

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7297574号
(P7297574)

(45)発行日 令和5年6月26日(2023.6.26)

(24)登録日 令和5年6月16日(2023.6.16)

(51)国際特許分類		F I	
F 0 2 K	1/82 (2006.01)	F 0 2 K	1/82
F 0 2 C	7/00 (2006.01)	F 0 2 C	7/00 B
F 0 2 C	6/00 (2006.01)	F 0 2 C	6/00 B
F 0 1 D	15/10 (2006.01)	F 0 1 D	15/10 B
F 0 2 K	1/34 (2006.01)	F 0 2 C	7/00 F
請求項の数 6 (全19頁) 最終頁に続く			
(21)出願番号	特願2019-130169(P2019-130169)	(73)特許権者	000006208
(22)出願日	令和1年7月12日(2019.7.12)		三菱重工業株式会社
(65)公開番号	特開2021-14824(P2021-14824A)		東京都千代田区丸の内三丁目 2 番 3 号
(43)公開日	令和3年2月12日(2021.2.12)	(74)代理人	100112737
審査請求日	令和4年7月5日(2022.7.5)		弁理士 藤田 考晴
		(74)代理人	100140914
			弁理士 三苫 貴織
		(74)代理人	100136168
			弁理士 川上 美紀
		(74)代理人	100172524
			弁理士 長田 大輔
		(72)発明者	仲谷 雄一
			東京都千代田区丸の内三丁目 2 番 3 号
			三菱重工業株式会社内
		(72)発明者	森崎 雄貴
			最終頁に続く

(54)【発明の名称】 ガスタービンシステムおよびそれを備えた移動体

(57)【特許請求の範囲】

【請求項 1】

外部空気を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機と、
前記圧縮機により生成された圧縮空気を燃料とともに燃焼させて燃焼ガスを生成する燃焼器と、
前記燃焼器が生成する燃焼ガスによって駆動されるタービンと、
前記タービンを通過した燃焼ガスを外部へ導く排気部と、
前記タービンが回転する軸線に沿って延びるとともに筒状に形成され、前記圧縮機と、前記燃焼器と、前記タービンと、前記排気部とを覆うように配置される外殻部と、
前記タービンを通過した燃焼ガスと前記外殻部の表面を流通する外部空気との熱交換をさせる熱交換部と、
前記外殻部の表面に設けられた排出口から排出された燃焼ガスと外部空気とが混合した混合ガスを前記外殻部の表面に設けられた導入口から前記排気部へ導く導入部と、を備え、
前記熱交換部は、前記タービンを通過した燃焼ガスを前記排出口へ導いて外部空気と混合させることにより燃焼ガスと外部空気との熱交換をさせ、
前記排出口は、前記軸線回りの周方向の複数箇所に設けられ、
前記導入口は、前記周方向の複数箇所に設けられ、
前記排出口および前記導入口は、前記周方向で重複する位置に配置されているガスタービンシステム。

【請求項 2】

10

前記排出口および前記導入口を覆い、かつ前記外殻部の表面との間に前記混合ガスが流通する混合ガス流路を形成する流路形成部を備える請求項 1 に記載のガスタービンシステム。

【請求項 3】

前記流路形成部は、前記軸線に沿って延びるとともに前記軸線回りに筒状に形成されており、

前記混合ガス流路は、前記軸線回りに環状に形成される流路である請求項 2 に記載のガスタービンシステム。

【請求項 4】

外部空気を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機と、

前記圧縮機により生成された圧縮空気を燃料とともに燃焼させて燃焼ガスを生成する燃焼器と、

前記燃焼器が生成する燃焼ガスによって駆動されるタービンと、

前記タービンを通過した燃焼ガスを外部へ導く排気部と、

前記タービンが回転する軸線に沿って延びるとともに筒状に形成され、前記圧縮機と、前記燃焼器と、前記タービンと、前記排気部とを覆うように配置される外殻部と、

前記タービンを通過した燃焼ガスと前記外殻部の表面を流通する外部空気との熱交換をさせる熱交換部と、

前記外殻部の表面に設けられた排出口から排出された燃焼ガスと外部空気とが混合した混合ガスを前記外殻部の表面に設けられた導入口から前記排気部へ導く導入部と、

前記排出口および前記導入口を覆い、かつ前記外殻部の表面との間に前記混合ガスが流通する混合ガス流路を形成する流路形成部と、を備え、

前記熱交換部は、前記タービンを通過した燃焼ガスを前記排出口へ導いて外部空気と混合させることにより燃焼ガスと外部空気との熱交換をさせ、

前記流路形成部は、前記軸線に沿って延びるとともに前記排出口および前記導入口の双方を覆うように前記軸線回りの周方向の複数箇所に間隔を空けて配置されているガスタービンシステム。

【請求項 5】

前記タービンに連結されて前記タービンの駆動により発電するとともに電力により推力を発生する推力発生器に電力を供給する発電機を備える請求項 1 から請求項 4 のいずれか一項に記載のガスタービンシステム。

【請求項 6】

請求項 5 に記載のガスタービンシステムと、

前記ガスタービンシステムが生成した電力により推力を発生する推力発生器と、を備える移動体。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、ガスタービンシステムおよびそれを備えた移動体に関するものである。

【背景技術】

【0002】

従来、圧縮部と、燃焼部と、タービン部と、タービン部とともに回転する回転体と、回転体と連動して回転して推力を発生するファンを備える航空機用のガスタービンエンジンが知られている（例えば、特許文献 1 参照）。特許文献 1 に開示されるガスタービンエンジンは、ファンとともに回転する発電機を設けることで、ファンが回転する運動エネルギーを電力に変換している。発電機が生成した電力は、航空機の後端に配置された電動ファン等を駆動するために用いられる。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0003】

10

20

30

40

50

【文献】米国特許出願公開第 2 0 1 8 / 0 0 5 0 8 0 6 号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 4 】

特許文献 1 に開示されるガスタービンエンジンは、燃焼部が発生した燃焼ガスのエネルギーを、タービン部とともに回転する発電機を介して電力に変換している。しかしながら、タービン部を通過した燃焼ガスは、そのまま外部へ排出されるため、燃焼ガスの熱エネルギーの一部を有効に活用することができない。また、高温の燃焼ガスの速度と外部空気の速度との速度差が大きいため、燃焼ガスと外部空気とが混合する際に発生するミキシングノイズが大きくなってしまう。

10

【 0 0 0 5 】

本開示は、このような事情に鑑みてなされたものであって、タービンの駆動に用いられた燃焼ガスの熱エネルギーを有効に活用して燃焼ガスと外部空気とが混合する際のミキシングノイズを低減することが可能なガスタービンシステムおよびそれを備えた移動体を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 6 】

上記課題を解決するために、本開示に係るガスタービンシステムは、外部空気を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機と、前記圧縮機により生成された圧縮空気を燃料とともに燃焼させて燃焼ガスを生成する燃焼器と、前記燃焼器が生成する燃焼ガスによって駆動されるタービンと、前記タービンを通過した燃焼ガスを外部へ導く排気部と、前記タービンが回転する軸線に沿って延びるとともに筒状に形成され、前記圧縮機と、前記燃焼器と、前記タービンと、前記排気部とを覆うように配置される外殻部と、前記タービンを通過した燃焼ガスと前記外殻部の表面を流通する外部空気との熱交換をさせる熱交換部と、前記排出口から排出された燃焼ガスと外部空気とが混合した混合ガスを前記外殻部の表面に設けられた導入口から前記排気部へ導く導入部と、を備え、前記熱交換部は、前記タービンを通過した燃焼ガスを前記外殻部の表面に設けられた排出口へ導いて外部空気と混合させることにより燃焼ガスと外部空気との熱交換をさせ、前記排出口は、前記軸線回りの周方向の複数箇所に設けられ、前記導入口は、前記周方向の複数箇所に設けられ、前記排出口および前記導入口は、前記周方向で重複する位置に配置されている。

