

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7214068号
(P7214068)

(45)発行日 令和5年1月30日(2023.1.30)

(24)登録日 令和5年1月20日(2023.1.20)

(51)国際特許分類 F I
F 0 1 D 5/14 (2006.01) F 0 1 D 5/14
F 0 1 D 5/22 (2006.01) F 0 1 D 5/22

請求項の数 7 (全11頁)

(21)出願番号	特願2020-543011(P2020-543011)	(73)特許権者	521001582
(86)(22)出願日	平成30年2月15日(2018.2.15)		シーメンス エナジー グローバル ゲゼ
(65)公表番号	特表2021-518891(P2021-518891 A)		ルシャフト ミット ベシュレンクテル
(43)公表日	令和3年8月5日(2021.8.5)		ハフツング ウント コンパニー コマン
(86)国際出願番号	PCT/US2018/018270		ディートゲゼルシャフト
(87)国際公開番号	WO2019/160547		SIEMENS ENERGY GLOB
(87)国際公開日	令和1年8月22日(2019.8.22)		AL GMBH & CO. KG
審査請求日	令和3年2月12日(2021.2.12)		ドイツ連邦共和国 8 1 7 3 9 ミュンヘ
			ン, オットー・ハーナーリング 6
		(74)代理人	110003317
			弁理士法人山口・竹本知的財産事務所
		(74)代理人	100075166
			弁理士 山口 巖
		(74)代理人	100133167
			弁理士 山本 浩

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 タービン翼又はタービン羽根のアセンブリ

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

第1のプラットフォーム(14a)から翼長方向に延びる第1の翼形部(12a)と、第2のプラットフォーム(14b)から翼長方向に延びる第2の翼形部(12b)と、を備えたタービン翼(10)又はタービン羽根のアセンブリ(100)であって、

前記第1の翼形部(12a)及び前記第2の翼形部(12b)の各々は、それぞれの翼形部前縁(24)とそれぞれの翼形部後縁(26)とで接合された圧力面(20)及び負圧面(22)から形成された外壁(18)を備え、

前記第1のプラットフォーム(14a)及び前記第2のプラットフォーム(14b)の各々は、それぞれのプラットフォーム前縁(28)からそれぞれのプラットフォーム後縁(30)まで延び、

前記第1のプラットフォーム(14a)は、前記第1の翼形部(12a)の前記負圧面(22)に近接した第1の嵌合面(32)を有し、前記第2のプラットフォーム(14b)は、前記第2の翼形部(12b)の前記圧力面(20)に近接した第2の嵌合面(34)を有し、前記第1の嵌合面(32)は、前記第1のプラットフォーム(14a)及び前記第2のプラットフォーム(14b)の前記プラットフォーム前縁(28)と前記プラットフォーム後縁(30)との間に延在するプラットフォーム分割線(80)に沿って前記第2の嵌合面(34)に面し、

前記第1の翼形部(12a)の前記負圧面(22)と前記第2の翼形部(12b)の前記圧力面(20)との間に作動媒体の流路が画定され、

前記第1の嵌合面(32)は、その後方部分(36)に沿って面取りされるか又は角が丸められており、該第1の嵌合面(32)の面取り又は角を丸めた部分(36)は、前記第2のプラットフォーム(14b)から前記第1のプラットフォーム(14a)へ平均流速(F)で流れる作動媒体の流路内の領域に位置し、

前記第1及び第2のプラットフォーム(14a、14b)は、前記流路に面する輪郭形成端壁を画定し、該輪郭形成端壁は、当該アセンブリ(100)の中心軸(A)を中心として非軸対称であり、

前記輪郭形成端壁が、前記プラットフォーム分割線(80)に向かって延在する少なくとも1つの窪み(46)又は隆起(48)を備え、

前記第1及び第2の嵌合面(32、34)は、それぞれの前記プラットフォーム前縁(28)からそれぞれの前記プラットフォーム後縁(30)への方向に波状の輪郭(70)を有し、

前記波状の輪郭(70)が、半径方向の振幅を含み、

前記第1の嵌合面(32)及び／又は前記第2の嵌合面(34)の面取り又は角を丸めた部分(36、38)は、前記波状の輪郭(70)に沿ってそれぞれの面取り面(50、60)を有する、

アセンブリ(100)。

【請求項2】

前記第1の嵌合面(32)の面取り又は角を丸めた部分(36)は、前記第1のプラットフォーム(14a)の前記プラットフォーム後縁(30)から、前記第1のプラットフォーム(14a)の前記プラットフォーム前縁(28)と前記プラットフォーム後縁(30)との間に位置する前記第1の嵌合面(32)上の第1の中間点(42)まで延在する、請求項1に記載のアセンブリ(100)。

