

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号  
特許第7389574号  
(P7389574)

(45)発行日 令和5年11月30日(2023.11.30)

(24)登録日 令和5年11月21日(2023.11.21)

(51)国際特許分類		F I			
F 0 2 C	7/00 (2006.01)	F 0 2 C	7/00		F
F 0 1 D	5/14 (2006.01)	F 0 1 D	5/14		
F 0 1 D	9/02 (2006.01)	F 0 1 D	9/02	1 0 1	

請求項の数 9 (全16頁)

(21)出願番号	特願2019-121448(P2019-121448)	(73)特許権者	514275772 三菱重工航空エンジン株式会社 愛知県小牧市東田中1200番地
(22)出願日	令和1年6月28日(2019.6.28)	(74)代理人	100149548 弁理士 松沼 泰史
(65)公開番号	特開2021-8820(P2021-8820A)	(74)代理人	100162868 弁理士 伊藤 英輔
(43)公開日	令和3年1月28日(2021.1.28)	(74)代理人	100161702 弁理士 橋本 宏之
審査請求日	令和4年4月27日(2022.4.27)	(74)代理人	100189348 弁理士 古都 智
		(74)代理人	100196689 弁理士 鎌田 康一郎
		(74)代理人	100210572 弁理士 長谷川 太一

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 航空機用ガスタービン

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

離陸時推力が15000から40000lbsの航空機用ガスタービンであって、  
軸線回りに回転するロータ軸と、  
前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有するタービン動翼段と、  
前記ロータ軸を外周側から覆うタービンケーシングと、  
前記タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置され、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である第一上流側静翼段と、  
前記タービン動翼段の前記軸線方向下流側に配置され、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である下流側静翼段と、を備え、  
前記タービン動翼は、  
前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシユラウドと、を有し、  
前記タービン動翼段は、  
前記周方向で隣り合う前記タービン動翼のシユラウド同士が連結されて、50枚以上で且つ、72枚以下の前記動翼本体を備え、

前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記下流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上且つ3以下である航空機用ガスタービン。

【請求項2】

前記動翼本体の高さを「H」、前記動翼本体の軸コード長を「Cx」とすると、 $H/Cx$ の値が2以上且つ6以下である請求項1に記載の航空機用ガスタービン。

【請求項3】

離陸時推力が15000から40000lbsの航空機用ガスタービンであって、軸線回りに回転するロータ軸と、

前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有するタービン動翼段と、

10

前記ロータ軸を外周側から覆うタービンケーシングと、

前記タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置され、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である第一上流側静翼段と、

前記タービン動翼段の前記軸線方向下流側に配置され、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である下流側静翼段と、を備え、

前記タービン動翼は、

前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシユラウドと、を有し、

20

前記動翼本体の高さを「H」、前記動翼本体の軸コード長を「Cx」とすると、 $H/Cx$ の値が2以上且つ6以下であり、

前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記下流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上且つ3以下である航空機用ガスタービン。

【請求項4】

前記第一上流側静翼段の前記軸線方向上流側に配置された前記タービン動翼段としての上流側動翼段と、

前記上流側動翼段の前記軸線方向上流側に配置された前記タービン静翼段としての第二上流側静翼段と、を備え、

30

前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記第二上流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上且つ3以下である請求項1から請求項3の何れか一項に記載の航空機用ガスタービン。

【請求項5】

前記タービン動翼は、TiAl合金である請求項1から請求項4の何れか一項に記載の航空機用ガスタービン。

【請求項6】

前記動翼本体は、ホロー翼である請求項1から請求項5の何れか一項に記載の航空機用ガスタービン。

【請求項7】

前記動翼本体は、翼高さ方向の少なくとも一部が中空に形成されている請求項1から請求項5の何れか一項に記載の航空機用ガスタービン。

40

【請求項8】

離陸時推力が15000から40000lbsの航空機用ガスタービンであって、軸線回りに回転するロータ軸と、

前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有するタービン動翼段と、

前記ロータ軸を外周側から覆うタービンケーシングと、

前記タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置され、前記タービンケーシングから前

50

記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である第一上流側静翼段と、

前記第一上流側静翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン動翼段である上流側動翼段と、

前記上流側動翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン静翼段である第二上流側静翼段と、を備え、

前記タービン動翼は、

前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシュラウドと、を有し、

前記タービン動翼段は、

前記周方向で隣り合う前記タービン動翼のシュラウド同士が連結されて、50枚以上で且つ、72枚以下の前記動翼本体を備え、

前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記第二上流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上で且つ3以下である航空機用ガスタービン。

#### 【請求項9】

離陸時推力が15000から40000 l b s の航空機用ガスタービンであって、

軸線回りに回転するロータ軸と、

前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有するタービン動翼段と、

前記ロータ軸を外周側から覆うタービンケーシングと、

前記タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置され、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である第一上流側静翼段と、

前記第一上流側静翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン動翼段である上流側動翼段と、

前記上流側動翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン静翼段である第二上流側静翼段と、を備え、

前記タービン動翼は、

前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシュラウドと、を有し、

前記動翼本体の高さを「H」、前記動翼本体の軸コード長を「Cx」とすると、 $H/Cx$ の値が2以上且つ6以下であり、

前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記第二上流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上で且つ3以下である航空機用ガスタービン。

#### 【発明の詳細な説明】

##### 【技術分野】

##### 【0001】

この発明は、航空機用ガスタービンに関する。

##### 【背景技術】

##### 【0002】

特許文献1には、軸線方向に交互に動翼段と静翼段とを備えた航空機用ガスタービンが開示されている。この特許文献の動翼段は、周方向に間隔をあけて配置された複数の動翼を備えている。複数の動翼は、それぞれチップシュラウドを備えている。これら周方向で隣り合うチップシュラウドが連結されることで環状をなしている。

