

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号  
特許第5138138号  
(P5138138)

(45) 発行日 平成25年2月6日 (2013.2.6)

(24) 登録日 平成24年11月22日 (2012.11.22)

(51) Int.Cl.

F I

FO4D 29/38 (2006.01)

FO1D 5/14 (2006.01)

FO2K 3/075 (2006.01)

FO4D 29/38 A

FO1D 5/14

FO2K 3/075

請求項の数 7 外国語出願 (全 8 頁)

(21) 出願番号	特願2001-260799 (P2001-260799)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成13年8月30日 (2001.8.30)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2002-180996 (P2002-180996A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタディ、リバーロード、1番
(43) 公開日	平成14年6月26日 (2002.6.26)	(74) 代理人	100137545
審査請求日	平成20年8月25日 (2008.8.25)		弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	09/702394	(74) 代理人	100105588
(32) 優先日	平成12年10月31日 (2000.10.31)		弁理士 小倉 博
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100129779
前置審査			弁理士 黒川 俊久
		(74) 代理人	100113974
			弁理士 田中 拓人
		(72) 発明者	デビッド・アンドリュース・ゴーショーン
			アメリカ合衆国、ケンタッキー州、アーランジャー、ゾラ・レーン、3844番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ブリスク

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

タービンエンジン ( 1 0 ) 内で使用するブリスク ( 2 0 ) であって、当該ブリスク ( 2 0 ) が、

( i ) 中央開口 ( 6 4 ) を囲んでいるハブ ( 6 2 ) と、このハブ ( 6 2 ) から概して半径方向外方に延在するウェブ ( 6 6 ) と、このウェブ ( 6 6 ) を囲んでいるリム ( 6 8 ) とを有する環状ディスク ( 6 0 ) と、

( i i ) 前記ディスク ( 6 0 ) と一体に形成された複数の周方向に相隔たる翼形部 ( 7 2 ) を含む内列の動翼 ( 7 0 ) であって、各翼形部 ( 7 2 ) が前記ディスク ( 6 0 ) の前記リム ( 6 8 ) に隣接する根元 ( 7 4 ) からこの根元 ( 7 4 ) とは反対側の先端 ( 7 6 ) まで概して半径方向外方に延在する、内列の動翼 ( 7 0 ) と、

( i i i ) 前記内列の動翼 ( 7 0 ) と一体に形成されそして前記複数の翼形部 ( 7 2 ) の前記先端 ( 7 6 ) を囲んでいる環状分離体 ( 8 0 ) であって、前記内列の動翼 ( 7 0 ) の前記複数の翼形部 ( 7 2 ) の前記先端 ( 7 6 ) に面する内面 ( 8 2 ) と、この内面 ( 8 2 ) とは反対側の外面 ( 8 4 ) とを有する環状分離体 ( 8 0 ) と、

( i v ) 前記分離体 ( 8 0 ) と一体に形成された複数の周方向に相隔たる翼形部 ( 9 2 ) を含む外列の動翼 ( 9 0 ) であって、各翼形部 ( 9 2 ) が前記分離体 ( 8 0 ) の前記外面 ( 8 4 ) に隣接する根元 ( 9 4 ) からこの根元 ( 9 4 ) とは反対側の先端 ( 9 6 ) まで概して半径方向外方に延在し、該外列の動翼 ( 9 0 ) には前記内列の動翼 ( 7 0 ) におけるより多くの翼形部が存在する、外列の動翼 ( 9 0 ) と

10

20

からなり、

前記外列の動翼（９０）における各翼形部（９２）が、前記内列の動翼（７０）における前記翼形部（７２）の翼幅中央翼弦長（１１２）の約７５％より少ない翼幅中央翼弦長（１１０）を有しており、

前記分離体（８０）が前縁（１２２）における厚さ（１２０）と、後縁（１２６）における厚さ（１２４）と、前記前縁（１２２）と前記後縁（１２６）とのちょうど中間における厚さ（１２８）とを有していて、前記前縁と前記後縁とのちょうど中間における厚さ（１２８）が前記前縁（１２２）と前記後縁（１２６）における厚さ（１２０、１２４）より大きい、プリスク（２０）。