【請求項3】

前記第1の中間点(42)は、前記第1又は第2の翼形部(12a、12b)の平均翼形中心線(40)と前記第1の嵌合面(32)に平行な線(32')との接点(90)を、当該アセンブリ(100)の円周方向(C)に沿って前記第1の嵌合面(32)上に投影した点(82)上に又はそれより後方に存在する、請求項2に記載のアセンブリ(100)。

【請求項4】

前記第2の嵌合面(34)は、その前方部分(38)に沿って面取りされるか又は角が丸められており、該第2の嵌合面(34)の面取り又は角を丸めた部分(38)は、前記第1のプラットフォーム(14a)から前記第2のプラットフォーム(14b)へ平均流速(F)で流れる作動媒体の流路内の領域に存在する、請求項1～3のいずれか1項に記載のアセンブリ(100)。

【請求項5】

前記第2の嵌合面(34)の面取り又は角を丸めた部分(38)は、前記第2のプラットフォーム(14b)の前記プラットフォーム前縁(28)から、前記第2のプラットフォーム(14b)の前記プラットフォーム前縁(28)と前記プラットフォーム後縁(30)との間に位置する前記第2の嵌合面(34)上の第2の中間点(44)までの間に延在する、請求項4に記載のアセンブリ(100)。

【請求項6】

前記第2の中間点(44)は、前記第1又は第2の翼形部(12a、12b)の平均翼形中心線(40)と前記第2の嵌合面(34)に平行な線(34')との接点(90)を、当該アセンブリ(100)の円周方向(C)に沿って前記第2の嵌合面(34)上に投影した点(84)上に又はそれより前方に存在する、請求項5に記載のアセンブリ(100)。

【請求項7】

当該アセンブリ(100)がタービン翼又はタービン羽根のアセンブリであり、前記第1及び第2のプラットフォーム(14a、14b)が前記流路の内径端壁又は外径端壁を

10

20

30

40

50

画定する、請求項 1 ～ 6 のいずれか 1 項に記載のアセンブリ（１００）。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明は、ガスタービンエンジン用の回転タービン翼又は固定タービン羽根に関し、特にタービン翼又は羽根プラットフォームに関する。

（関連技術の説明）

【０００２】

ガスタービンエンジンのようなターボ機械では、空気はコンプレッサ部で加圧された後、燃料と混合されて燃焼部で燃焼され、高温の燃焼ガスを発生させる。高温燃焼ガスを含む作動媒体は、エンジンのタービン部内で膨張され、そこでエネルギーが取り出されて、コンプレッサ部に動力を供給し、発電機を回して電気を生成するなどの有用な仕事を行う。作動媒体は、タービン部内の一連のタービン段を通して移動する。タービン段は、一列の固定羽根、続いて一列の回転翼を有することができ、これらの翼は、出力を供給するために高温燃焼ガスからエネルギーを取り出す。

【０００３】

タービン翼又はタービン羽根のユニットは、通常は、プラットフォームから翼長方向に延びる少なくとも 1 つの翼形部を備える。場合によっては、例えば、固定羽根において、翼形部は、2 つのプラットフォーム、すなわち、外径プラットフォームと内径プラットフォームとの間に延在してもよい。各プラットフォームは、プラットフォーム前縁からプラットフォーム後縁まで延びる、横方向に対向する端部上に一对の嵌合面を有する。プラットフォームの各嵌合面は、円周方向に隣接する翼又は羽根ユニットの対向する嵌合面と係合して、タービン翼列又はタービン羽根列のアセンブリを形成する。プラットフォームは、円周方向に隣接する翼形部間の作動媒体の流路のための端壁を規定する。

【０００４】

タービン翼又は羽根ユニットは、例えば、鑄造によって製造してもよく、これに随意に、後機械加工プロセスを続けて行ってもよい。製造上のばらつき及び機械加工の許容誤差は、2 つの円周方向に隣接する翼型部のプラットフォームの嵌合面の界面における流路の段差につながる可能性があり、これは潜在的にエンジン性能に影響を及ぼす可能性がある。

【発明の概要】

【０００５】

簡単に説明すると、本発明の態様は、タービン翼及び羽根の面取り嵌合面を提供する。本発明の実施形態により、エンジン性能に対する製造ばらつきの影響を最小限に抑えることができる。