##### 【先行技術文献】

##### 【特許文献】

##### 【0003】

【文献】特開2011-174419号公報

##### 【発明の概要】

10

20

30

40

50

## 【発明が解決しようとする課題】

## 【0004】

特許文献1に記載されているような航空機用ガスタービンにおいては、更なる軽量化が要望されている。航空機用ガスタービンの動翼の形状は、一般に、翼ピッチと翼コード長との比を維持した場合、一つの動翼段当たりの動翼枚数が多いほど、動翼の翼型が細くなる。そのため、一つの動翼段当たりの動翼の枚数を増加させれば、航空機用ガスタービンの動翼段を軽量化することができる。

しかしながら、動翼の後縁損失は、動翼枚数の増加に伴い増加してしまう。さらに、振動に対する強度の観点では、動翼枚数を少なくした方が翼型を太くできるため有利となる。

つまり、動翼の枚数（言い換えれば、重量）と、航空機用ガスタービンの性能及び振動に対する強度とは、トレードオフの関係にあり、更なる航空機用ガスタービンの軽量化が困難になっている。

## 【0005】

この発明は、上記事情に鑑みてなされたものであり、振動に対する動翼の強度を確保しつつ更なる軽量化が可能な航空機用ガスタービンを提供するものである。

## 【課題を解決するための手段】

## 【0006】

上記の課題を解決するために以下の構成を採用する。

この発明の第一態様によれば、航空機用ガスタービンは、離陸時推力が15000から40000lbsの航空機用ガスタービンであって、軸線回りに回転するロータ軸と、タービン動翼段と、タービンケーシングと、第一上流側静翼段と、下流側静翼段と、を備える。タービン動翼段は、前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有する。タービンケーシングは、前記ロータ軸を外周側から覆う。第一上流側静翼段は、タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置されている。第一上流側静翼段は、複数のタービン静翼本体を有するタービン静翼段である。第一上流側静翼段の複数の静翼本体は、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置されている。前記タービン動翼は、前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシュラウドと、を有する。前記タービン動翼段は、前記周方向で隣り合う前記タービン動翼のシュラウド同士が連結されて、50枚以上で且つ、72枚以下の前記動翼本体を備える。前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記下流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上で且つ3以下である。

## 【0007】

動翼のシュラウド同士が周方向で連結されたいわゆるインテグラルシュラウド翼を有し、離陸時推力が15000から40000lbsのいわゆる中小型の航空機用ガスタービンにおいて、動翼段の動翼本体を50枚以上で且つ、72枚以下とすることで、動翼の振動モードのうち一次モードの固有振動周波数が、主要運転範囲において低い回転次数で共振することを回避できる。一般に、一次モードの固有振動周波数を低く設定すると、低い回転次数で共振し、振動応力が高くなる傾向がある。しかし、第一態様では、主要運転範囲において一次モードの固有振動周波数をより高くできるため、回転次数が3H（ハーモニクス）以下の低い回転次数での共振を回避して主要運転範囲で動翼に作用する振動応力を低減できる。さらに、第一上流側静翼段の静翼本体の枚数と、下流側静翼段の静翼本体の枚数との差の絶対値を1以上で且つ3以下とすることで、流体の乱れを抑制して振動が励起されることを回避できる。したがって、振動応力を低減したり共振を回避したりした分、振動に対する動翼の強度を確保しつつ更なる軽量化が可能になる。

## 【0008】

この発明の第二態様によれば、第一態様に係る航空機用ガスタービンにおいて、前記動翼本体の高さを「H」、前記動翼本体の軸コード長を「Cx」とすると、 $H/Cx$ の値が2以上且つ6以下であってもよい。

10

20

30

40

50

このように構成することで、いわゆるインテグラルシュラウド翼である動翼において、動翼本体が大型化して重量増加することを抑制できる。

【0009】

この発明の第三態様によれば、航空機用ガスタービンは、離陸時推力が15000から40000lbsの航空機用ガスタービンであって、軸線回りに回転するロータ軸と、タービン動翼段と、ケーシングと、第一上流側静翼段と、下流側静翼段と、を備える。動翼段は、前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有する。タービンケーシングは、前記ロータ軸を外周側から覆う。第一上流側静翼段は、タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置されている。第一上流側静翼段は、複数の静翼本体を有するタービン静翼段である。第一上流側静翼段の複数の静翼本体は、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置されている。下流側静翼段は、前記タービン動翼段の前記軸線方向下流側に配置されている。下流側静翼段は、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である。前記タービン動翼は、前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシュラウドと、を有する。前記動翼本体の高さを「H」、前記動翼本体の軸コード長を「Cx」とすると、 $H/Cx$ の値が2以上且つ6以下である。前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記下流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上且つ3以下である。

10

20

【0010】

動翼のシュラウド同士が周方向で連結されたいわゆるインテグラルシュラウド翼を有し、離陸時推力が15000から40000lbsのいわゆる中小型の航空機用ガスタービンにおいて、第一上流側静翼段の静翼本体の枚数と、下流側静翼段の静翼本体の枚数との差の絶対値を1以上且つ3以下とすることで、ガスタービンの燃焼ガスの流れが乱れて振動が励起されることを回避できる。また、 $H/Cx$ の値を2以上且つ6以下にすることで、動翼本体が大型化して重量増加することを抑制できる。したがって、振動応力を低減した分、振動に対する動翼の強度を確保しつつ更なる軽量化が可能になる。

【0011】

この発明の第四態様によれば、第一から第三態様の何れか一つの態様に係る航空機用ガスタービンは、前記タービン動翼段としての上流側動翼段と、前記タービン静翼段としての第二上流側静翼段と、を備えていてもよい。上流側動翼段は、前記第一上流側静翼段の前記軸線方向上流側に配置されている。第二上流側静翼段は、前記上流側動翼段の前記軸線方向上流側に配置されている。前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記第二上流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上且つ3以下であってもよい。

30

このように構成することで、軸線方向で隣り合う静翼段である第一上流側静翼段と第二上流側静翼段とにおける静翼本体の枚数差が大きくなることで振動が励起されることを抑制できる。