【請求項２】

前記外列の動翼（９０）に存在する翼形部の数が前記内列の動翼（７０）における翼形部の数の２倍である請求項１記載のプリスク（２０）。

【請求項３】

前記外列の動翼（９０）における前記翼形部（９２）の半数の各々が、前記内列の動翼（７０）における前記翼形部（７２）の一つに対応した位置の半径方向外側に配置されている、請求項２記載のプリスク（２０）。

【請求項４】

前記外列の動翼（９０）における各翼形部（９２）の前記翼幅中央翼弦長（１１０）は、前記内列の動翼（７０）における前記翼形部（７２）の前記翼幅中央翼弦長（１１２）の約６０％より少ない、請求項１記載のプリスク（２０）。

【請求項５】

前記外列の動翼（９０）における各翼形部（９２）の前記翼幅中央翼弦長（１１０）は、前記内列の動翼（７０）における前記翼形部（７２）の前記翼幅中央翼弦長（１１２）の約５４％である、請求項４記載のプリスク（２０）。

【請求項６】

前記内列および外列の動翼（７０、９０）はコア従動ファン段として用いられるように形成されている、請求項１記載のプリスク（２０）。

【請求項７】

前記タービンエンジン（１０）と組み合わせた請求項１記載のプリスク（２０）。

【発明の詳細な説明】

【０００１】

【発明が属する技術分野】

本発明は一般的にはタービンエンジン用の一体に形成された動翼付きディスクまたは「プリスク」に関し、特に、一体分離体を有するプリスクに関する。

【０００２】

従来のガスタービンエンジンは、エンジンを通る空気を圧縮する高圧圧縮機と、この圧縮機の下流にあって圧縮空気を加熱する燃焼器と、燃焼器の下流にあって高圧圧縮機を駆動する高圧タービンとを備えている。一種のエンジンはバイパスターボファンエンジンとして知られ、これはまた、高圧タービンの下流にあって高圧圧縮機の上流のファンを駆動する低圧タービンを有する。可変サイクルエンジンでは、高圧圧縮機の第１段はコア従動ファン段（コアにより駆動されるファン段）である。可変サイクルエンジンの流路はコア従動ファン段において分割されており、従って同心の内側および外側ダクトを有する。外側ダクトを通る空気の量は、エンジンの推力と燃料消費を変えるように調整することができる。

【０００３】

米国特許第５９８８９８０号に開示されているように、コア従動ファン段には内側および外側翼形部が含まれ、それぞれ内側および外側ダクト内に配置されている。なお、上記米国特許は参照によりここに包含される。内側および外側翼形部間の概して筒形の分離体が、外側ダクトの流路面の一部と内側ダクトの流路外面の一部を形成している。ある従来のコア従動ファンは単体の材料で形成されており、従って、内側および外側翼形部と

10

20

30

40

50

、分離体と、ディスクが一体である。このような一体動翼付きディスクは通常「ブリスク」と呼ばれている。

【 0 0 0 4 】

【発明が解決しようとする課題】

従来、コア従動ファン段のブリスクは、等数の内側および外側翼形部を備えるように製造されてきたので、各外側翼形部は、対応する内側翼形部と半径方向に整合している。さらに、先行技術ブリスクの各外側翼形部は内側翼形部の翼幅中央翼弦長とほとんど同じ（すなわち、その 80 % より大きい）翼幅中央翼弦長を有する。当業者には理解されるように、翼幅中央翼弦長は、翼形部の翼幅（すなわち半径方向高さ）に沿って半分の位置における翼形部の前縁の一点から、翼形部の翼幅（すなわち半径方向高さ）に沿って半分の位置における翼形部の後縁の一点まで測定された直線距離である。先行技術ブリスクの外側翼形部翼弦長は内側翼形部翼弦長に対してかなり長いので、内側翼形部の前縁と後縁には、特に内側翼形部の先端で高い応力が生じる。このような応力を減らす従来の試みは、米国特許第 5 9 8 8 9 8 0 号に開示されているように、分離体の前縁と後縁に溝を形成することを包含するものであった。