【０００６】

本発明の第 1 の態様によれば、タービン翼又はタービン羽根のアセンブリが提供される。このアセンブリは、第 1 のプラットフォームから翼長方向に延びる第 1 の翼形部と、第 2 のプラットフォームから翼長方向に延びる第 2 の翼形部とを備える。第 1 及び第 2 の翼形部の各々は、それぞれの翼形部前縁及びそれぞれの翼形部後縁で接合された圧力面及び負圧面から形成されたそれぞれの外壁を備える。第 1 のプラットフォーム及び第 2 のプラットフォームの各々は、それぞれのプラットフォーム前縁からそれぞれのプラットフォーム後縁まで延びている。第 1 のプラットフォームは、第 1 の翼形部の負圧面に近接した第 1 の嵌合面を有し、第 2 のプラットフォームは、第 2 の翼形部の圧力面に近接した第 2 の嵌合面を有する。第 1 の嵌合面は、第 1 及び第 2 のプラットフォームのプラットフォーム前縁と後縁との間に延在するプラットフォーム分割線に沿って、第 2 の嵌合面に対向する。第 1 の翼形部の負圧面と第 2 の翼形部の圧力面との間に作動媒体のための流路が形成される。第 1 の嵌合面は、その後方部分に沿って面取りされるか又は角が丸められる。第 1 の嵌合面の面取り又は角を丸めた部分は、第 2 のプラットフォームから第 1 のプラットフォームへ平均流速で流れる作動媒体の流路内の領域に存在する。

【０００７】

本発明の第２の態様によれば、製品が提供される。この製品は、プラットフォームから翼長方向に延びる１つ以上の翼形部を有する少なくとも１つのプラットフォームを備える。１つ以上の翼形部はそれぞれ、翼形部前縁と翼形部後縁とで接合された圧力面及び負圧面で形成された外壁を備える。プラットフォームは、プラットフォーム前縁からプラットフォーム後縁まで延びている。プラットフォームは、ピッチ方向に沿って離間した第１の嵌合面と第２の嵌合面とを備える。第１の嵌合面は、１つの翼形部の負圧面に近接しており、第２の嵌合面は、同一の翼形部の圧力面又は別の翼形部に近接している。第１及び第２の嵌合面は、プラットフォーム前縁とプラットフォーム後縁との間に延在する。第１の嵌合面は、その後方部分に沿って面取りされるか又は角が丸められる。第１の嵌合面の面取り又は角を丸めた部分は、プラットフォーム前縁とプラットフォーム後縁との間に位置する第１の嵌合面においてプラットフォーム後縁から第１の中間点まで延在する。

10

【図面の簡単な説明】

【０００８】

図面を参照して本発明より詳細に説明示す。図は具体的な構成を示しているが、本発明の範囲を制限するものではない。

【図１】本発明の実施形態を実施することができる、ガスタービンエンジンに使用可能なタービン翼の斜視図である。

【図２】ガスタービンエンジンの軸方向から見た概略断面図であり、製造バラツキによって生じるプラットフォーム嵌合面における前向き段差を示す図である。

【図３】本発明の一実施形態を示す一対のタービン翼又は羽根の概略半径方向上面図である。

20

【図４】図３の線ⅠⅤ－ⅠⅤに沿った断面図である。

【図５】図３の線Ⅴ－Ⅴに沿った断面図である。

【図６】接線方向から見た断面図であり、本発明の一実施形態による面取りすなわち角を丸めた部分を有する波状の嵌合面を示す。

【発明を実施するための形態】

【０００９】

以下、好適な実施形態の詳細説明においては、本明細書の一部を構成する添付図面を参照し、この中で、本発明が実施される具体的な実施形態を限定的ではなく、例示的に示す。他の実施形態を利用することができ、本発明の精神及び範囲から逸脱することなく変更を行うことができる。