【0012】

この発明の第五態様によれば、第一から第四態様の何れか一つの態様に係るタービン動翼は、TiAl合金であってもよい。

40

このようにすることで、振動強度を確保しつつ、動翼の更なる軽量化を図ることができる。

【0013】

この発明の第六態様によれば、第一から第五態様の何れか一つの態様に係る動翼本体は、ホロー翼であってもよい。

このようにすることで、中実に形成された動翼と比較して動翼の更なる軽量化を図ることができる。

【0014】

50

この発明の第七態様によれば、第一から第五態様の何れか一つの態様に係る動翼本体は、翼高さ方向の少なくとも一部が中空に形成されていてもよい。

このようにすることで、中実に形成された動翼と比較して動翼の更なる軽量化を図ることができる。

【0015】

この発明の第八態様によれば、航空機用ガスタービンは、離陸時推力が15000から40000lbsの航空機用ガスタービンである。航空機用ガスタービンは、ロータ軸と、タービン動翼段と、タービンケーシングと、第一上流側静翼段と、上流側動翼段と、第二上流側静翼段と、を備える。ロータ軸は、軸線回りに回転する。タービン動翼段は、前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有する。タービンケーシングは、前記ロータ軸を外周側から覆う。第一上流側静翼段は、前記タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置され、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有するタービン静翼段である。上流側動翼段は、前記第一上流側静翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン動翼段である。第二上流側静翼段は、前記上流側動翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン静翼段である。前記タービン動翼は、前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシュラウドと、を有している。前記タービン動翼段は、前記周方向で隣り合う前記タービン動翼のシュラウド同士が連結されて、50枚以上で且つ、72枚以下の前記動翼本体を備えている。前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記第二上流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上で且つ3以下である。

10

20

【0016】

この発明の第九態様によれば、航空機用ガスタービンは、離陸時推力が15000から40000lbsの航空機用ガスタービンである。航空機用ガスタービンは、ロータ軸と、タービン動翼段と、タービンケーシングと、第一上流側静翼段と、上流側動翼段と、第二上流側静翼段と、を備える。ロータ軸は、軸線回りに回転する。タービン動翼段は、前記ロータ軸から前記軸線を中心とした径方向の外側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数のタービン動翼を有する。タービンケーシングは、前記ロータ軸を外周側から覆う。第一上流側静翼段は、前記タービン動翼段の前記軸線方向上流側に配置され、前記タービンケーシングから前記径方向の内側に向かって延びるとともに、前記軸線を中心とした周方向に並んで配置された複数の静翼本体を有する。上流側動翼段は、前記第一上流側静翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン動翼段である。第二上流側静翼段は、前記上流側動翼段の前記軸線方向上流側に配置されたタービン静翼段である。前記タービン動翼は、前記径方向に延びる翼型断面を有した動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられたシュラウドと、を有している。前記動翼本体の高さを「H」、前記動翼本体の軸コード長を「Cx」とすると、 $H/Cx$ の値が2以上且つ6以下である。前記第一上流側静翼段の前記静翼本体の枚数と、前記第二上流側静翼段の前記静翼本体の枚数との差の絶対値は、1以上で且つ3以下である。

30

【発明の効果】

40

【0017】

上記航空機用ガスタービンによれば、振動に対する動翼の強度を確保しつつ更なる軽量化が可能になる。

【図面の簡単な説明】

【0018】

【図1】この発明の実施形態の航空機用ガスタービンの概略構成を示す構成図である。

【図2】図1のタービン動翼段及びタービン静翼段を拡大した図である。

【図3】この発明の実施形態におけるタービン動翼の概略構成を示す図である。

【図4】動翼本体のコード長を説明するための図である。

【図5】縦軸を振動周波数(Frequency)、横軸を回転速度(Rotational Speed)、斜

50

軸を回転次数（H）としたキャンベル線図である。

【図 6】この発明の実施形態の変形例における図 3 に相当する図である。

【発明を実施するための形態】

【0019】

（実施形態）

次に、この発明の実施形態における航空機用ガスタービンを図面に基づき説明する。

図 1 は、この発明の実施形態の航空機用ガスタービンの概略構成を示す構成図である。

図 2 は、図 1 のタービン動翼段及びタービン静翼段を拡大した図である。

この実施形態に係る航空機用ガスタービン 100 は、中小型の航空機用のガスタービンである。この航空機用ガスタービン 100 は、中小型の航空機の離陸時推力（例えば、15000 から 40000 l b s 程度）を得るためのガスタービンである。図 1 に示すように、この航空機用ガスタービン 100 は、主に、圧縮機 1 と、燃焼室 2 と、タービン 3 と、を備えている。

10

【0020】

圧縮機 1 は、吸気ダクト 10 から取り込まれた空気を圧縮することで高圧空気を生成する。この圧縮機 1 は、圧縮機ロータ軸 11 と、圧縮機ケーシング 12 と、圧縮機動翼段 13 と、圧縮機静翼段 15 と、を備えている。圧縮機ケーシング 12 は、圧縮機ロータ軸 11 を外周側から覆っており、軸線 A m の延びる方向（以下、軸線方向 D a と称する）に延びている。

【0021】

圧縮機動翼段 13 は、圧縮機ロータ軸 11 に複数設けられている。これら圧縮機動翼段 13 は、軸線方向 D a に間隔をあけて配列されている。複数の圧縮機動翼段 13 は、それぞれ複数の圧縮機動翼 14 を備えている。各圧縮機動翼段 13 の圧縮機動翼 14 は、圧縮機ロータ軸 11 の外周面上で軸線 A m を中心とした方向（以下、周方向 D c と称する）に配列されている。

20

【0022】

圧縮機静翼段 15 は、圧縮機ケーシング 12 に複数設けられている。これら圧縮機静翼段 15 は、軸線方向 D a に間隔をあけて配列されている。圧縮機静翼段 15 は、軸線方向 D a で上記圧縮機動翼段 13 と交互に配置されている。複数の圧縮機静翼段 15 は、それぞれ複数の圧縮機静翼 16 を備えている。各圧縮機静翼段 15 の圧縮機静翼 16 は、圧縮機ケーシング 12 の内周面上で周方向 D c に配列されている。

