに劇的に低下した場合、EMLAを横に並べれば、さらに多くの機体を同時に離陸させることが可能となる。上空から見ると、ピアノの鍵盤のように見えるだろう。緊急発進専用なら、軸線中心のガイドウェイが並ぶことになる。

10

【0088】

なお、本実施形態のリニアガイドは、半地下構造なので、地上に露出するブライドル装置420a、430aを撤去するか、またはランディング位置から外れた位置に退避させておくことで、通常の航空機の離着陸に影響を与えることなく、本願形式の航空機他、通常の旅客機の離着陸を行うことが可能となる。

【0089】

また、本願は、2本又は3本のリニアモータを使用する。電磁式カタパルトのガイドウェイは、強力な磁場を発生させるが、本願は、機体の胴体より、8m近く外側に向かって離れているので、米海軍のEMALSより、機体搭載電子機器へのEMPの影響を小さくすることができる。本願の利点および欠点は、以下の通り纏めることができる。

20

【0090】

利点

(イ) 航空機に与える加速度を適切にコントロール出来るので無理な荷重を機体にかけない

(ロ) 蒸気式に比べて滑走距離を短く出来る可能性がある

(ハ) 比較的軽い

(ニ) コンパクト

(ホ) メンテナンスが簡単

(ヘ) 蒸気発生装置(ボイラー)、蒸気配管がいらぬ

(ト) 効率性が高い、長寿命

30

欠点

(チ) 電源が故障すれば使用できない

(リ) 消費する大電力に応じた発電設備が必要

【0091】

図14は、本実施形態の航空機が、空港に接近したところを示す模式図である。航空機は、本実施形態に従い機体後部からアレスティング・フックを伸ばし、図9に示すブライドル装置420、430に保持されたワイヤ400にアレスティング・フックをひっかける準備が完了している。航空機がランディングし、アレスティング・フックをワイヤ400にひっかけると、ブライドル装置420、430は、図9のリニアガイド360の滑走路310に平行な領域まで移動した後、リニアモータにより、ブライドル装置420a、430aに対して紙面左手側に移動させるように拘束力を発生させる。この後、航空機100は、式(2)で示した着陸距離AL進行して停止する

40

【0092】

以上、本発明によれば、積載貨物中心主義で考え、商品を傷つけないことを追及し商品に対する影響を軽減し、より効率的な貨物輸送を可能とし、滑走路が短く大型ジェット機の運航ができない地方・離島空港のより効率的な貨物輸送を可能とする、航空機用の装置を提供することができる。

50

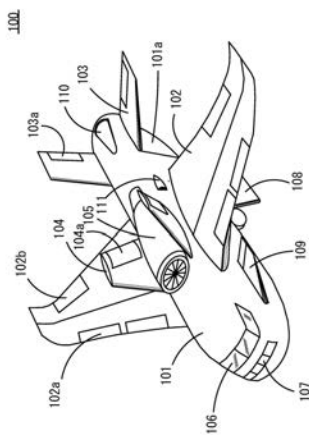
【 0 0 9 3 】

現代の宇宙船は、宇宙空間での飛行を最優先とした設計のため、大気圏内での、挙動はあまり得意ではない。本実施形態の航空機用統治は、非常事態の場合であるが、宇宙船の着陸のため、長大な滑走距離を要し、機体側の着陸装置に余裕がない宇宙船を着陸させる用途も考えられる。

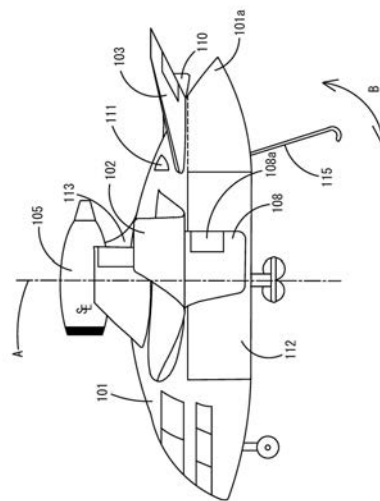
【 0 0 9 4 】

これまで本発明を実施形態により説明してきたが、本発明は図面に示した実施形態に限定されるものではなく、他の実施の形態、追加、変更、削除など、当業者が想到することができる範囲内で変更することができ、いずれの態様においても本発明の作用・効果を奏する限り、本発明の範囲に含まれるものである。