30

【００１０】

明細書及び図面において、方向軸Ａ、Ｒ及びＣは、それぞれ、ガスタービンエンジンの軸方向、半径方向及び円周方向を示す。

【００１１】

次に、図１を参照すると、タービン翼１０が図示されており、本発明の実施形態を実施することができる。タービン翼１０は、回転軸Ａに対してプラットフォーム１４から半径方向外側に翼長方向に延在する翼形部１２を備え、タービン翼１０は、プラットフォーム１４から半径方向内側に延在する根元部１６をさらに備え、翼１０を回転翼円板（図示せず）に取り付けるように構成されている。翼形部１２は、略中空の翼形部内部の境界を定める外壁１８で形成されている。外壁１８は、翼形部前縁２４と翼形部後縁２６で接合される、ほぼ凹状の圧力面２０とほぼ凸状の負圧面２２を有する。プラットフォーム１４は、作動媒体の流路のための半径方向内側境界を画定する半径方向外側表面１５を有する。これにより、プラットフォーム１４は、流路の内径端壁を規定する。プラットフォーム１４は、プラットフォーム前縁２８からプラットフォーム後縁３０まで延びている。また、プラットフォーム１４は、第１の嵌合面３２と、円周方向又はピッチ方向Ｃに離間された第２の嵌合面３４とを有する。嵌合面３２及び３４の各々は、プラットフォーム前縁２８からプラットフォーム後縁３０に延在し、第１の嵌合面３２は、翼形部１２の負圧面２２に近接しており、第２の嵌合面３４は、翼形部１２の圧力面２０に近接している。嵌合面３２及び３４は、プラットフォーム１４の半径方向外側表面１５から半径方向内側に延び

40

50

、円周方向に隣接するプラットフォームに対応して反対側の嵌合面と嵌合して、タービン翼列アセンブリを形成する。

【0012】

図2は、一列のタービン翼10のアセンブリ100の一部を概略的に示す。アセンブリ100は、第1のプラットフォーム14aから延びる第1の翼形部12aを有する第1の羽根10aと、第2のプラットフォーム14bから延びる第2の翼形部12bを有する円周方向に隣接する第2の羽根10bとを備える。第1のプラットフォーム14aは、第1の翼形部12aの負圧面22に近接した第1の嵌合面32を有する。第2のプラットフォーム14bは、第2の翼形部12bの圧力面20に近接した第2の嵌合面34を有する。第1及び第2の嵌合面32及び34は、互いに対面しており、嵌合面間の隙間Gによって分離されている。図示の例では、第1の嵌合面32の半径方向厚さ t_a は、製造公差内の設計嵌合厚さ t よりも大きい、第2の嵌合面34の半径方向厚さ t_b は、製造公差内の設計嵌合厚さ t よりも小さい。このような製造上のばらつきは、2つの円周方向に隣接する翼のプラットフォームの嵌合面の境界面における流路の段差の形成につながる可能性がある。

10

【0013】

円周方向に隣接する翼間の流路の少なくとも一部の領域では、作動媒体の平均流速で、純粋に軸方向ではなく、ピッチ方向成分も有する。すなわち、1つのプラットフォームから円周方向に隣接するプラットフォームに流れることが観察されている。図2に示す例では、所与の部位における作動媒体の平均流速Fで、第2のプラットフォーム14bから第1のプラットフォーム14aに流れる成分を有し、それによって、前向き段差が嵌合面32、34の境界面に画定される。一般に、前向き段差は、(平均流速Fの方向に関連して)下流プラットフォームの嵌合面が、上流プラットフォームの嵌合面よりもさらに流路内に延在する場合に形成されると言える。本発明者らは、特に前向きの段差が、図2の例に示すように、プラットフォーム嵌合面での流れの分離及び渦形成による空力損失及び熱伝達の問題を引き起こす可能性があることを認識した。本発明の実施形態は、少なくとも上述の技術的問題に対処する。特に、図3～5に示す実施形態は、作業媒体の平均流速の方向に関連して、円周方向に隣接するプラットフォームに対して下流位置にある、プラットフォームのうちの1つの嵌合面の一部に沿って面取り及び／又はフィレットを設けることに関する。

20

30

【0014】

図3は、本発明の一実施形態によるタービン翼10のアセンブリ100の一部を示す。各翼10は、プラットフォーム14から延びる1つ以上の翼形部12を有することができる。図示の例では、第1の翼形部12aは、第1のプラットフォーム14aから翼長方向に延び、第2の翼形部12bは、第1のプラットフォーム14aに円周方向に隣接する第2のプラットフォーム14bから翼長方向に延びている。翼形部12a、12bの各々は、それぞれの翼形部前縁24とそれぞれの翼形部後縁26で接合された圧力面20と負圧面22で形成されたそれぞれの外壁18を備えている。第1及び第2のプラットフォーム14a及び14bの各々は、それぞれのプラットフォーム前縁28からそれぞれのプラットフォーム後縁30に延びている。プラットフォーム14a及び14bの各々は、さらに、円周方向又はピッチ方向Cに離間された一対の嵌合面32、34を有しており、この一対の嵌合面は、それぞれの翼形部12a又は12bの負圧面22に近接した第1の嵌合面32と、それぞれの翼形部12a又は12bの圧力面20に近接した第2の嵌合面34とを有している。第1のプラットフォーム14aの第1の嵌合面32は、プラットフォーム前縁28と後縁30との間に延在するプラットフォーム分割線80に沿って、第2のプラットフォーム14bの第2の嵌合面34と平行かつ対向している。作動媒体の流路は、第1の翼形部12aの負圧面22と第2の翼形部12bの圧力面20との間に画定される。作動媒体は、プラットフォーム前縁28からプラットフォーム後縁30までほぼ軸方向に流れ、図示の目的で方向矢印Fによって示すように、平均流速は方向によって変化する。