30

【0023】

燃焼室 2 は、圧縮機 1 で生成された高圧空気に燃料 F を混合して燃焼させることで、燃焼ガス G を生成する。燃焼室 2 は、圧縮機ケーシング 12 とタービン 3 のタービンケーシング（ケーシング）22 との間に設けられている。この燃焼室 2 によって生成された燃焼ガス G は、タービン 3 に供給される。

【0024】

タービン 3 は、燃焼室 2 で生成された高温高圧の燃焼ガス G によって駆動する。より具体的には、タービン 3 は、高温高圧の燃焼ガス G を膨張させて、燃焼ガス G の熱エネルギーを、回転エネルギーに変換する。このタービン 3 は、タービンロータ軸（ロータ軸）21 と、タービン動翼段（動翼段）23 と、タービンケーシング（ケーシング）22 と、タービン静翼段（静翼段）25 と、を備えている。

40

【0025】

タービンロータ軸 21 は、軸線方向 D a に延びている。このタービンロータ軸 21 と、上述した圧縮機ロータ軸 11 とは、軸線方向 D a に並んで相対移動不能にされている。これらタービンロータ軸 21 と圧縮機ロータ軸 11 とによって、ガスタービンロータ 91 が構成されている。このガスタービンロータ 91 は、ガスタービンケーシング 92 の内部で軸線 A m 回りに一体に回転可能とされている。

【0026】

タービン動翼段 23 は、タービンロータ軸 21 の外周面に、軸線方向 D a に間隔をあけ

50

て複数設けられている。これら複数のタービン動翼段 2 3 は、それぞれ複数のタービン動翼（動翼）2 4（詳細は後述する）を有している。一つのタービン動翼段 2 3 が備える複数のタービン動翼 2 4 は、周方向 D c に等ピッチで並んで配置されている。タービン動翼段 2 3 を構成するタービン動翼 2 4 は、例えば、TiAl（チタン・アルミニウム）合金で形成することができる。

#### 【0027】

タービンケーシング 2 2 は、タービンロータ軸 2 1 を外周側から覆っている。タービンケーシング 2 2 と、上述した圧縮機ケーシング 1 2 とは、軸線 A m に沿って一体に接続されている。これら圧縮機ケーシング 1 2 とタービンケーシング 2 2 とによってガスタービンケーシング 9 2 が構成されている。

10

#### 【0028】

タービン静翼段 2 5 は、タービンケーシング 2 2 の内周面に、軸線方向 D a に間隔をあけて複数設けられている。これら複数のタービン静翼段 2 5 は、軸線方向 D a で上記タービン動翼段 2 3 と交互に配置されている。これらタービン静翼段 2 5 は、それぞれ複数のタービン静翼（静翼）2 6 を備えている。各タービン静翼段 2 5 に設けられたタービン静翼 2 6 は、タービンケーシング 2 2 の内周面上で周方向 D c に等ピッチで並んで配列されている。

#### 【0029】

図 2 に示すように、この実施形態では、タービン 3 が、三つのタービン動翼段 2 3 と、三つのタービン静翼段 2 5 とをそれぞれ備える場合を例示している。このタービン 3 において、燃焼ガス G の主流は、タービンケーシング 2 2 内を図 2 の左から右に向かって流れる。そのため、以下の説明においては、図 2 の左側を上流側、右側を下流側と称する場合がある。

20

#### 【0030】

この実施形態では、タービン動翼段 2 3 として、上流側から順に、第一タービン動翼段 2 3 A、第二タービン動翼段 2 3 B、及び第三タービン動翼段 2 3 C を備えている。同様に、この実施形態では、タービン静翼段 2 5 として、上流側から順に、第一タービン静翼段 2 5 A、第二タービン静翼段 2 5 B、及び第三タービン静翼段 2 5 C を備えている。第一タービン静翼段 2 5 A は、第一タービン動翼段 2 3 A の上流側に配置され、第二タービン静翼段 2 5 B は、第二タービン動翼段 2 3 B の上流側に配置され、第三タービン静翼段 2 5 C は、第三タービン動翼段 2 3 C の上流側に配置されている。なお、以下の説明では、第一タービン動翼段 2 3 A、第二タービン動翼段 2 3 B、及び第三タービン動翼段 2 3 C を、タービン動翼段 2 3 と総称する場合がある。

30

#### 【0031】

上述した構成の航空機用ガスタービン 1 0 0 を運転するに当たっては、まず外部の駆動源によって圧縮機ロータ軸 1 1（ガスタービンロータ 9 1）を回転駆動する。圧縮機ロータ軸 1 1 の回転に伴って外部の空気が順次圧縮され、高圧空気が生成される。この高圧空気は、圧縮機ケーシング 1 2 を通じて燃焼室 2 内に供給される。燃焼室 2 内では、この高圧空気に燃料が混合されたのち燃焼され、高温高圧の燃焼ガスが生成される。燃焼ガス G は、タービンケーシング 2 2 を通じてタービン 3 内に供給される。

40

#### 【0032】

タービン 3 内では、タービン動翼段 2 3、及びタービン静翼段 2 5 に燃焼ガス G が順次衝突することで、タービンロータ軸 2 1（ガスタービンロータ 9 1）に対して回転駆動力が与えられる。この回転エネルギーは、主に、圧縮機 1 の駆動に利用される。タービン 3 を駆動した燃焼ガス G は、排気ノズル 4 により流速が増加されて推力を生む噴流となり、噴射口 2 7 から外部に排出される。なお、この実施形態においては、航空機用ガスタービンとして 1 軸のターボジェットエンジンを一例にして説明した。しかし、1 軸のターボジェットエンジンに限られず、航空機用ガスタービンであれば如何なる形態であっても良い。特に、多軸のターボファンエンジンの低圧タービンに好適である。

#### 【0033】

50

図 3 は、この発明の実施形態におけるタービン動翼の概略構成を示す図である。

図 3 に示すように、上述したタービン動翼段 2 3 のタービン動翼 2 4 は、いわゆるインテグラルシュラウド翼 ( I S B ) であって、動翼本体 3 2 と、シュラウド 3 3 と、を備えている。