【 0 0 0 5 】

【課題を解決するための手段】

本発明の幾つかの特徴の一つとして、タービンエンジン内で用いるブリスクを設ける。このブリスクには環状ディスクが含まれ、中央開口を囲んでいるハブと、このハブから概して半径方向外方に延在するウェブと、このウェブを囲んでいるリムとを有する。加えて、ブリスクには内列の動翼が含まれ、ディスクと一体に形成された複数の周方向に相隔たる翼形部を有する。内列の動翼の各翼形部は、ディスクのリムに隣接する根元からこの根元とは反対側の先端まで概して半径方向外方に延在する。さらに、ブリスクには、内列の動翼と一体に形成されそして前記複数の翼形部の先端を囲んでいる環状分離体が含まれる。分離体は、内列の動翼の前記複数の翼形部の先端に面する内面と、この内面とは反対側の外面とを有する。さらに、ブリスクには外列の動翼が含まれ、分離体と一体に形成された複数の周方向に相隔たる翼形部を有する。外列の動翼の各翼形部は、分離体の外面に隣接する根元からこの根元とは反対側の先端まで概して半径方向外方に延在する。外列の動翼には内列の動翼におけるより多くの翼形部が存在する。

【 0 0 0 6 】

本発明の他の特徴は部分的に自明でありそして部分的に後述されている。

【 0 0 0 7 】

【発明の実施の形態】

対応符号は添付図面の全図を通じて対応部分を表す。

【 0 0 0 8 】

添付図面、特に図 1 に、可変サイクルガスタービンエンジン（部分的に図示）が総体的に符号 10 で表されている。エンジン 10 は、（総体的に 12 で表された）ステータと、このステータに回転自在に装着された（総体的に 14 で表された）高圧ロータまたはコアロータとを有する。コアロータ 14 は、総体的に 20 で表された一体動翼付きディスクすなわち「ブリスク」を含み、これが本発明の主題である。

【 0 0 0 9 】

ステータ 12 には総体的に 30 で表されたフレームが含まれ、ブリスク 20 の上流に存在する。フレーム 30 には、総体的に 32 で表された外側ダクトが含まれ、外側流路 34 を画成しており、また、フレーム 30 には、総体的に 36 で表された内側ダクトが含まれ、内側流路 38 を画成している。複数の周方向に相隔たる外側の可変ピッチ静翼 40 と、複数の周方向に相隔たる内側の可変ピッチ静翼 42 が、外側流路 34 内と内側流路 38 内それぞれに枢着されており、ブリスク 20 の上流の流れを方向づける。複数の周方向に相隔たる外側静止静翼 44 がブリスクの下流に装着され、外側通路 34 を通る流れを方向づけ、そして複数の周方向に相隔たる内側の可変ピッチ静翼 46 がブリスク 20 の下流に枢着され、内側通路 38 を通る流れを方向づける。外側通路 34 を通る空気の量はエンジン 1

10

20

30

40

50

0の推力と燃料消費を変えるように調整することができる。ステータ12の特徴は従来通りであるから、さらに詳しい説明は省略する。

【0010】

図2に示すように、ブリスク20には、総体的に60で表された環状ディスクが含まれ、中央開口64を囲んでいるハブ62と、このハブから概して半径方向外方に延在するウェブ66と、このウェブを囲んでいるリム68とを有する。総体的に70で表された内列の動翼に複数の周方向に相隔たる翼形部72が含まれ、リム68の一部分としてディスク60と一体に形成されている。内列の動翼70の各翼形部72は、ディスク60のリム68に隣接する根元74からこの根元とは反対側の先端76まで概して半径方向外方に延在する。ブリスク20にはまた、総体的に80で表された環状分離体が含まれ、内列の動翼70と一体に形成されそして翼形部72の先端76を囲んでいる。分離体80は、内列の動翼70の翼形部72の先端76に内方に面する内面82と、この内面とは反対側の外面84とを有する。複数の周方向に相隔たる翼形部92を含む外列の動翼90が、分離体80と一体に形成されている。外列の動翼90の各翼形部92は、分離体80の外面84に隣接する根元94からこの根元とは反対側の先端96まで概して半径方向外方に延在する。ブリスク20にはまたアーム98が含まれ、後方にフランジ100まで延在し、このフランジはブリスクを軸102に連結するように形成され、軸102はエンジン10を軸方向に貫通して高圧タービン(図示せず)まで延在する。