40

【0015】

50

特に、嵌合面 3 2、3 4 の間の境界面の後端に向かって、平均流速 F で通常、第 2 のプラットフォーム 1 4 b から第 1 のプラットフォーム 1 4 a に流れ、マッハ数はプラットフォーム後縁 3 0 の近くで最も高くなることが観察されている。本実施形態では、図 3 を参照しながら図 4 に示すように、第 1 のプラットフォーム 1 4 a の第 1 の嵌合面 3 2 は、その後方部分 3 6 に沿って面取りすなわち角を丸めてもよい。特に、第 1 の嵌合面 3 2 は、面取りすなわち角を丸めた部分 3 6 が、作動媒体の平均流速 F で第 2 のプラットフォーム 1 4 b から第 1 のプラットフォーム 1 4 a に流れる流路内の領域に存在するような程度に、面取りすなわち角を丸めてもよい。第 2 のプラットフォーム 1 4 b の第 2 の嵌合面 3 4 は、第 1 のプラットフォーム 1 4 a の第 1 の嵌合面 3 2 の面取りすなわち角を丸めた部分 3 6 と正反対側にあるその範囲に沿って、面取りしないすなわち角を丸めないことが可能である。

10

【0016】

特に、図 3 に示すように、第 1 のプラットフォーム 1 4 a の第 1 の嵌合面 3 2 の面取りすなわち角を丸めた部分 3 6 は、第 1 のプラットフォーム 1 4 a のプラットフォーム後縁 3 0 から第 1 のプラットフォーム 1 4 a の第 1 の嵌合面 3 2 上の第 1 の中間点 4 2 まで延びている。第 1 の中間点 4 2 は、プラットフォーム前縁 2 8 と第 1 のプラットフォーム 1 4 a のプラットフォーム後縁 3 0 との間に位置する。第 1 の中間点 4 2 の位置は、例えば、第 1 の嵌合面 3 2 上の変曲点 8 2 の決定に基づくことができる。例示的实施形態において、このような点 8 2 は、まず、第 1 の嵌合面 3 2 に平行な線 3 2' と 1 つの翼形部の平均翼形中心線 4 0 との接点 9 0 を決定し、図 3 に示すように、該接点 9 0 を円周方向 C に沿って第 1 の嵌合面 3 2 上に投影することによって第 1 の嵌合面 3 2 上の点 8 2 を位置決めすることで、決定してもよい。第 1 の嵌合面 3 2 上の第 1 の中間点 4 2 は、点 8 2 の位置又は後方に存在してもよい。他の実施形態では、第 1 の嵌合面 3 2 上の面取りすなわち角を丸めた部分 3 6 の範囲は、例えば、エンジン動作中の流速を考慮した他の手段によって決定してもよい。

20

【0017】

図 4 に示すように、一実施形態では、第 1 のプラットフォーム 1 4 a の第 1 の嵌合面 3 2 の面取り部分は、第 1 の面取り縁 5 2 から第 2 の面取り縁 5 4 まで半径方向に延びる面取り面 5 0 を有する、これは、例えば、これに限定されないが、半径方向 R に対して $30 \sim 70$ 度、特に、約 $40 \sim 50$ 度である面取り角 α_1 である。代替実施形態では、縁 5 2、5 4 の間に所定の半径 r_1 を有する丸い面 5 0' (破線で示す) を含むフィレットを設けることによって、同様の技術的効果を実現してもよい。面取りすなわち角を丸めた面 5 0、5 0' の半径方向高さ t_1 は、製造工程の公差に依存し得る。幾つかの実施態様において、面取り高さ t_1 は、翼／羽根アセンブリの $0.5\% \sim 2\%$ ピッチ距離の範囲とすることができる。