動翼本体 3 2 は、正圧面と負圧面とを有する翼型断面を有し、径方向  $D_r$  に延びている。この実施形態で例示する動翼本体 3 2 は、タービン動翼 2 4 のプラットフォーム 3 4 から径方向  $D_r$  の外側に向かって延びている。このタービン動翼 2 4 は、プラットフォーム 3 4 よりも軸線  $A_m$  に近い側に形成された翼根 ( 図示せず ) を介してタービンロータ軸 2 1 に固定されている。

【 0 0 3 4 】

シュラウド 3 3 は、動翼本体 3 2 の先端に設けられている。シュラウド 3 3 は、周方向  $D_c$  及び軸線方向  $D_a$  に延びている。周方向  $D_c$  で隣り合うタービン動翼 2 4 のシュラウド 3 3 同士は、連結されて、例えば、軸線  $A_m$  を中心とした環状をなしている。

【 0 0 3 5 】

一方で、タービン静翼段 2 5 のタービン静翼 2 6 は、静翼本体 4 2 を有している ( 図 2 参照 )。これら静翼本体 4 2 は、タービンケーシング 2 2 から径方向  $D_r$  の内側に向かって延びている。タービン静翼 2 6 が周方向  $D_c$  に並んで配置されることで、複数の静翼本体 4 2 が周方向  $D_c$  に並んで配置されている。

【 0 0 3 6 】

タービン動翼段 2 3 が備えるタービン動翼 2 4 の動翼本体 3 2 は、高さ ( 言い換えれば、翼高さ ) を「  $H$ 」、軸コード長を「  $C_x$  」とすると、 $H / C_x$  ( アスペクト比ともいう ) の値が 2 以上且つ 6 以下となるように形成されている。 $H / C_x$  の値は、4 以上且つ 6 以下とすることもできる。この実施形態における、軸コード長  $C_x$  は、動翼本体 3 2 の翼高さ方向における軸コード長の平均値を意味している。

【 0 0 3 7 】

図 4 は、動翼本体のコード長を説明するための図である。

ここで、図 4 に示す軸コード長  $C_1$  は、翼端の軸コード長である。この軸コード長  $C_1$  は、軸線方向  $D_a$  における動翼本体 3 2 の前縁 3 2 f から後縁 3 2 e までの長さである。図 4 に示す「 1 0 0 」、「 9 0 」という数字は、前縁 3 2 f と後縁 3 2 e とにおける翼高さ方向の位置を百分率 ( % ) で示したものである。つまり、軸コード長  $C_1$  は、前縁 3 2 f の翼端である 1 0 0 % の高さ位置と、後縁 3 2 e の翼端である 1 0 0 % の高さ位置とにおける軸コード長である。同様に、軸コード長  $C_2$  は、前縁 3 2 f の 9 0 % の高さ位置と、後縁 3 2 e の 9 0 % の高さ位置とにおける軸コード長である。なお、軸コード長  $C_x$  は、前縁 3 2 f の 5 0 % の高さ位置と後縁 3 2 e の 5 0 % の高さ位置との軸コード長を用いてもよい。

【 0 0 3 8 】

また、上記動翼本体 3 2 の高さ (  $H$  ) とは、動翼本体 3 2 のうち、燃焼ガス  $G$  の流れる主流路に露出している部分における径方向  $D_r$  の長さを意味している。この高さ (  $H$  ) も、軸コード長 (  $C_x$  ) と同様に、前縁 3 2 f から後縁 3 2 e までの動翼本体 3 2 の高さの平均値を意味している。なお、高さ (  $H$  ) は、動翼本体 3 2 の翼型のキャンパーライン ( 図示せず ) の延びる方向で、前縁 3 2 f と後縁 3 2 e との中心における高さを用いてもよい。

【 0 0 3 9 】

図 3 に示すように、動翼本体 3 2 は、その内部に空洞  $c_1$  を有した中空状に形成されている。この実施形態における動翼本体 3 2 は、プラットフォーム 3 4 から翼端 ( 言い換えれば、シュラウド 3 3 の径方向  $D_r$  内側面 ) に至る範囲に空洞  $c_1$  を有する、いわゆるホロー翼である。

【 0 0 4 0 】

タービン動翼段 2 3 は、一つのタービン動翼段 2 3 当たり、5 0 枚以上且つ 7 2 枚以下の動翼本体 3 2 を備えている。具体的には、第一タービン動翼段 2 3 A は、5 0 枚以上

10

20

30

40

50

で且つ 72 枚以下の動翼本体 32 を備えている。同様に、第二タービン動翼段 23B も、50 枚以上で且つ 72 枚以下の動翼本体 32 を備えている。さらに、第三タービン動翼段 23C も、50 枚以上で且つ 72 枚以下の動翼本体 32 を備えている。

【0041】

図 5 は、縦軸を振動周波数 (Frequency)、横軸を回転速度 (Rotational Speed)、斜軸を回転次数 (H; ハーモニクス) としたキャンベル線図である。

図 5 では、一つのタービン動翼段 23 に設ける動翼本体 32 の枚数をそれぞれ 72 枚、60 枚、50 枚としたときのタービン動翼 24 の一次モードの固有振動周波数をそれぞれ実線で示している。また、図 5 では、離陸時推力が 15000 から 40000 l b s の航空機用ガスタービン 100 における、主要運転範囲の回転速度 (r p m) を網掛けで示している。

10

【0042】

ここで、各動翼本体 32 の翼ピッチと軸コード長との比は、動翼本体 32 の枚数にかかわらず、それぞれ一定である。つまり、動翼本体 32 の枚数が増加するほど、動翼本体 32 は細い翼型となる。

【0043】

図 5 において、タービン動翼 24 の固有振動周波数と回転次数の斜軸とが交差する回転速度となったときに共振して振動の振幅が大きくなる傾向がある。さらに、この共振時の振動の振幅は、回転次数が低いほど大きくなる傾向がある。そのため、タービン動翼 24 の固有振動周波数が高いほど振動の振幅を小さくできる。