10

【0011】

図3と図4に示すように、外列の動翼90には、内列の動翼70に存在する翼形部72より多くの翼形部92が存在する。一実施例において、外列の動翼90に存在する翼形部92の数は、内列の動翼70に存在する翼形部72の数の2倍である。図示の実施例では、外列の動翼90における翼形部92の半数が、内列の動翼70における翼形部72の正に半径方向外側に配置されており、そして外列の動翼における翼形部92の他の半数が、翼形部92の最初の半数のちょうど中間に配置されている。当業者には理解されるように、この形状は分離体80の応力を最小にしそして疲労寿命を最大にする。

20

【0012】

図5に示すように、外列の動翼90における各翼形部92は、内列の動翼70における翼形部72の翼幅中央翼弦長112の約75%より少ない翼幅中央翼弦長110を有する。一実施例では、外側翼形部92の翼幅中央翼弦長110は、内側翼形部72の翼幅中央翼弦長112の約60%より少ない。また、一実施例では、外側翼形部92の翼幅中央翼弦長110は、内側翼形部72の翼幅中央翼弦長112の約54%である。当業者には理解されるように、内側翼形部92の応力は、外側翼形部92の翼弦長110を減らすことにより減少する。翼形部の疲労寿命は、翼形部のピーク応力を減らすことにより改善される。加えて、外側翼形部の数を増すと、先端翼形部剛率が高まり、これにより、等数の内側および外側翼形部を有するブリスクと比べて性能を高めることができる。

30

【0013】

図2に示すように、分離体80は前縁122における厚さ120と、後縁126における厚さ124と、前縁と後縁とのちょうど中間における厚さ128とを有する。内列の動翼70にかかる荷重をさらに減らすために、前縁122と後縁126それぞれにおける厚さ120、124は、外列の動翼90のすぐ内側の分離体80の厚さ128より薄くなっている。当業者には理解されるように、動翼90の内側の分離体80の厚さ128は、所望疲労寿命を得るために最適にすることができる。

40

【0014】

ブリスク20は本発明の範囲内で他の方法を用いて製造することができるが、一実施例において、ブリスクは(例えば、数値制御フライス盤でのフライス削りによって)単一体の材料で形成され、従って、内側および外側翼形部と、分離体と、ディスクは一体である。さらに、ブリスク20は本発明の範囲内で、ガスタービンエンジンロータ構成部の製造に用いられる任意の従来材料(例えば、チタン基またはニッケル基合金)で製造することができる。

50

## 【 0 0 1 5 】

上述のブリスク 2 0 は、エンジンの圧縮機部においてコア従動ファン段として用いられるが、当業者には理解されるように、本発明はまた、ガスタービンエンジン 1 0 の他の部分、例えば、ファン部またはタービン部に適用することができる。

## 【 0 0 1 6 】

本発明またはその好適実施例の要素を開示してある場合、一つ以上の要素が存在すると解釈されたい。「～からなる」、「～を含む」および「～を有する」という用語は包括的であり、列記した要素以外の追加要素が存在し得ることを意味する。

## 【 0 0 1 7 】

本発明の範囲内で上述の構造に様々な改変を施し得るので、以上の説明に含めたあるいは 10  
添付図面に示した全てのものは例に過ぎず、本発明を限定するものではない。