20

30

【発明の効果】

【 0 0 0 7 】

本開示によれば、タービンの駆動に用いられた燃焼ガスの熱エネルギーを有効に活用して燃焼ガスと外部空気とが混合する際のミキシングノイズを低減することが可能なガスタービンシステムおよびそれを備えた移動体を提供することができる。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 0 8 】

【図 1】本開示の第 1 実施形態に係る航空機を示す概略構成図である。

【図 2】図 1 に示すガスタービンシステムの縦断面図である。

【図 3】図 2 に示すガスタービンシステムの A - A 矢視断面図である。

40

【図 4】図 2 に示すガスタービンシステムをタービンの軸線に沿って燃焼ガスの流通方向下流側からみた図である。

【図 5】図 4 に示すガスタービンシステムの B - B 矢視断面図である。

【図 6】図 5 に示す C 部分の部分拡大図である。

【図 7】図 5 に示す D 部分の部分拡大図である。

【図 8】本開示の第 2 実施形態に係るガスタービンシステムの縦断面図である。

【図 9】図 8 に示すガスタービンシステムの E - E 矢視断面図である。

【図 10】図 8 に示すガスタービンシステムをタービンの軸線に沿って燃焼ガスの流通方向下流側からみた図である。

【図 11】図 10 に示すガスタービンシステムの F - F 矢視断面図である。

50

【図 1 2】本開示の第 3 実施形態に係るガスタービンシステムの縦断面図である。

【図 1 3】図 1 2 に示すガスタービンシステムの G - G 矢視断面図である。

【図 1 4】図 1 2 に示すガスタービンシステムをタービンの軸線に沿って燃焼ガスの流通方向下流側からみた図である。

【図 1 5】図 1 4 に示すガスタービンシステムの H - H 矢視断面図である。

【図 1 6】変形例に係る導出部を示す断面図である。

【図 1 7】変形例に係る導入部を示す断面図である。

【図 1 8】変形例に係る導入部を示す断面図である。

【図 1 9】変形例に係るガスタービンシステムの断面図である。

【発明を実施するための形態】

10

【 0 0 0 9 】

〔第 1 実施形態〕

以下、本開示の第 1 実施形態に係る航空機（移動体）1 について、図面を参照して説明する。図 1 は、本開示の第 1 実施形態に係る航空機 1 を示す概略構成図である。図 2 は、図 1 に示すガスタービンシステム 1 0 0 の縦断面図である。図 3 は、図 2 に示すガスタービンシステム 1 0 0 の A - A 矢視断面図である。図 4 は、図 2 に示すガスタービンシステム 1 0 0 をタービンの軸線 X 1 に沿って燃焼ガス G c の流通方向下流側からみた図である。

【 0 0 1 0 】

図 1 に示すように、航空機 1 は、電力を生成するガスタービンシステム 1 0 0 と、ガスタービンシステム 1 0 0 が生成した電力により推力を発生する電動ファン（推力発生器）2 0 0 と、を備える。本実施形態の航空機 1 は、ガスタービンシステム 1 0 0 が生成した電力により電動ファン 2 0 0 を駆動して推力を得る装置である。

20

【 0 0 1 1 】

図 1 及び図 2 に示すように、ガスタービンシステム 1 0 0 は、圧縮機 1 0 と、燃焼器 2 0 と、タービン 3 0 と、発電機 4 0 と、排気部 6 0 と、ナセル（外殻部）7 0 と、導出部（熱交換部）8 0 と、導入部 9 0 と、を備える。図 1 に示すように、発電機 4 0 が生成した電力は、電動ファン 2 0 0 に供給される。

【 0 0 1 2 】

圧縮機 1 0 は、航空機 1 の進行方向の前方から流入する外部空気 E x 1 を圧縮して圧縮空気を生成する装置である。圧縮機 1 0 は、軸線 X 1 回りに回転する複数の動翼 1 1 と、固定された複数の静翼 1 2 とを有し、流入した空気を複数の動翼 1 1 と複数の静翼 1 2 を通過させることにより、圧縮空気を生成する。

30

【 0 0 1 3 】

燃焼器 2 0 は、圧縮機 1 0 により生成された圧縮空気を燃料とともに燃焼させて高温かつ高圧の燃焼ガスを生成する装置である。燃焼器 2 0 は、高温かつ高圧の燃焼ガスをタービン 3 0 に供給することによりタービン 3 0 を軸線 X 1 回りに回転させる。燃焼器 2 0 は、軸線 X 1 回りの複数個所に設けられている。

【 0 0 1 4 】

タービン 3 0 は、燃焼器 2 0 が生成する燃焼ガスによって駆動される装置である。タービン 3 0 は、軸線 X 回りに回転する複数の動翼 3 1 と、固定された複数の静翼 3 2 と、動翼と連結された駆動軸 3 3 と、を有する。燃焼ガスを複数の動翼 3 1 と複数の静翼 3 2 を通過させることにより、動翼 3 1 が軸線 X 1 回りに回転する。動翼 3 1 が回転することにより得られる駆動力は、駆動軸 3 3 を介して発電機 4 0 に伝達される。

40

【 0 0 1 5 】

発電機 4 0 は、タービン 3 0 の駆動軸 3 3 に連結されるとともにタービン 3 0 の駆動力により発電する装置である。発電機 4 0 は、駆動軸 3 3 に連結されて軸線 X 1 回りに回転するロータ（図示略）と、ロータの回りに固定して配置されるステータとを有する。図 1 に示すように、発電機 4 0 が発生した電力は、電動ファン 2 0 0 に供給される。

【 0 0 1 6 】

電動ファン 2 0 0 は、発電機 4 0 が生成した電力により推力を発生する装置である。電

50

動ファン 200 は、航空機 1 において、ガスタービンシステム 100 から離れた任意の位置に設置可能である。電動ファン 200 は、ファン（図示略）を回転させることにより推力を得る。

【0017】

排気部 60 は、図 2 に示すように、タービン 30 を通過した燃焼ガス Gc を外部へ導くものである。排気部 60 は、内側壁部 61 と、外側壁部 62 とを有する。内側壁部 61 は、タービン 30 が回転する軸線 X1 に沿って延びるとともに軸線 X1 回りに筒状に形成される。外側壁部 62 は、軸線 X1 に沿って延びるとともに筒状に形成され、内側壁部 61 の外周側を取り囲むように配置される。

【0018】

図 3 に示すように、内側壁部 61 および外側壁部 62 は、タービン 30 から排出される燃焼ガスを流通させるとともに軸線 X1 に沿って延びる環状流路 63 を形成する。環状流路 63 は、軸線 X1 を中心に環状に形成される流路であり、タービン 30 から排出される燃焼ガスを外部へ導く。

【0019】

図 2 および図 3 に示すように、軸線 X1 に対して内側壁部 61 の内周側には、内側壁部 61 により取り囲まれる収納空間 S1 が形成されている。収納空間 S1 には、発電機 40 が配置されている。発電機 40 は、固定具（図示略）を介して内側壁部 61 に固定されている。

【0020】

ナセル 70 は、圧縮機 10 と、燃焼器 20 と、タービン 30 と、排気部 60 を含むガスタービンシステム 100 の各部を覆うように配置される外殻である。ナセル 70 は、軸線 X1 に沿って延びる筒状に形成されている。ナセル 70 は、航空機本体（図示略）にパイロン 75 を介して連結されている。

【0021】

導出部 80 は、タービン 30 を通過した燃焼ガス Gc をナセル 70 の表面に設けられた排出口 81b へ導き、燃焼ガス Gc と外部空気 Ex2 との熱交換をさせる装置である。導出部 80 は、導出流路 81 と、導出流路 81 に配置される導出ファン 82 と、を有する。導出流路 81 は、タービン 30 を通過した燃焼ガス Gc を、外側壁部 62 に設けられた吸入口 81a からナセル 70 の表面に設けられた排出口 81b へ導く。排出口 81b から排出される燃焼ガス Gc は、ナセル 70 の表面を流通する外部空気 Ex2 と混合して混合ガス Mx となりナセル 70 の端部へ向けて流通する。