20

【0044】

図 5 に示すように、動翼本体 32 が 72 枚の場合、一次モードの固有振動周波数は、主要運転範囲にて 3 H (ハーモニクス) 以上となる。さらに、動翼本体 32 の枚数を少なくして 60 枚とした場合、72 枚の場合よりも、一次モードの固有振動周波数が全体的に高くなる。そして、動翼本体 32 を更に少ない 50 枚とすれば、60 枚の場合よりも一次モードの固有振動周波数が全体的に高くなり、主要運転範囲にて 4 H 以上となる。

【0045】

一方で、動翼本体 32 を 49 枚以下とした場合、動翼本体 32 が大型化して、上述した  $H/Cx$  の値が 2 以上且つ 6 以下の範囲内ではなくなる場合がある。これは、言い換えれば、タービン動翼段 23 の重量増加を意味する。一方で、動翼本体 32 を 73 枚以上とした場合、主要運転範囲にて動翼本体 32 の固有振動周波数が 3 H (ハーモニクス) の直線と交差して、低い回転次数で共振する可能性がある。

30

【0046】

上述した通り、タービン静翼段 25 は、タービン動翼段 23 の上流側及び下流側に配置されている。より具体的には、第一タービン動翼段 23A の上流側に第一タービン静翼段 (第二上流側静翼段) 25A が配置され、第二タービン動翼段 23B の上流側 (且つ、第一タービン動翼段 23A の下流側) に第二タービン静翼段 (第一上流側静翼段) 25B が配置され、第三タービン動翼段 23C の上流側 (且つ、第二タービン動翼段 23B の下流側) に第三タービン静翼段 (下流側静翼段) 25C が配置されている。

【0047】

軸線方向 Da で隣り合うタービン静翼段 25 同士の静翼本体 42 の枚数の差の絶対値は、1 以上で且つ 3 以下となっている。この実施形態では、第二タービン動翼段 23B の上流側に配置された第二タービン静翼段 25B の有する静翼本体 42 の枚数と、第二タービン動翼段 23B の下流側に配置された第三タービン静翼段 25C の有する静翼本体 42 の枚数との差の絶対値が、1 以上で且つ 3 以下となっている。

40

【0048】

さらに、この実施形態では、第一タービン動翼段 23A の上流側に配置された第一タービン静翼段 25A の有する静翼本体 42 の枚数と、上記第二タービン静翼段 25B の有する静翼本体 42 の枚数との差の絶対値が、1 以上で且つ 3 以下となっている。ここで、第一タービン静翼段 25A の静翼本体 42 の枚数と、第二タービン静翼段 25B の静翼本体

50

42の枚数との差の絶対値については、3以下としてもよいが、3以下に限られるものではない。

【0049】

したがって、上述した実施形態によれば、インテグラルシュラウド翼を有し、離陸時推力が15000から40000lbsの中小型の航空機用ガスタービン100において、タービン動翼段23の動翼本体32を50枚以上で且つ、72枚以下とすることで、タービン動翼24の振動モードのうち一次モードを、主要運転範囲において3H（ハーモニクス）以上にすることができる。一次モードの固有振動周波数を低く設定すると、低い回転次数で共振し、振動応力が高くなる傾向がある。しかし、主要運転範囲において一次モードの固有振動周波数を3H（ハーモニクス）以上にできるため、3H（ハーモニクス）以下での共振を回避して主要運転範囲でタービン動翼24に作用する振動応力を低減できる。さらに、軸線方向Daで隣り合う第二タービン静翼段25Bの有する静翼本体42の枚数と第三タービン静翼段25Cの有する静翼本体42の枚数との差の絶対値を1以上で且つ3以下とすることで、燃焼ガスGの乱れを抑制して振動が励起されることを回避できる。その結果、振動応力を低減したり共振を回避したりした分、振動に対するタービン動翼24の強度を確保しつつ更なる軽量化が可能になる。

10

【0050】

さらに、 $H/Cx$ の値を2以上且つ6以下にすることで、インテグラルシュラウド翼であるタービン動翼24において、動翼本体32が大型化して重量増加することを抑制できるとともに、1次モードを3H以上にすることができる。その結果、更なる軽量化を図ることができる。

20

【0051】

上記実施形態では、第二タービン静翼段25Bの上流側に第一タービン動翼段23Aを備え、第一タービン動翼段23Aの上流側に第一タービン静翼段25Aを備えている。そして、第二タービン静翼段25Bの静翼本体42の枚数と、第一タービン静翼段25Aの静翼本体42の枚数との差の絶対値が、1以上で且つ3以下となっている。そのため、軸線方向Daで隣り合うタービン静翼段25である第一タービン静翼段25Aと第二タービン静翼段25Bとにおける静翼本体42の枚数差が大きくなることで振動が励起されることを抑制できる。

【0052】

さらに、タービン動翼24が、TiAl合金で形成されているため、振動強度を確保しつつ、タービン動翼24の更なる軽量化を図ることができる。

30

また、動翼本体32がホロー翼であるため、動翼本体が中実形成された場合と比較して、タービン動翼24の更なる軽量化を図ることができる。

【0053】

（実施形態の変形例）

この発明は、上述した実施形態に限定されるものではなく、この発明の趣旨を逸脱しない範囲において、上述した実施形態に種々の変更を加えたものを含む。すなわち、実施形態で挙げた具体的な形状や構成等は一例にすぎず、適宜変更が可能である。

【0054】

上記実施形態では、一つのタービン動翼段23当たり、動翼本体32を50枚以上72枚以下の範囲で備え、且つ、軸線方向Daで隣り合う第二タービン静翼段25Bの静翼本体42の枚数と第三タービン静翼段25Cの静翼本体42の枚数との差の絶対値が、1以上で且つ3以下となる場合について説明した。しかし、上記実施形態の構成に限られない。例えば、離陸時推力が15000から40000lbsのいわゆる中小型の航空機用ガスタービン100において、タービン動翼24がインテグラルシュラウド翼であり、動翼本体32のアスペクト比である $H/Cx$ の値が2以上且つ6以下である場合に、第二タービン静翼段25Bの静翼本体42の枚数と第三タービン静翼段25Cの静翼本体42の枚数との差の絶対値が、1以上で且つ3以下となるようにしてもよい。