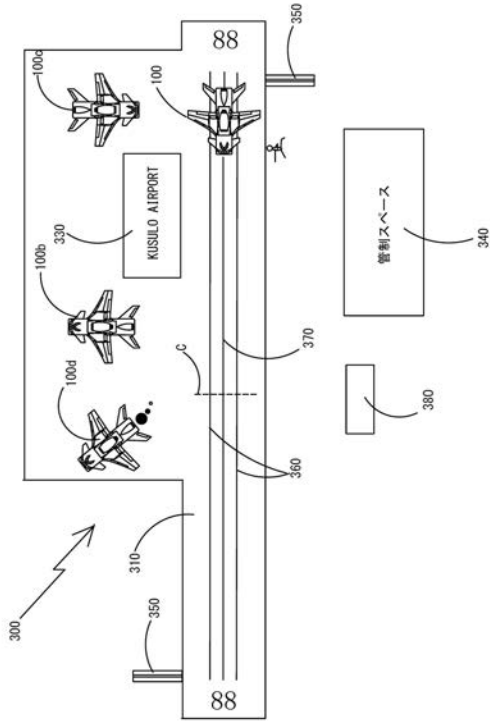
【 図 1 】



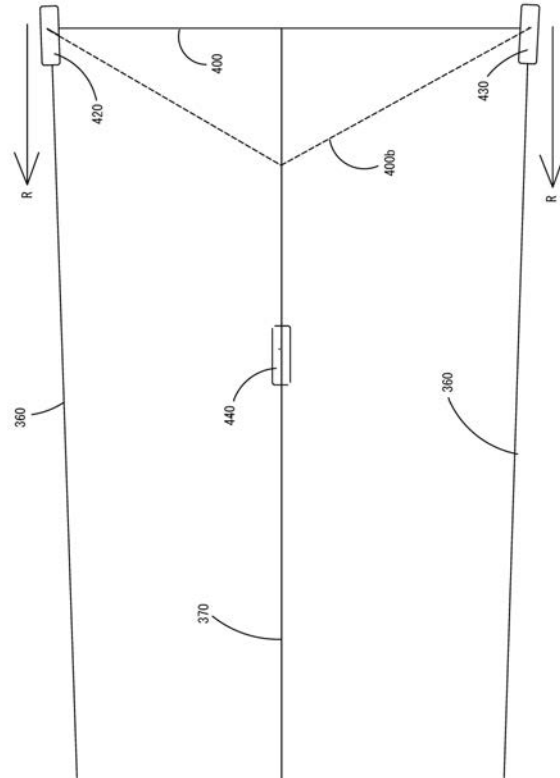
【 図 2 】



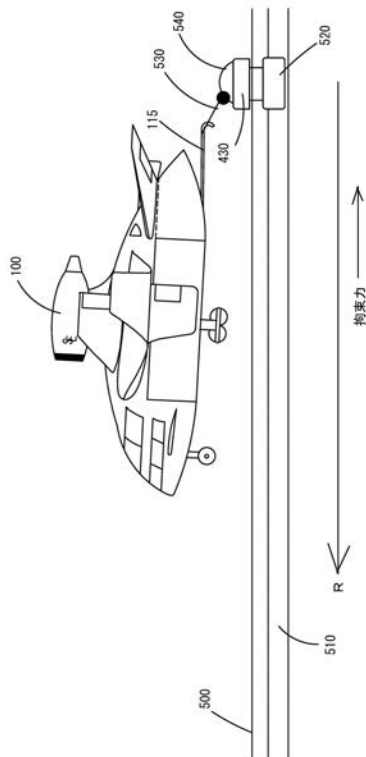
【 図 3 】



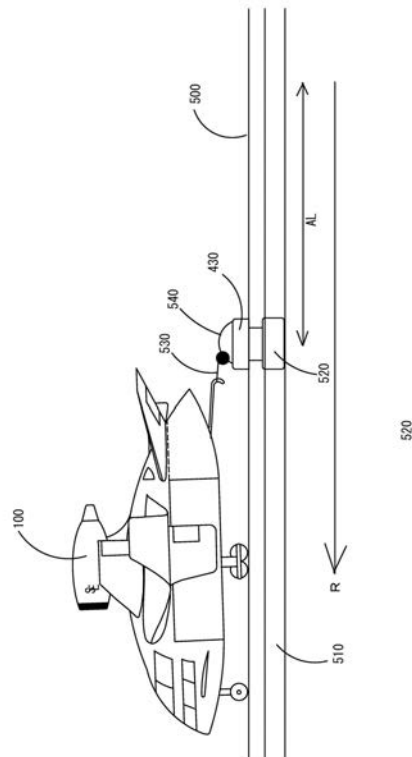
【 図 4 】



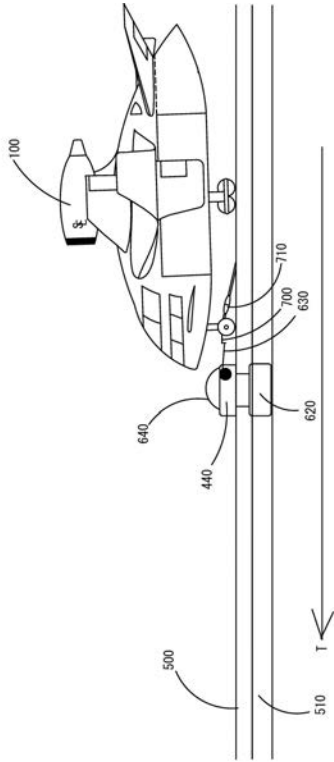
【 図 5 】



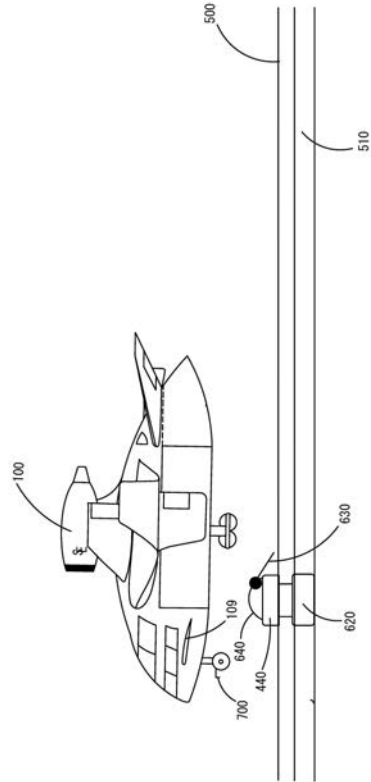