【0022】

図 4 に示すように、ナセル 70 の表面には、軸線 X1 回りの周方向の複数箇所（図 4 に示す例では 45° 間隔で 8 箇所）に排出口 81b が設けられている。複数の排出口 81b に対応するように複数の導出部 80 が設けられている。図 5 に示すように、複数の排出口 81b からナセル 70 の表面へ流出した燃焼ガス Gc は、それぞれ外部空気 Ex2 と混合して混合ガス Mx となり、ナセル 70 の端部へ導かれる。

【0023】

複数の排出口 81b から流出する燃焼ガス Gc の温度は、外部空気 Ex2 の温度よりも十分に高い（例えば、300 以上の温度差）。そのため、外部空気 Ex2 よりも混合ガス Mx の流速が高くなる。また、燃焼ガス Gc の圧力および速度も外部空気 Ex2 よりも高いため、外部空気 Ex2 よりも混合ガス Mx の流速が高くなる。

【0024】

導出部 80 を設けない場合には、ナセル 70 の端部において燃焼ガス Gc と外部空気 Ex2 とが混合する際に、燃焼ガス Gc と外部空気 Ex2 との温度差が大きく、かつ流速差も大きいため、ミキシングノイズが大きくなってしまう。

一方、本実施形態のように導出部 80 を設ける場合には、ナセル 70 の端部において燃焼ガス Gc と混合ガス Mx とが混合する際に、燃焼ガス Gc と混合ガス Mx との温度差が燃焼ガス Gc と外部空気 Ex2 との温度差よりも小さく、かつ流速差も小さいため、ミキ

10

20

30

40

50

シングノイズが低減される。

【 0 0 2 5 】

導出ファン 8 2 は、環状流路 6 3 を流通する燃焼ガス G c を強制的に導出流路 8 1 へ導く装置である。導出ファン 8 2 は、発電機 4 0 が生成する電力または他の電源装置（図示略）から供給される電力により駆動される。図 6 に示すように、本実施形態の導出ファン 8 2 は、軸線 X 2 回りに回転するクロスフローファンである。導出ファン 8 2 は、軸線 X 2 に沿って一様な形状の翼を持つ羽根車を軸線 X 2 回りに回転させることにより、羽根車の内部に燃焼ガス G c を吸い込んでから導出流路 8 1 に吐き出す。

【 0 0 2 6 】

導入部 9 0 は、排出口 8 1 b から排出された燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とが混合した混合ガス M x をナセル 7 0 の表面に設けられた導入口 9 1 a から排気部 6 0 へ導く装置である。導入部 9 0 は、導入流路 9 1 と、導入流路 9 1 に配置される導入ファン 9 2 と、を有する。

10

【 0 0 2 7 】

導入流路 9 1 は、ナセル 7 0 の表面を流通する混合ガス M x を、ナセル 7 0 の表面に設けられた導入口 9 1 a から外側壁部 6 2 に設けられた排出口 9 1 b へ導く。排出口 9 1 b から排出される混合ガス M x は、燃焼ガス G c と混合されてナセル 7 0 の端部へ向けて流通する。図 2 に示すように、導入口 9 1 a は、排出口 8 1 b よりも燃焼ガス G c および外部空気 E x 2 の流通方向の下流側に設けられている。

【 0 0 2 8 】

20

図 4 に示すように、ナセル 7 0 の表面には、軸線 X 1 回りの周方向の複数箇所（図 4 に示す例では 4 5 ° 間隔で 8 箇所）に導入口 9 1 a が設けられている。複数の導入口 9 1 a に対応するように複数の導入部 9 0 が設けられている。排出口 8 1 b および導入口 9 1 a は、周方向で同一の位置に配置されている。なお、排出口 8 1 b および導入口 9 1 a は、周方向で完全に同一の位置とはせずに、周方向で一部が重複するように配置してもよい。

【 0 0 2 9 】

排出口 8 1 b および導入口 9 1 a が周方向で重複する位置に配置されているため、排出口 8 1 b から流出した燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とが混合した混合ガス M x の一部は、導入口 9 1 a から導入流路 9 1 に導かれる。複数の排出口 9 1 b から排気部 6 0 に排出される混合ガス M x は、燃焼ガス G c の温度よりも十分に低い温度であり、かつ燃焼ガス G c の圧力よりも十分に低い圧力である。そのため、混合ガス M x を排気部 6 0 に排出しない場合に比べ、混合ガス M x を排気部 6 0 に排出する場合の方が燃焼ガス G c の流速が低下する。

30

【 0 0 3 0 】

導入部 9 0 を設けない場合には、ナセル 7 0 の端部において燃焼ガス G c と混合ガス M x が混合する際に、燃焼ガス G c と混合ガス M x との温度差および圧力差が大きく、かつ流速差も大きいため、ミキシングノイズが大きくなってしまふ。一方、本実施形態のように導入部 9 0 を設ける場合には、ナセル 7 0 の端部において燃焼ガス G c と混合ガス M x とが混合する際に、燃焼ガス G c と混合ガス M x との温度差および圧力差が小さく、かつ流速差も小さくなるため、ミキシングノイズが低減される。

40

【 0 0 3 1 】

導入ファン 9 2 は、ナセル 7 0 の表面を流通する混合ガス M x を強制的に導入流路 9 1 へ導く装置である。導入ファン 9 2 は、発電機 4 0 が生成する電力または他の電源装置（図示略）から供給される電力により駆動される。図 7 に示すように、本実施形態の導入ファン 9 2 は、軸線 X 3 回りに回転するクロスフローファンである。導入ファン 9 2 は、軸線 X 3 に沿って一様な形状の翼を持つ羽根車を軸線 X 3 回りに回転させることにより、羽根車の内部に混合ガス M x を吸い込んでから環状流路 6 3 に吐き出す。

【 0 0 3 2 】

以上説明した本実施形態の航空機 1 が奏する作用および効果について説明する。

本開示に係る航空機 1 は、外部空気 E x 2 を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機 1 0 と

50

、圧縮機 10 により生成された圧縮空気を燃料とともに燃焼させて燃焼ガス G c を生成する燃焼器 20 と、燃焼器 20 が生成する燃焼ガス G c によって駆動されるタービン 30 と、タービン 30 を通過した燃焼ガス G c を外部へ導く排気部 60 と、タービン 30 が回転する軸線 X 1 に沿って延びるとともに筒状に形成され、圧縮機 10 と、燃焼器 20 と、タービン 30 と、排気部 60 とを覆うように配置されるナセル 70 と、タービン 30 を通過した燃焼ガス G c とナセル 70 の表面を流通する外部空気 E x 2 との熱交換をさせる導出部 80 と、を備える。

【0033】

本開示に係る航空機 1 によれば、タービン 30 を通過して排気部 60 に導かれた外部空気 E x 2 よりも高温の燃焼ガス G c の一部が、導出部 80 により外部空気 E x 2 と熱交換し、燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とが混合した混合ガス M x の温度が外部空気 E x 2 の温度よりも上昇する。導出部 80 を設けない場合には、ナセル 70 の端部において燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とが混合する際に、燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 との温度差が大きく、かつ流速差も大きいため、ミキシングノイズが大きくなってしまう。

10

【0034】

それに対して、本開示に係る航空機 1 では、導出部 80 を設けるため、ナセル 70 の端部において燃焼ガス G c と混合ガス M x とが混合する際に、燃焼ガス G c と混合ガス M x との温度差が燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 との温度差よりも小さく、かつ流速差も小さくなるため、ミキシングノイズを低減することができる。