40

【0055】

50

上記実施形態では、第一タービン動翼段 2 3 A、第二タービン動翼段 2 3 B 及び第三タービン動翼段 2 3 C の全ての動翼段 2 3 が、動翼本体 3 2 を 5 0 枚以上 7 2 枚以下の範囲で備える場合について説明した。しかし、第一タービン動翼段 2 3 A と第三タービン動翼段 2 3 C とは、動翼本体 3 2 を 5 0 枚以上 7 2 枚以下の範囲で備えていなくてもよい。また、第一タービン動翼段 2 3 A、第二タービン動翼段 2 3 B 及び第三タービン動翼段 2 3 C を備える場合について説明したが、第一タービン動翼段 2 3 A と第三タービン動翼段 2 3 C は省略してもよい。

【 0 0 5 6 】

さらに、上記実施形態では、第二タービン静翼段 2 5 B の静翼本体 4 2 の枚数と、第三タービン静翼段 2 5 C の静翼本体 4 2 の枚数との差の絶対値が、1 以上で且つ 3 以下となる場合について説明した。しかし、上記実施形態の構成に限られない。

10

例えば、他の態様として、離陸時推力が 1 5 0 0 0 から 4 0 0 0 0 1 b s のいわゆる中小型の航空機用ガスタービン 1 0 0 において、タービン動翼 2 4 がインテグラルシュラウド翼であり、第三タービン動翼段（動翼段）2 3 C が 5 0 枚以上で且つ 7 2 枚以下の動翼本体 3 2 を備え、第一タービン静翼段 2 5 A の静翼本体 4 2 の枚数と、第二タービン静翼段 2 5 B の静翼本体 4 2 の枚数との差の絶対値が、1 以上で且つ 3 以下であるようにしてもよい。この場合、第二タービン動翼段 2 3 B の動翼本体 3 2 の枚数は 5 0 枚以上で且つ 7 2 枚以下に限られない。

【 0 0 5 7 】

さらに、上記他の態様では、第三タービン動翼段 2 3 C が 5 0 枚以上で且つ 7 2 枚以下の動翼本体 3 2 を備えるようにしたが、上記他の態様において、第三タービン動翼段 2 3 C が 5 0 枚以上で且つ 7 2 枚以下の動翼本体 3 2 を備えるという構成に代えて、第三タービン動翼段 2 3 C が備える動翼本体 3 2 のアスペクト比である  $H / C \times$  の値を 2 以上且つ 6 以下とする構成を採用するようにしてもよい。この場合も、第二タービン動翼段 2 3 B の動翼本体 3 2 のアスペクト比である  $H / C \times$  の値は、2 以上且つ 6 以下に限られない。

20

【 0 0 5 8 】

図 6 は、この発明の実施形態の変形例における図 3 に相当する図である。

上述した実施形態においては、タービン動翼 2 4 が翼高さ方向の全域に空洞 C が形成されたホロー翼である場合を例示した。しかし、タービン動翼 2 4 は、ホロー翼に限られるものではない。

30

例えば、図 6 に示すように、タービン動翼 2 4 の翼高さ方向の一部に空洞 c 2 が形成されるようにしてもよい。このようにすることで、動翼本体が中実に形成された場合と比較すれば、タービン動翼 2 4 の更なる軽量化を図ることができる。なお、動翼本体 3 2 の翼高さ方向の少なくとも一部が中空に形成される構成であれば、空洞 c 2 の位置、形状、大きさは、図 6 に例示した位置、形状、大きさに限られない。

【 0 0 5 9 】

上記実施形態では、三つのタービン動翼段 2 3 と、三つのタービン静翼段 2 5 とを備える場合について説明した。しかし、タービン動翼段 2 3 を設ける数は三つに限られない。例えば、タービン動翼段 2 3 を二つ設けたり、一つだけ設けたりしてもよい。またタービン静翼段 2 5 を設ける数も、タービン動翼段 2 3 と同様に三つに限られない。

40

【 0 0 6 0 】

上記実施形態では、タービン動翼 2 4 が T i A l 合金で形成される場合を例示したが、タービン動翼 2 4 は、T i A l 合金以外の材料で形成されていてもよい。

上記実施形態では、軸線方向 D a で隣り合うタービン静翼段 2 5 の各静翼本体 4 2 の枚数の差の絶対値が 3 以下の場合を例示したが、この差の絶対値は 3 よりも大きくしてもよい。

【 符号の説明 】

【 0 0 6 1 】

- 1 圧縮機
- 2 燃焼室

50

3	タービン	
4	排気ノズル	
1 0	吸気ダクト	
1 1	圧縮機ロータ軸	
1 2	圧縮機ケーシング	
1 3	圧縮機動翼段	
1 4	圧縮機動翼	
1 5	圧縮機静翼段	
1 6	圧縮機静翼	
2 1	タービンロータ軸 (ロータ軸)	10
2 2	タービンケーシング (ケーシング)	
2 3	タービン動翼段	
2 3 A	第一タービン動翼段 (上流側動翼段)	
2 3 B	第二タービン動翼段 (動翼段)	
2 3 C	第三タービン動翼段 (動翼段)	
2 4	タービン動翼 (動翼)	
2 5	タービン静翼段 (静翼段)	
2 5 A	第一タービン静翼段 (第二上流側静翼段)	
2 5 B	第二タービン静翼段 (第一上流側静翼段)	
2 5 C	第三タービン静翼段 (下流側静翼段)	20
2 6	タービン静翼	
2 7	噴射口	
3 2	動翼本体	
3 2 e	後縁	
3 2 f	前縁	
3 3	シュラウド	
3 4	プラットフォーム	
4 2	静翼本体	
9 1	ガスタービンロータ	
9 2	ガスタービンケーシング	30
1 0 0	航空機用ガスタービン	