30

【0018】

下流側プラットフォーム 1 4 a の嵌合面 3 2 上の面取りすなわち角を丸めた面 5 0、5 0' は、嵌合面 3 2、3 4 の境界面における流れの分離及び渦形成を減少させることができ、それによって、製造のばらつきにより前向き段差によって潜在的に引き起こされ得る空力損失及び熱伝達の問題を最小限に抑えることができる。図 3 を参照すると、第 2 のプラットフォーム 1 4 b の第 1 の嵌合面 3 2 には、後方部分に同様に面取りすなわち角を丸めた部分 3 6 を設けてもよく、一方、第 1 のプラットフォーム 1 4 a の第 2 の嵌合面 3 4 には、第 1 の嵌合面 3 2 の面取りすなわち角を丸めた部分 3 6 とは正反対の翼長方向である、第 2 の嵌合面 3 4 の範囲に沿って、対応する面取りしていないすなわち角を丸めていない部分を設けてもよい。

40

【0019】

さらなる実施形態において、図 3 及び図 5 に示すように、第 2 のプラットフォーム 1 4 b の第 2 の嵌合面 3 4 は、その前方部分 3 8 に沿って面取りすなわち角を丸めてもよい。この実施形態は、作動媒体の平均流速 F で、嵌合面 3 2、3 4 の境界面の前方部分において、第 1 のプラットフォーム 1 4 a から第 2 のプラットフォーム 1 4 b に流れるピッチ方

50

向成分を有する構成に適用可能である。従って、第2のプラットフォーム14bの第2の嵌合面34は、面取りすなわち角を丸めた部分38が、作動媒体の平均流速Fで第1のプラットフォーム14aから第2のプラットフォーム14bに流れる流路内の領域に存在するような程度に面取りすなわち角を丸めてもよい。第1のプラットフォーム14aの第1の嵌合面32は、第2のプラットフォーム14bの第2の嵌合面34の面取りすなわち角を丸めた部分38と正反対側に位置するその範囲に沿って、面取りすなわち角を丸めなくてもよい。面取り（又は角を丸めた）部分38を第2の嵌合面34上に有する選択は、例えば、翼の幾何学的形状とエンジンの流れのパラメータとの組合せに依存し得る。例えば、幾つかの構成では、流路内の平均流速は、前方部分において実質的に軸方向であってもよく、それによって、第2の嵌合面34の前方部分を面取りすなわち角を丸める必要性がなくなる。

10

【0020】

図3に示す実施形態では、第2のプラットフォーム14bの第2の嵌合面34の面取りすなわち角を丸めた部分38は、第2のプラットフォーム14bのプラットフォーム前縁28と第2のプラットフォーム14bの第2の嵌合面34上の第2の中間点44との間に延在する。第2の中間点44は、プラットフォーム前縁28と第2のプラットフォーム14bのプラットフォーム後縁30との間に位置する。第2の嵌合面34の面取りすなわち角を丸めた部分38は、第2のプラットフォーム14bのプラットフォーム前縁28までずっと延在してもよく、又はそこから短い距離で停止してもよい。第2の中間点44の位置は、例えば、第2の嵌合面34上の変曲点84の決定に基づきことができる。例示の実施形態において、このような点84は、まず、1つの翼形部12の平均翼形中心線40と第2の嵌合面34に平行な線34'との接点90を決定し、図3に示すように、該接点90を円周方向Cに沿って第2の嵌合面34上に投影することによって第2の嵌合面34上の点84を位置決めすることで、決定してもよい。第2の嵌合面34上の第2の中間点44は、点84の位置又は前方に存在してもよい。他の実施形態では、第2の嵌合面34上の面取りすなわち角を丸めた部分38の範囲は、例えば、エンジン動作中の流速を考慮した他の手段によって決定してもよい。

20

【0021】

図5に示すように、一実施形態では、第2のプラットフォーム14bの第2の嵌合面34の面取り部分は、第1の面取り縁62から第2の面取り縁64まで半径方向に延びる面取り面60を有する。これは、例えば、これに限定されないが、半径方向Rに対して30〜70度、特に、約40〜50度であってもよい、面取り角 α_2 である。代替実施形態では、縁62、64の間に所定の半径 r_2 を有する丸い面60'（破線で示す）を含むフィレットを設けることによって、同様の技術的效果を実現してもよい。面取りすなわち角を丸めた面60、60'の半径方向高さ h_2 は、製造工程の許容誤差に依存し得る。幾つかの実施形態において、面取り高さ h_2 は、翼／羽根アセンブリの0.5%〜2%ピッチ距離の範囲とすることができる。下流側プラットフォーム14bの嵌合面34上の面取りすなわち角を丸めた面60、60'は、嵌合面32、34の境界面における流れの分離及び渦形成を減少させることができ、それによって、製造のばらつきにより前向き段差によって潜在的に引き起こされる空力損失及び熱伝達の問題を最小限に抑えることができる。図3を参照すると、第1のプラットフォーム14aの第2の嵌合面34には、前方部分に同様に面取りすなわち角を丸めた部分38を設けてもよく、一方、第2のプラットフォーム14bの第1の嵌合面32には、第2の嵌合面34の面取りすなわち角を丸めた部分38とは正反対のピッチである第1の嵌合面32の範囲に沿って、対応する面取りしていないすなわち角を丸めていない部分を設けてもよい。