【0035】

20

本開示に係る航空機 1 によれば、導出部 80 は、タービン 30 を通過した燃焼ガス G c をナセル 70 の表面に設けられた排出口 81 b へ導いて外部空気 E x 2 と混合させることにより燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 との熱交換をさせる。本開示に係る航空機 1 によれば、タービン 30 を通過して排気部 60 に導かれた外部空気 E x 2 よりも高温の燃焼ガス G c の一部は、導出部 80 によってナセル 70 の表面に設けられた排出口 81 b へ導かれ、外部空気 E x 2 と混合することにより外部空気 E x 2 と熱交換する。

【0036】

本開示に係る航空機 1 は、排出口 81 b から排出された燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とが混合した混合ガス M x をナセル 70 の表面に設けられた導入口 91 a から排気部 60 へ導く導入部 90 を備える。本開示に係る航空機 1 によれば、導出部 80 によりナセル 70 の表面に排出された燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とが混合した混合ガス M x の一部が、導入部 90 によって排気部 60 に設けられた排出口 91 b に導かれ、燃焼ガス G c と混合する。

30

【0037】

導入部 90 を設けない場合には、ナセル 70 の端部において燃焼ガス G c と混合ガス M x が混合する際に、燃焼ガス G c と混合ガス M x との温度差が大きく、かつ流速差も大きいため、ミキシングノイズが大きくなってしまう。それに対して、本開示に係る航空機 1 では、導入部 90 を設けるため、ナセル 70 の端部において燃焼ガス G c と混合ガス M x とが混合する際に、燃焼ガス G c と混合ガス M x との温度差が小さく、かつ流速差も小さくなるため、ミキシングノイズを低減することができる。

40

【0038】

本開示に係る航空機 1 において、排出口 81 b は、軸線 X 1 回りの周方向の複数箇所に設けられ、導入口 91 a は、周方向の複数箇所に設けられ、排出口 81 b および導入口 91 a は、周方向で重複する位置に配置されている。そのため、排出口 81 b から排出された燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とが混合した混合ガス M x の一部は、排出口 81 b と周方向で重複する位置に配置された導入口 91 a から導入部 90 へ導かれる。

【0039】

〔第 2 実施形態〕

以下、本開示の第 2 実施形態に係る航空機（移動体）について、図面を参照して説明する。本実施形態は、第 1 実施形態の変形例であり、以下で説明する場合を除き、第 1 実施

50

形態と同様であるものとし、以下での説明を省略する。本実施形態に係るガスタービンシステム 100A は、流路形成部 76 を備える点で第 1 実施形態に係るガスタービンシステム 100 と異なる。

【0040】

図 8 は、本実施形態に係るガスタービンシステム 100A の縦断面図である。図 9 は、図 8 に示すガスタービンシステム 100A の E - E 矢視断面図である。図 10 は、図 8 に示すガスタービンシステム 100A をタービン 30 の軸線 X 1 に沿って燃焼ガス Gc の流通方向下流側からみた図である。

【0041】

図 8 および図 9 に示すように、流路形成部 76 は、軸線 X 1 に沿って延びるとともに軸線 X 1 回りに筒状に形成される部材である。図 9 に示すように、流路形成部 76 は、軸線 X 1 回りに環状に形成される混合ガス流路 76a を形成する。図 10 に示すように、流路形成部 76 は、排出口 81b および導入口 91a を覆うようにナセル 70 と同軸に配置されている。混合ガス流路 76a は、流路形成部 76 とナセル 70 の表面との間に形成される流路であり、排出口 81b から排出される燃焼ガス Gc と外部空気 Ex2 とを混合した混合ガス Mx が流通する流路である。

【0042】

図 11 に示すように、複数の排出口 81b からナセル 70 の表面へ流出した燃焼ガス Gc は、それぞれ外部空気 Ex2 と混合して混合ガス Mx となり、ナセル 70 の端部へ導かれる。複数の排出口 81b から流出する燃焼ガス Gc の温度は、外部空気 Ex2 の温度よりも十分に高い（例えば、300 以上の温度差）。そのため、外部空気 Ex2 よりも混合ガス Mx の流速が高くなる。また、燃焼ガス Gc の圧力および速度も外部空気 Ex2 よりも高いため、外部空気 Ex2 よりも混合ガス Mx の流速が高くなる。

【0043】

複数の排出口 81b からナセル 70 の表面へ流出した燃焼ガス Gc は、流路形成部 76 とナセル 70 の表面との間に形成される混合ガス流路 76a を流通する。混合ガス流路 76a は、流路形成部 76 により覆われた流路であるため、流路形成部 76 よりも軸線 X 1 に対して外周側を流通する外部空気が流入することがない。

【0044】

そのため、燃焼ガス Gc と混合する外部空気 Ex2 の流量が制限され、流路形成部 76 を備えない場合に比べ、混合ガス Mx の温度を高い温度とすることができる。これにより、流路形成部 76 を備えない場合に比べ、ナセル 70 の端部で混合する混合ガス Mx と燃焼ガス Gc その流速差が小さくなり、ミキシングノイズが更に低減される。

【0045】

〔第 3 実施形態〕

以下、本開示の第 3 実施形態に係る航空機（移動体）について、図面を参照して説明する。本実施形態は、第 1 実施形態の変形例であり、以下で説明する場合を除き、第 1 実施形態と同様であるものとし、以下での説明を省略する。本実施形態に係るガスタービンシステム 100B は、流路形成部 77 を備える点で第 1 実施形態に係るガスタービンシステム 100 と異なる。

【0046】

図 12 は、本実施形態に係るガスタービンシステム 100B の縦断面図である。図 13 は、図 12 に示すガスタービンシステム 100B の G - G 矢視断面図である。図 14 は、図 12 に示すガスタービンシステム 100B をタービン 30 の軸線 X 1 に沿って燃焼ガス Gc の流通方向下流側からみた図である。

【0047】

図 12 および図 14 に示すように、流路形成部 77 は、軸線 X 1 に沿って延びるとともに排出口 81b および導入口 91a の双方を覆うように周方向の複数個所に間隔を空けて配置される部材である。図 13 および図 14 に示すように、流路形成部 77 は、軸線 X 1 回りの周方向に間隔を空けて（図 13 および図 14 に示す例では 45° 間隔で 8 箇所）離

10

20

30

40

50

散的に配置されている。混合ガス流路 77a は、流路形成部 77 とナセル 70 の表面との間に形成される流路であり、排出口 81b から排出される燃焼ガス Gc と外部空気 Ex2 とを混合した混合ガス Mx が流通する流路である。

【0048】

図 15 に示すように、複数の排出口 81b からナセル 70 の表面へ流出した燃焼ガス Gc は、それぞれ外部空気 Ex2 と混合して混合ガス Mx となり、ナセル 70 の端部へ導かれる。複数の排出口 81b から流出する燃焼ガス Gc の温度は、外部空気 Ex2 の温度よりも十分に高い（例えば、300 以上の温度差）。そのため、外部空気 Ex2 よりも混合ガス Mx の流速が高くなる。また、燃焼ガス Gc の圧力および速度も外部空気 Ex2 よりも高いため、外部空気 Ex2 よりも混合ガス Mx の流速が高くなる。

10

【0049】

複数の排出口 81b からナセル 70 の表面へ流出した燃焼ガス Gc は、流路形成部 77 とナセル 70 の表面との間に形成される混合ガス流路 77a を流通する。混合ガス流路 76a は、流路形成部 77 により覆われた流路であるため、流路形成部 77 よりも軸線 X1 に対して外周側を流通する外部空気が流入することがない。

【0050】

そのため、燃焼ガス Gc と混合する外部空気 Ex2 の流量が制限され、流路形成部 77 を備えない場合に比べ、混合ガス Mx の温度を高い温度とすることができる。これにより、流路形成部 77 を備えない場合に比べ、ナセル 70 の端部で混合する混合ガス Mx と燃焼ガス Gc その流速差が小さくなり、ミキシングノイズが更に低減される。