【 図 6 】



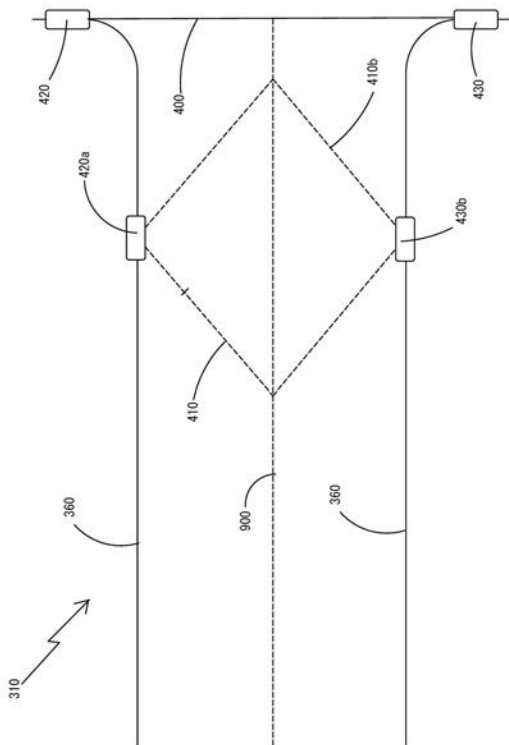
【 図 7 】



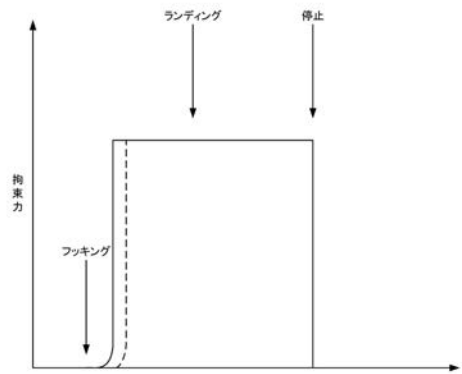
【 図 8 】



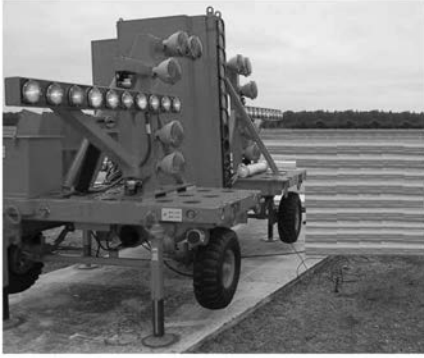
【 図 9 】



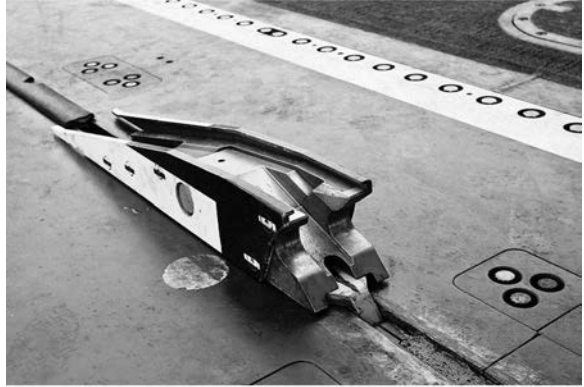
【 図 10 】



【 図 1 1 】



【 図 1 2 】



【 図 1 3 】



【 図 1 4 】