## 【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明のブリスクを有するガスタービンエンジンの部分縦断面図である。

【図 2】上記ブリスクの断面図である。

【図 3】本発明のブリスクの一部を後方に見た斜視図である。

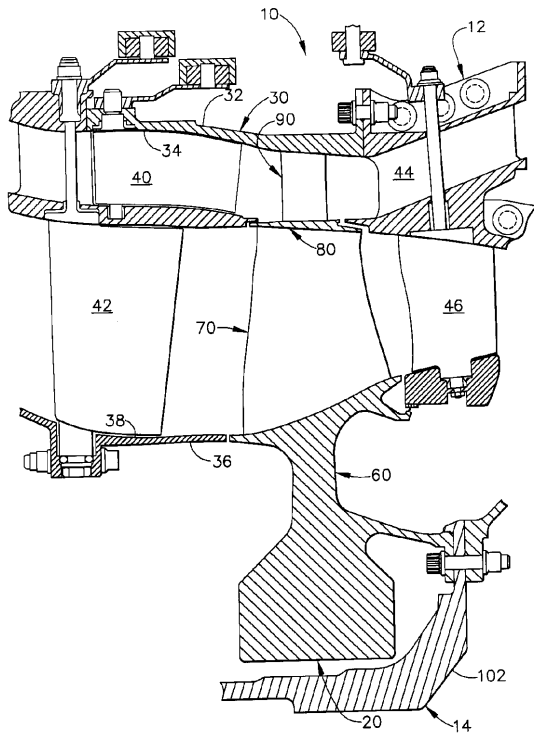
【図 4】上記ブリスクの一部を前方に見た斜視図である。

【図 5】上記ブリスクの内側翼形部輪郭と外側翼形部輪郭の概略図である。

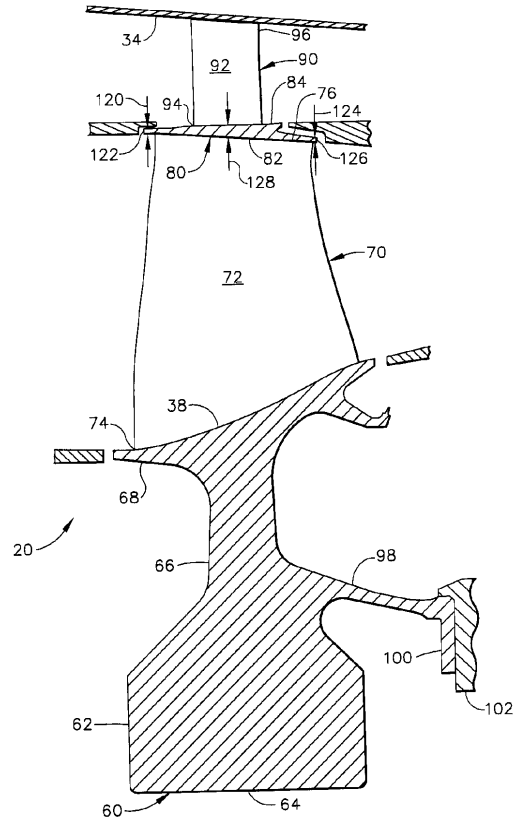
## 【符号の説明】

1 0	可変サイクルガスタービンエンジン	
2 0	ブリスク	20
6 0	環状ディスク	
6 2	ハブ	
6 4	中央開口	
6 6	ウェブ	
6 8	リム	
7 0	内列の動翼	
7 2	動翼 7 0 の翼形部	
7 4	翼形部 7 2 の根元	
7 6	翼形部 7 2 の先端	
8 0	環状分離体	30
8 2	分離体内面	
8 4	分離体外面	
9 0	外列の動翼	
9 2	動翼 9 0 の翼形部	
9 4	翼形部 9 2 の根元	
9 6	翼形部 9 2 の先端	
1 2 2	分離体前縁	
1 2 6	分離体後縁	
1 1 0	翼形部 9 2 の翼幅中央翼弦長	
1 1 2	翼形部 7 2 の翼幅中央翼弦長	40