20

【0051】

流路形成部 77 は、軸線 X1 回りの周方向に間隔を空けて離散的に配置されている。そのため、周方向に沿ってナセル 70 の表面において、外部空気 Ex2 が流通する領域と、混合ガス Mx が流通する領域とが交互に繰り返される。これにより、周方向の各位置において外部空気 Ex2 と混合ガス Mx との混合が促進されるため、ナセル 70 の端部で混合する混合ガス Mx と燃焼ガス Gc その流速差が小さくなり、ミキシングノイズが更に低減される。

【0052】

〔他の実施形態〕

以上の説明において、航空機が備えるガスタービンシステムは、混合ガス Mx をナセル 70 の表面に設けられた導入口 91a から排気部 60 へ導く導入部 90 を備えるものとしたが、導入部 90 を備えないようにしてもよい。導入部 90 を備えない場合であっても、導出部 80 により排気部 60 からナセル 70 の表面に導かれた燃焼ガス Gc と外部空気 Ex2 とが熱交換するため、ミキシングノイズを低減することができる。

30

【0053】

以上の説明において、ガスタービンシステムが備える導出部 80 は、燃焼ガス Gc を強制的に導出流路 81 へ導く導出ファン 82 を備えるものとしたが、他の態様であってもよい。例えば、図 16 に示すように、導出ファン 82 を備えないようにしてもよい。環状流路 63 を流通する燃焼ガス Gc が外部空気 Ex2 よりも高い圧力を有するため、圧力差によって燃焼ガス Gc を導出流路 81 からナセル 70 の表面に設けられた排出口 81b へ導くことができる。

40

【0054】

以上の説明において、ナセル 70 の表面から導入部 90 へ混合ガス Mx を導く導入口 91a は、平面上に開口が設けられる形状としたが、他の態様であってもよい。例えば、図 17 に示すように、導入口 91a を覆うようにインテーク部 78 を設け、ナセル 70 の表面を流通する混合ガス Mx を強制的に導入口 91a へ導くようにしてもよい。

【0055】

図 17 に示すインテーク部 78 は、ナセル 70 の表面との間に流路を形成するように配置される部材である。インテーク部 78 は、混合ガス Mx の流通方向の上流側で開口し、導入口 91a が配置される位置で流路を閉塞させるように配置されている。混合ガス Mx

50

の流通方向の上流側でインテーク部 7 8 により形成される流路に流入した混合ガス M x は、その全量が強制的に導入口 9 1 a へ導かれる。

【 0 0 5 6 】

以上の説明において、ナセル 7 0 の表面から導入部 9 0 へ混合ガス M x を導く導入口 9 1 a は、平面上に開口が設けられる形状としたが、他の態様であってもよい。例えば、図 1 8 に示すように、導入口 9 1 a よりも混合ガス M x の流通方向の上流側にナセル 7 0 の表面よりも排気部 6 0 側に向けて凹んだスクープ部 7 9 を設け、ナセル 7 0 の表面を流通する混合ガス M x を強制的に導入口 9 1 a へ導くようにしてもよい。

【 0 0 5 7 】

図 1 8 に示すスクープ部 7 9 は、ナセル 7 0 の表面よりも排気部 6 0 側に向けて凹んだ形状を有する。スクープ部 7 9 は、混合ガス M x の流通方向の上流側から混合ガス M x の一部を導入し、導入された混合ガス M x を強制的に導入口 9 1 a へ導く。

【 0 0 5 8 】

以上の説明において、燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 との熱交換は、導出部 8 0 からナセル 7 0 の表面に燃焼ガス G c を排出して外部空気 E x 2 と混合させることによりなされるものとしたが、他の態様であってもよい。図 1 9 に示すように、閉流路部材 7 8 A によりナセル 7 0 の表面部分に燃焼ガス G c が流通する閉流路を設け、燃焼ガス G c と外部空気 E x 2 とを混合させずに閉流路部材 7 8 A を介して熱交換させるようにしてもよい。

【 0 0 5 9 】

図 1 9 に示す閉流路部材 7 8 A は、ナセル 7 0 の表面との間に燃焼ガス G c のみが流通する閉流路を形成するように配置される部材である。閉流路部材 7 8 A は、排出口 8 1 b と導入口 9 1 a とを連通する閉流路を形成するように設けられている。排出口 8 1 b から排出された燃焼ガス G c の全量は、閉流路を流通して導入口 9 1 a に導かれる。

【 0 0 6 0 】

以上説明した各実施形態に記載のガスタービンシステムは例えば以下のように把握される。

本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) は、外部空気を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機 (1 0) と、圧縮機 (1 0) により生成された圧縮空気を燃料とともに燃焼させて燃焼ガスを生成する燃焼器 (2 0) と、燃焼器 (2 0) が生成する燃焼ガスによって駆動されるタービン (3 0) と、タービン (3 0) を通過した燃焼ガスを外部へ導く排気部 (6 0) と、タービン (3 0) が回転する軸線 (X 1) に沿って延びるとともに筒状に形成され、圧縮機 (1 0) と、燃焼器 (2 0) と、タービン (3 0) と、排気部 (6 0) とを覆うように配置される外殻部 (7 0) と、タービン (3 0) を通過した燃焼ガスと外殻部 (7 0) の表面を流通する外部空気との熱交換をさせる熱交換部 (8 0) と、を備える。

【 0 0 6 1 】

本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) によれば、タービン (3 0) を通過して排気部 (6 0) に導かれた外部空気 (E x 2) よりも高温の燃焼ガス (G c) の一部が、熱交換部 (8 0) により外部空気 (E x 2) と熱交換し、燃焼ガス (G c) と外部空気 (E x 2) とが混合した混合ガス (M x) の温度が外部空気 (E x 2) の温度よりも上昇する。熱交換部 (8 0) を設けない場合には、外殻部 (7 0) の端部において燃焼ガス (G c) と外部空気 (E x 2) とが混合する際に、燃焼ガス (G c) と外部空気 (E x 2) との温度差および圧力差が大きく、かつ流速差も大きいため、ミキシングノイズが大きくなってしまふ。

【 0 0 6 2 】

それに対して、本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) では、熱交換部 (8 0) を設けるため、外殻部 (7 0) の端部において燃焼ガス (G c) と外部空気 (E x 2) とが混合する際に、燃焼ガス (G c) と混合ガス (M x) との温度差が燃焼ガス (G c) と外部空気 (E x 2) との温度差および圧力差よりも小さく、かつ流速差も小さくなるため、ミキシングノイズを低減することができる。

10

20

30

40

50

【 0 0 6 3 】

本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) において、熱交換部 (8 0) は、タービン (3 0) を通過した燃焼ガスを外殻部 (7 0) の表面に設けられた排出口 (8 1 b) へ導いて外部空気と混合させることにより燃焼ガスと外部空気との熱交換をさせる。本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) によれば、タービン (3 0) を通過して排気部 (6 0) に導かれた外部空気 ($E \times 2$) よりも高温の燃焼ガス (G_c) の一部は、熱交換部 (8 0) によって外殻部 (7 0) の表面に設けられた排出口 (8 1 b) へ導かれ、外部空気 ($E \times 2$) と混合することにより外部空気 ($E \times 2$) と熱交換する。

【 0 0 6 4 】

本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) は、排出口 (8 1 b) から排出された燃焼ガスと外部空気とが混合した混合ガスを外殻部 (7 0) の表面に設けられた導入口 (9 1 a) から排気部 (6 0) へ導く導入部 (9 0) を備える。本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) によれば、熱交換部 (8 0) により外殻部 (7 0) の表面に排出された燃焼ガス (G_c) と外部空気 ($E \times 2$) とが混合した混合ガス ($M \times$) の一部が、導入部 (9 0) によって排気部 (6 0) に設けられた排出口 (9 1 b) に導かれ、燃焼ガス (G_c) と混合する。