30

40

【0022】

さらに別の実施形態では、プラットフォーム14a、14bは、流路に面する輪郭形成された端壁を画定することができ、この端壁は、エンジン軸を中心として非軸対称である。特に、非軸対称端壁は、図3に破線で示すように、端壁上に形成された1つ以上の隆起48及び／又は窪み46を備えることができる。隆起は、端壁が、端壁の公称半径に対し

50

て流路内に突出している輪郭として定義してもよく、一方、窪みは、端壁が、端壁の公称半径に対して流路から引っ込んでいる輪郭として定義してもよい。一実施形態では、少なくとも1つの隆起48及び／又は窪み46は、図3に示すように、プラットフォーム分割線80を横切って延在してもよい。このような場合、標準公差によって生じる製造上のばらつきは、輪郭形成を伴わない構成の端壁の場合よりも、より急峻な前向き段差の形成に至る可能性がある。下流プラットフォームに面取りを設けることは、端壁の輪郭形成によってもたらされる空力学的利点を最大化するために、輪郭形成された端壁に特に有利である。図6に示すように、非軸対称の端壁輪郭形成のために、第1の嵌合面32及び／又は第2の嵌合面34は、プラットフォーム前縁28からプラットフォーム後縁30までの方向に、波状の輪郭70を有することができる。一実施形態に従って、第1及び第2の嵌合面32、34のそれぞれの面取りすなわち角を丸めた部分36、38は、図6に示すように、波状輪郭70に沿うそれぞれの面取り面50／50'、60／60'を有してもよく、すなわち、第1の面取り／フィレット縁52、62は、それぞれの第2の面取り／フィレット縁54、64に平行である。

【0023】

上述の実施形態は、回転タービン翼の直径プラットフォームに関するものであり、第1及び第2のプラットフォーム14a及び14bは、作動媒体の流路の直径端壁を規定する。代替実施形態では、本発明の態様は、固定タービン羽根の内径又は外径プラットフォームに適用することができ、プラットフォームは、作動媒体の流路のための内径又は外径の端壁を画定することができる。

【0024】

具体的な実施形態を詳細に説明してきたが、当業者であれば、開示の全体的な教示を鑑み、それらの細部に対する様々な変更及び代替を行ってもよいことを理解するであろう。従って、開示される特定の構成は、単に例示的であって、発明の範囲に限定するものではなく、特許請求範囲の全範囲及びそれらの任意の均等物を与えることを意味する。