【図面】

【図 1】

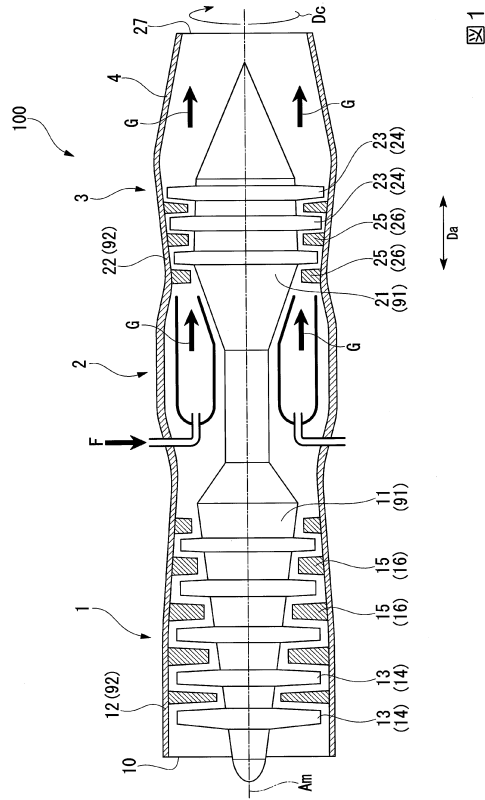


図 1

【図 2】

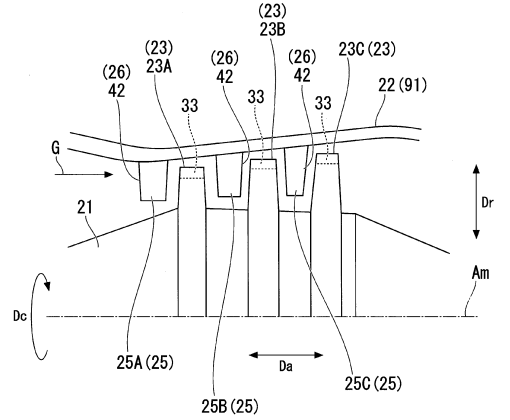


図 2

10

20

【図 3】

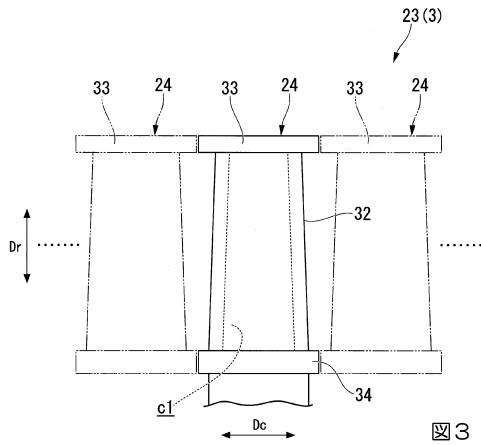


図 3

【図 4】

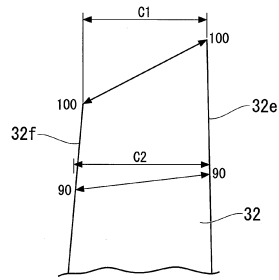


図 4

30

40

50

【 図 5 】

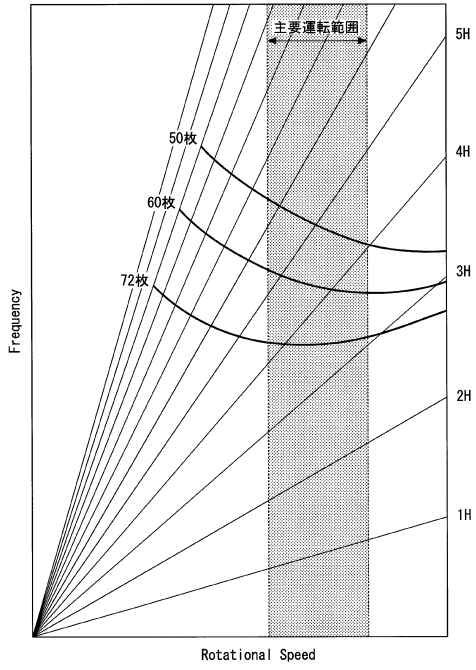


図5

【 図 6 】

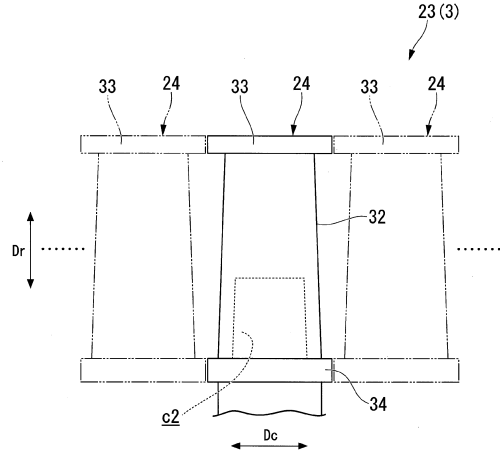


図6

10

20

30

40

50

## フロントページの続き

- (72)発明者 藤村 大悟  
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 渡邊 浩史  
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 花田 忠之  
愛知県小牧市東田中1200番地 三菱重工航空エンジン株式会社内
- (72)発明者 長谷 貴昭  
愛知県小牧市東田中1200番地 三菱重工航空エンジン株式会社内
- 審査官 中村 大輔
- (56)参考文献 米国特許出願公開第2014/0000281(US, A1)  
特開2017-096269(JP, A)  
特開2013-256961(JP, A)  
特開2013-148086(JP, A)  
特表2013-541668(JP, A)  
特開2005-315178(JP, A)  
特開2010-156339(JP, A)
- (58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)  
F02C 7/00  
F01D 5/14  
F01D 5/18  
F01D 9/02  
F01D 5/28  
F01D 25/00  
F01D 5/22