【 0 0 6 5 】

導入部 (9 0) を設けない場合には、外殻部 (7 0) の端部において燃焼ガス (G_c) と混合ガス ($M \times$) が混合する際に、燃焼ガス (G_c) と混合ガス ($M \times$) との温度差および圧力差が大きく、かつ流速差も大きいため、ミキシングノイズが大きくなってしまふ。それに対して、本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) では、導入部 (9 0) を設けるため、外殻部 (7 0) の端部において燃焼ガス (G_c) と混合ガス ($M \times$) とが混合する際に、燃焼ガス (G_c) と混合ガス ($M \times$) との温度差および圧力差が小さく、かつ流速差も小さくなるため、ミキシングノイズを低減することができる。

【 0 0 6 6 】

本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) において、排出口 (8 1 b) は、軸線 (X_1) 回りの周方向の複数箇所に設けられ、導入口 (9 1 a) は、周方向の複数箇所に設けられ、排出口 (8 1 b) および導入口 (9 1 a) は、周方向で重複する位置に配置されている。そのため、排出口 (8 1 b) から排出された燃焼ガス (G_c) と外部空気 ($E \times 2$) とが混合した混合ガス ($M \times$) の一部は、排出口 (8 1 b) と周方向で重複する位置に配置された導入口 (9 1 a) から導入部 (9 0) へ導かれる。

【 0 0 6 7 】

本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) は、排出口 (8 1 b) および導入口 (9 1 a) を覆い、かつ外殻部 (7 0) の表面との間に混合ガスが流通する混合ガス流路 (7 6 a) を形成する流路形成部 (7 6 , 7 7) を備える。複数の排出口 (8 1 b) から外殻部 (7 0) の表面へ流出した燃焼ガス (G_c) は、流路形成部 (7 6) と外殻部 (7 0) の表面との間に形成される混合ガス流路 (7 6 a) を流通する。混合ガス流路 (7 6 a) は、流路形成部 (7 6) により覆われた流路であるため、流路形成部 (7 6) よりも軸線 X_1 に対して外周側を流通する外部空気が流入することがない。

【 0 0 6 8 】

そのため、燃焼ガス (G_c) と混合する外部空気 ($E \times 2$) の流量が制限され、流路形成部 (7 6) を備えない場合に比べ、混合ガス ($M \times$) の温度を高い温度とすることができ。これにより、流路形成部 (7 6) を備えない場合に比べ、ナセル (7 0) の端部で混合する混合ガス ($M \times$) と燃焼ガス (G_c) その流速差が小さくなり、ミキシングノイズが更に低減される。

【 0 0 6 9 】

本開示に係るガスタービンシステム (1 0 0) は、流路形成部 (7 6) は、軸線 (X_1) に沿って延びるとともに軸線 (X_1) 回りに筒状に形成されており、混合ガス流路 (7 6 a) は、軸線 (X_1) 回りに環状に形成される流路である。環状に形成される混合ガス流路 (7 6 a) で燃焼ガス (G_c) と外部空気 ($E \times 2$) とを混合させることで、流路

10

20

30

40

50

形成部（ 7 6 ）を備えない場合に比べ、混合ガス（ M x ）の温度を高い温度とすることができる。

【 0 0 7 0 】

本開示に係るガスタービンシステム（ 1 0 0 ）において、流路形成部（ 7 7 ）は、軸線（ X 1 ）に沿って延びるとともに排出口（ 8 1 b ）および導入口（ 9 1 a ）の双方を覆うように周方向の複数箇所に間隔を空けて配置されている。流路形成部（ 7 7 ）は、軸線（ X 1 ）回りの周方向に間隔を空けて離散的に配置されている。そのため、周方向に沿って外殻部（ 7 0 ）の表面において、外部空気（ E x 2 ）が流通する領域と、混合ガス（ M x ）が流通する領域とが交互に繰り返される。これにより、周方向の各位置において外部空気（ E x 2 ）と混合ガス（ M x ）との混合が促進されるため、外殻部（ 7 0 ）の端部で混合する混合ガス（ M x ）と燃焼ガス（ G c ）その流速差が小さくなり、ミキシングノイズが更に低減される。

10

【 0 0 7 1 】

本開示に係るガスタービンシステム（ 1 0 0 ）は、タービン（ 3 0 ）に連結されてタービン（ 3 0 ）の駆動により発電するとともに電力により推力を発生する推力発生器（ 2 0 0 ）に電力を供給する発電機（ 4 0 ）を備える。本開示に係るガスタービンシステム（ 1 0 0 ）によれば、タービン（ 3 0 ）の駆動により発電機（ 4 0 ）で生成される電力で推力発生器（ 2 0 0 ）を動作させることができる。

【 0 0 7 2 】

以上説明した各実施形態に記載の移動体は例えば以下のように把握される。

20

本開示に係る移動体（ 1 ）は、上記のいずれかに記載のガスタービンシステム（ 1 0 0 ）と、ガスタービンシステム（ 1 0 0 ）が生成した電力により推力を発生する推力発生器（ 2 0 0 ）と、を備える。

本開示に係る移動体（ 1 ）によれば、タービン（ 3 0 ）の駆動に用いられた燃焼ガス（ G c ）の熱エネルギーを有効に活用して燃焼ガス（ G c ）と外部空気（ E x 2 ）とが混合する際のミキシングノイズを低減することができる。

【符号の説明】

【 0 0 7 3 】

- 1 航空機（移動体）
- 1 0 圧縮機
- 2 0 燃焼器
- 3 0 タービン
- 4 0 発電機
- 6 0 排気部
- 7 0 ナセル（外殻部）
- 7 6 , 7 7 流路形成部
- 7 8 インテーク部
- 7 9 スクープ部
- 8 0 導出部（熱交換部）
- 8 1 導出流路
- 8 1 a 吸入口
- 8 1 b 排出口
- 8 2 導出ファン
- 9 0 導入部
- 9 1 導入流路
- 9 1 a 導入口
- 9 1 b 排出口
- 9 2 導入ファン
- 1 0 0 , 1 0 0 A , 1 0 0 B ガスタービンシステム
- 2 0 0 電動ファン

30

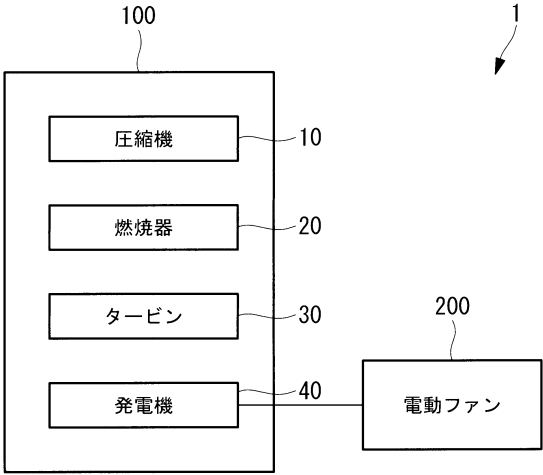
40

50

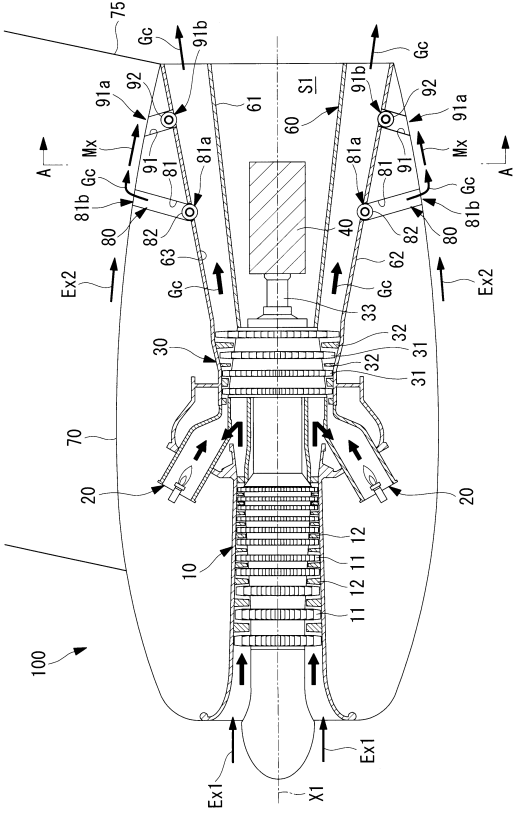
E x 1 , E x 2 外部空気
G c 燃焼ガス
M x 混合ガス
S 1 収納空間
X 1 , X 2 , X 3 軸線