10

20

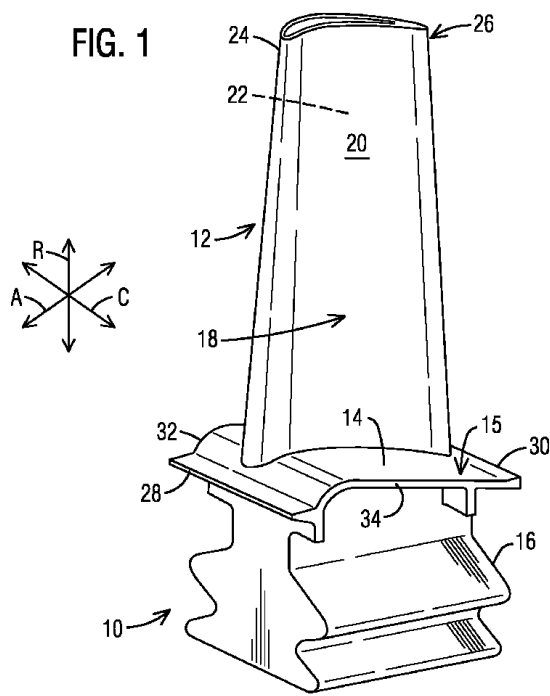
30

40

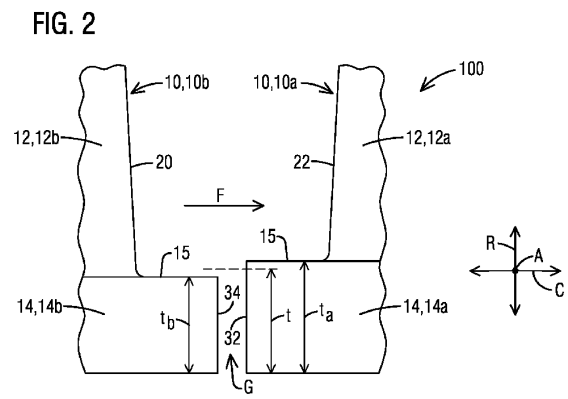
50

【図面】

【図 1】

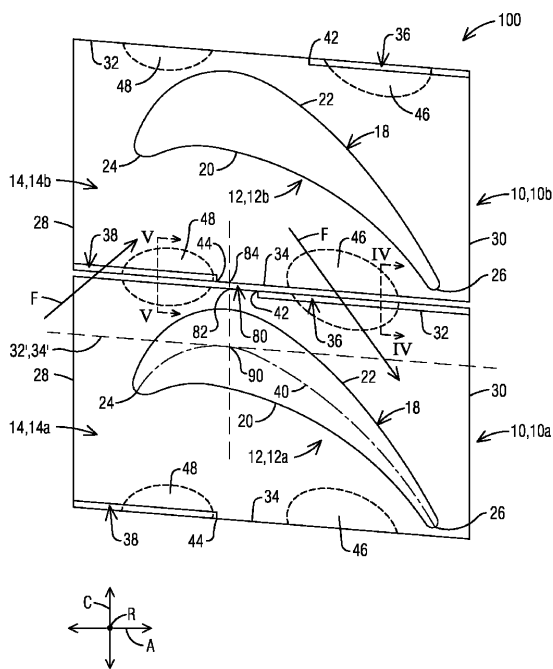


【図 2】

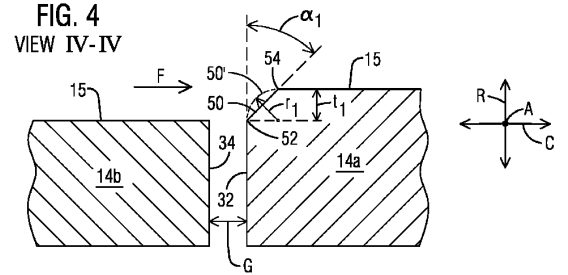


【図 3】

FIG. 3



【図 4】

FIG. 4
VIEW IV-IV

10

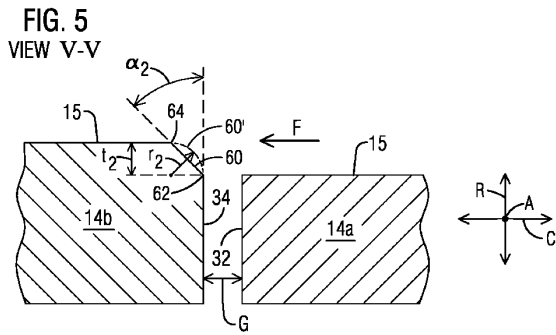
20

30

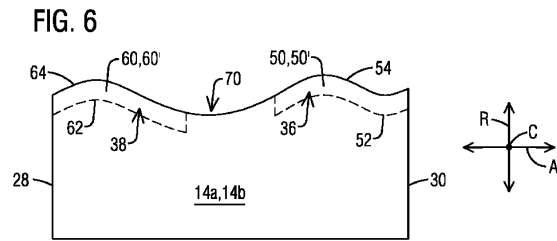
40

50

【図 5】



【図 6】



10

20

30

40

50

フロントページの続き

- (74)代理人 100169627
弁理士 竹本 美奈
- (72)発明者 グスタフソン, ロス
アメリカ合衆国 28210 ノースカロライナ, シャーロット, ロックレッジドライブ7100
- (72)発明者 ウォン, リ シン
アメリカ合衆国 32765 フロリダ, オービエード, フォックスクロフトサークル3636
- (72)発明者 タレミ, ファルザド
アメリカ合衆国 32817 フロリダ, パームビーチガーデンズ, ウィローレーン10197
- 審査官 中村 大輔
- (56)参考文献 米国特許出願公開第2013/0004315 (US, A1)
特開2007-162686 (JP, A)
特開平11-148303 (JP, A)
米国特許出願公開第2017/0022839 (US, A1)
特開2006-161810 (JP, A)
特開2012-052526 (JP, A)
特表2011-513628 (JP, A)
特開2000-199402 (JP, A)
米国特許出願公開第2016/0356161 (US, A1)
- (58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)
F01D 5/00-5/34