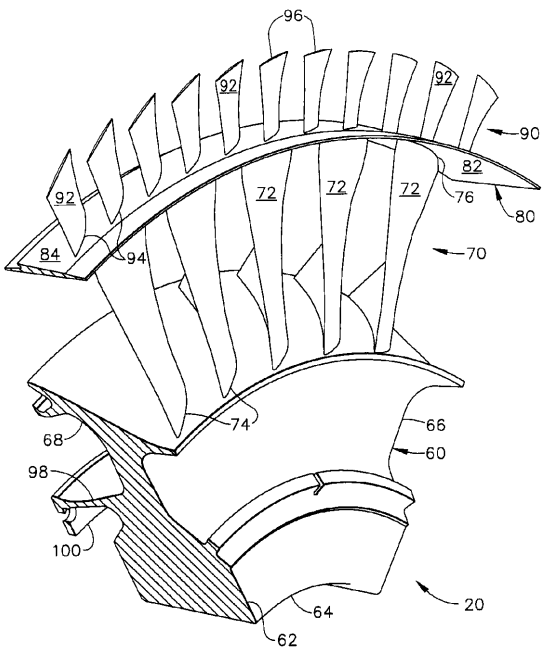
【図 1】



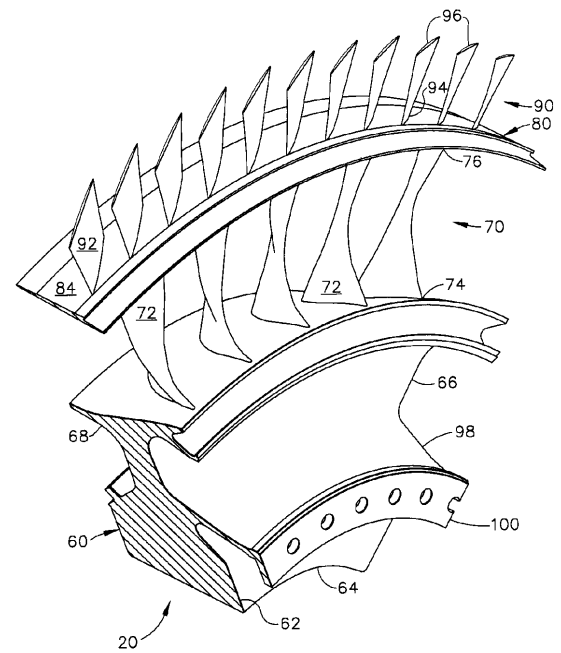
【図 2】



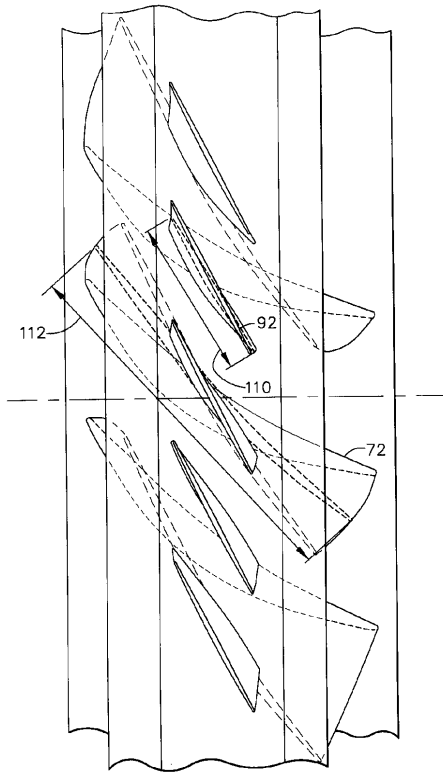
【図 3】



【図 4】



【図 5】



---

フロントページの続き

(72)発明者 デビッド・ウィリアム・クラール

アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド、クリアーフィールド・コート、6563番

審査官 吉田 昌弘

(56)参考文献 英国特許出願公開第00904621(GB, A)

特開昭61-096103(JP, A)

米国特許第05988980(US, A)

米国特許第5562419(US, A)

特開平11-093604(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F04D 29/38

F01D 5/14

F02K 3/075