【図面】

【図 1】



【図 2】



10

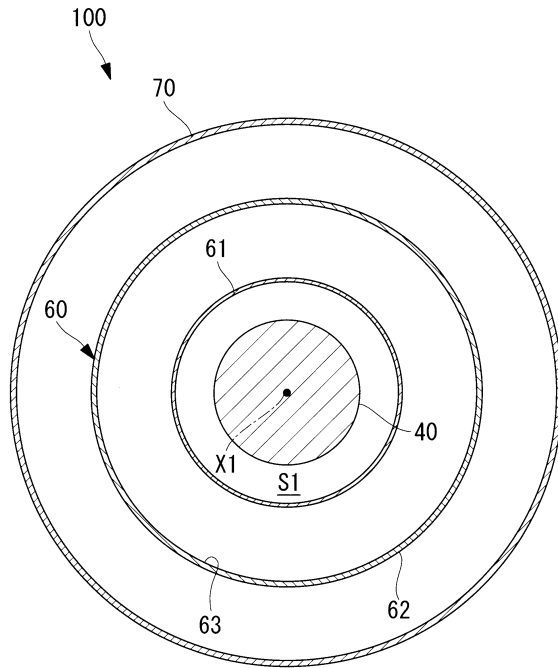
20

30

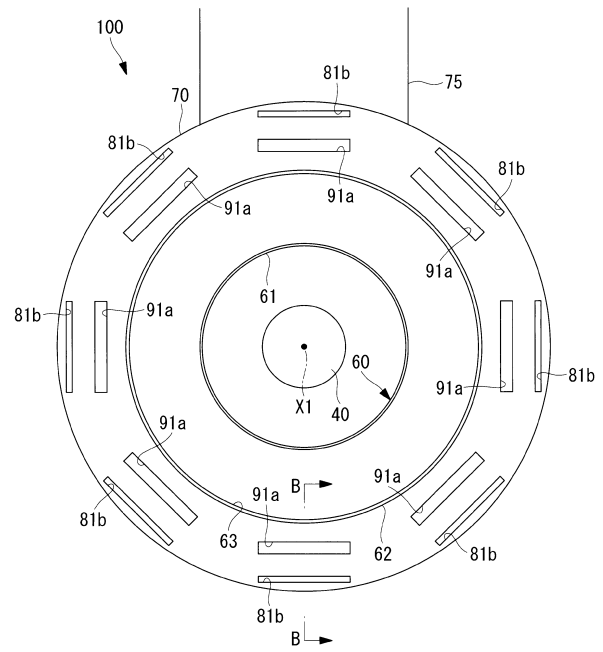
40

50

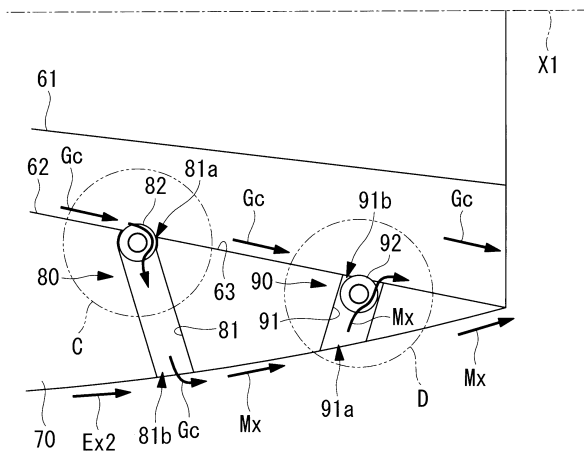
【 図 3 】



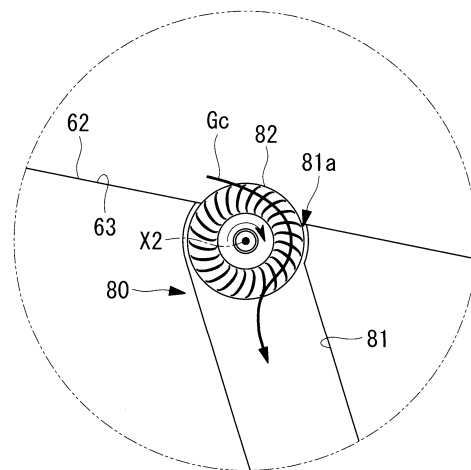
【 図 4 】



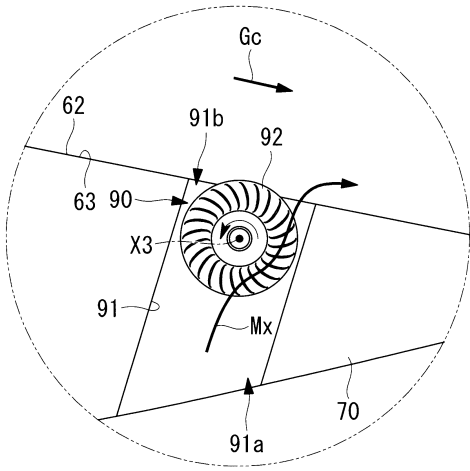
【 図 5 】



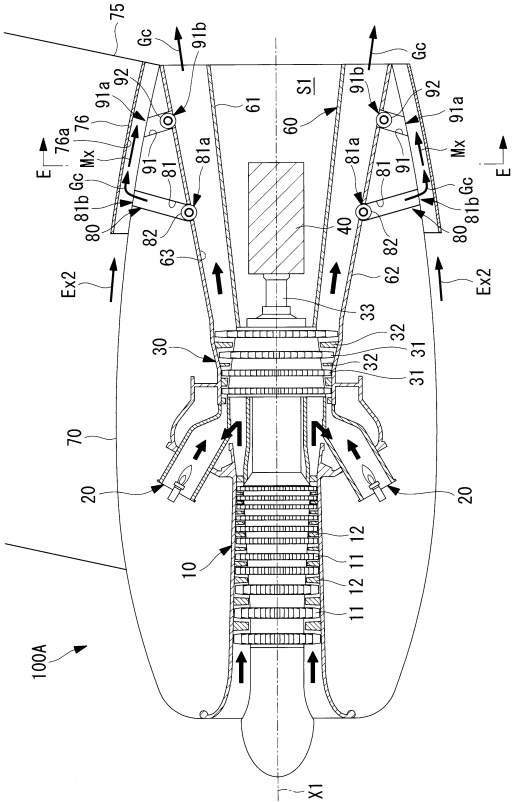
【 図 6 】



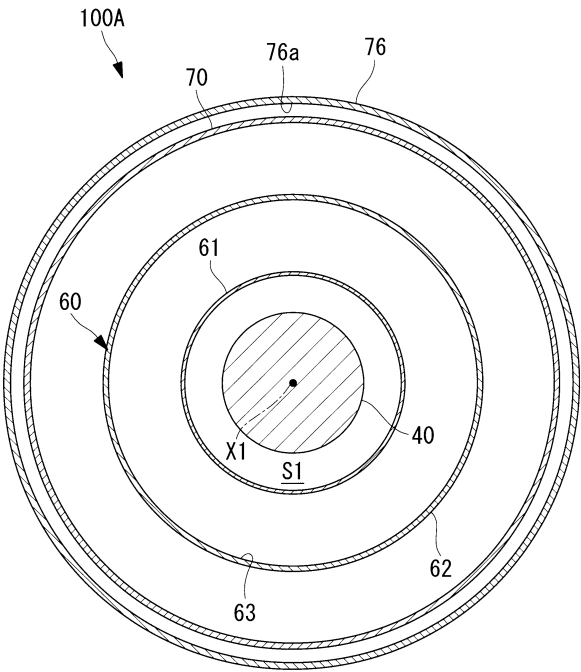
【図 7】



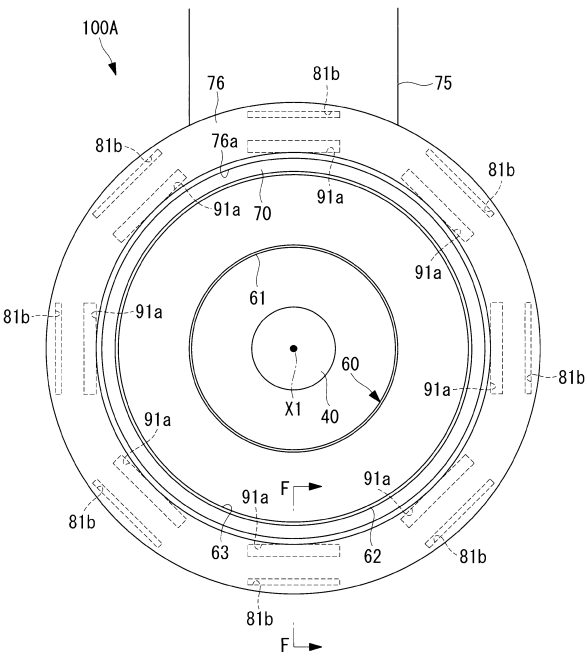
【図 8】



【図 9】



【図 10】



10

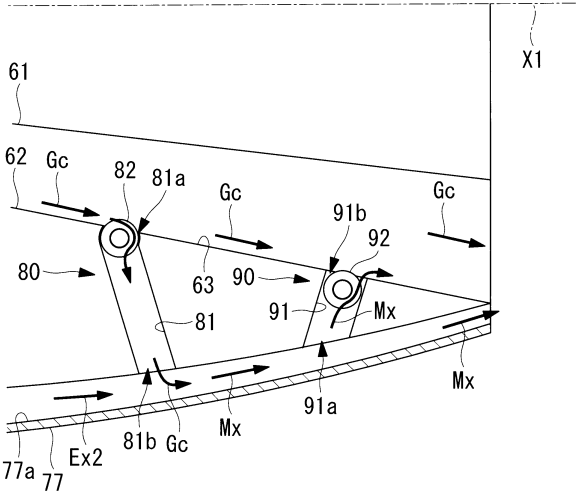
20

30

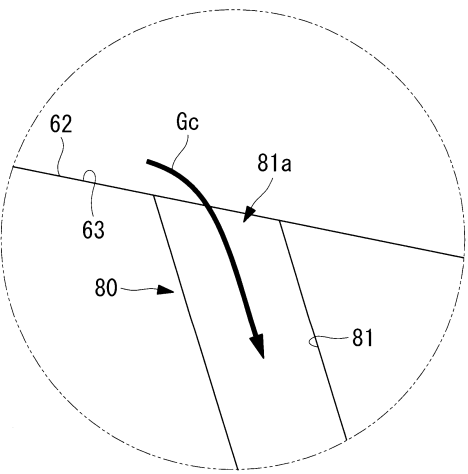
40

50

【図 15】

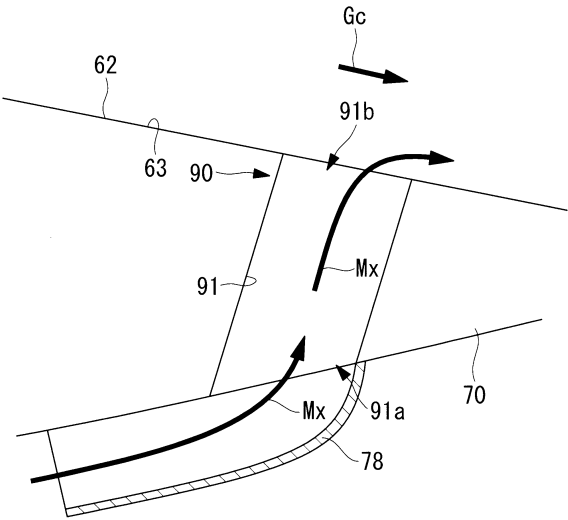


【図 16】

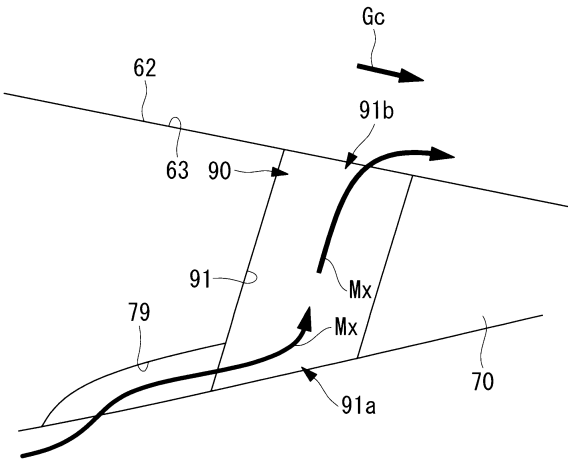


10

【図 17】



【図 18】



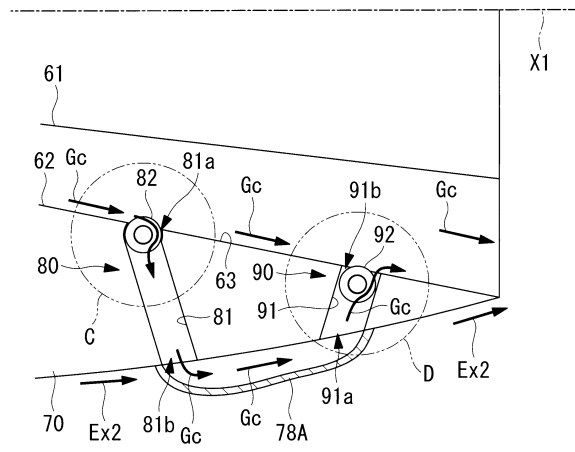
20

30

40

50

【 図 1 9 】



10

20

30

40

50

フロントページの続き

(51)国際特許分類

F I

F 0 1 D	25/08	(2006.01)	F 0 2 K	1/34	
F 0 1 D	25/30	(2006.01)	F 0 1 D	25/08	
B 6 4 D	27/24	(2006.01)	F 0 1 D	25/30	B
F 0 2 C	7/24	(2006.01)	B 6 4 D	27/24	
F 0 1 D	25/00	(2006.01)	F 0 2 C	7/24	C
			F 0 1 D	25/00	S

東京都千代田区丸の内三丁目 2 番 3 号 三菱重工業株式会社内

(72)発明者 齋木 康寛

東京都千代田区丸の内三丁目 2 番 3 号 三菱重工業株式会社内

審査官 藤原 弘

(56)参考文献

特開 2 0 0 8 - 1 4 4 7 6 4 (J P , A)
米国特許第 4 2 1 5 5 3 6 (U S , A)
特開 2 0 0 6 - 2 0 5 7 5 5 (J P , A)
特表 2 0 0 9 - 5 1 2 8 0 7 (J P , A)
特開 2 0 1 3 - 9 6 4 1 4 (J P , A)
米国特許第 4 9 5 8 4 8 9 (U S , A)
米国特許第 5 2 0 3 1 6 4 (U S , A)
米国特許第 4 0 9 9 3 7 5 (U S , A)
特開 2 0 1 0 - 2 2 3 1 6 7 (J P , A)

(58)調査した分野 (Int.Cl. , D B 名)

F 0 2 K 1 / 8 2
F 0 2 C 7 / 0 0
F 0 2 C 6 / 0 0
F 0 1 D 1 5 / 1 0
F 0 2 K 1 / 3 4
F 0 1 D 2 5 / 0 8
F 0 1 D 2 5 / 3 0
B 6 4 D 2 7 / 2 4
F 0 2 C 7 / 2 4
F 0 1 D 2 5 / 0 0