

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7564779号
(P7564779)

(45)発行日 令和6年10月9日(2024.10.9)

(24)登録日 令和6年10月1日(2024.10.1)

(51)国際特許分類 F I
F 2 3 R 3/14 (2006.01) F 2 3 R 3/14
F 2 3 R 3/28 (2006.01) F 2 3 R 3/28 B

請求項の数 3 (全13頁)

(21)出願番号	特願2021-110960(P2021-110960)	(73)特許権者	000005326 本田技研工業株式会社 東京都港区南青山二丁目1番1号
(22)出願日	令和3年7月2日(2021.7.2)	(74)代理人	110001379 弁理士法人大島特許事務所
(65)公開番号	特開2023-7855(P2023-7855A)	(72)発明者	中村 織雄 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式 会社本田技術研究所内
(43)公開日	令和5年1月19日(2023.1.19)	審査官	所村 陽一
審査請求日	令和5年11月28日(2023.11.28)		

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 燃料ノズル装置の製造方法

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

ガスタービンの燃焼室内に燃料を噴射する燃料ノズル装置の製造方法であって、
前記燃料ノズル装置は、

所定の軸線方向に延び、前記燃焼室内に突出する燃料ノズルと、

前記燃料ノズルの外周に同軸的に配置された外周半径 r を有する筒状の筒部、及び、前記筒部の外周及び内周のうち少なくとも一方から略径方向に延出するように、経線交差角度 θ をもって周方向に配置された複数の旋回翼を有するスワラとを有し、

前記旋回翼は、前記軸線方向の翼弦長 L を有し、かつ、前記軸線方向を中心として、前記旋回翼の前縁から後縁にかけてねじれ角度 α をもってねじられた形状を有し、

$\alpha = \arctan(L / (r \cos \theta))$ で表される前記旋回翼の積層角度 β が、限界積層角度 β_{min} 以上であり、かつ $\beta = \arctan(L / (r \cos \theta))$ で表される外周部傾斜角度 γ が、前記限界積層角度 β_{min} 未満に設定されており、

前記スワラを付加製造技術で製造する、製造方法。

【請求項2】

ガスタービンの燃焼室内に燃料を噴射する燃料ノズル装置の製造方法であって、
前記燃料ノズル装置は、

所定の軸線方向に延び、前記燃焼室内に突出する、外周半径 r を有する筒状の筒部、及び、前記筒部の内周から略径方向内側に延出するように、経線交差角度 θ をもって周方向に配置された複数の旋回翼を有する燃料ノズルと、

10

20

前記燃料ノズルの外周に同軸的に配置されたスワラとを有し、
 前記旋回翼は、前記軸線方向の翼弦長 L を有し、かつ、前記軸線方向を中心として、前記旋回翼の前縁から後縁にかけてねじれ角度 θ をもってねじられた形状を有し、
 $\theta = \arctan(L / (r \cos \alpha))$ で表される前記旋回翼の積層角度 α が、限界積層角度 α_{min} 以上であり、かつ $\theta = \arctan(L / (r))$ で表される外周部傾斜角度 β が、前記限界積層角度 α_{min} 未満に設定されており、
 前記スワラを付加製造技術で製造する、製造方法。

【請求項 3】

ガスタービンの燃焼室内に燃料を噴射する燃料ノズル装置の製造方法であって、
 前記燃料ノズル装置は、

所定の軸線方向に延び、前記燃焼室内に突出する、先細の円錐形状を有する円錐台形筒体、及び、前記円錐台形筒体の内周から略径方向内側に延出するように、0度より大きく90度より小さい経線交差角度 γ をもって周方向に配置された複数の旋回翼を有する燃料ノズルと、

前記燃料ノズルの外周に同軸的に配置されたスワラとを有し、

前記旋回翼の積層角度 α 及び前記円錐台形筒体の積層角度 β が、限界積層角度 α_{min} 以上であり、かつ前記旋回翼の外周部傾斜角度 β が、前記限界積層角度 α_{min} 未満に設定されており、
 前記スワラを付加製造技術で製造する、製造方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、燃料ノズル装置、より詳細には、ガスタービンの燃焼室内に燃料を噴射する、ガスタービン用の燃料ノズル装置及びその製造方法に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンに於いては、燃焼器内で、圧縮された空気に向けてケロシン等の燃料を噴射して形成された混合気を燃焼させることにより、タービンを駆動する燃焼ガスが得られる。このとき、効率的な燃焼を達成するために、燃料を良好に霧化或いは気化させること、すなわち燃料と空気とを良好に混合することが望まれる。

【0003】

従来、所定の軸線方向に延びる略筒状に形成された燃料ノズルと、燃料ノズルの外周に配置され、軸線方向に対して周方向に傾斜した空気通路を画定するスワラを含む燃料ノズル装置が知られている。このような燃料ノズル装置は、燃料ノズル内に導入された燃料と、空気通路を介して燃料ノズル内に導入された空気とを混合し、得られた混合気を燃焼室内に噴出することで燃焼ガスを発生させる。このとき、空気通路が軸線方向に対して周方向に傾斜しているため、空気通路を通過する空気が軸線周りの旋回流となり、これにより、燃料と空気とを良好に混合することができる。従って、空気通路の傾斜をより大きいものとするれば、空気通路を通過する空気がより強く旋回され、燃料と空気との混合効率が更に向上する。

【0004】

しかしながら、このようなスワラは、複数の旋回翼を含む複雑な形状を有するため、スワラを一体的に製造するためには高いコストが必要となる。また、スワラを複数の部品に分け、これらを接合してスワラを組み立てるものとしても、ロウ付け等の高いコストを要する接着技術が必要となる。

【0005】

これを解決するために、特許文献 1 には、レーザ焼結プロセス等の付加製造技術を用いて、エーロfoil形状などの適正な形状に形成された旋回翼を含むスワラを有する燃料ノズル装置が開示されている。特許文献 1 によれば、複雑な形状を有するスワラを一体的に形成することができるため、比較的製造コストが低く、かつ組み立てが容易なスワラを

10

20

30

40

50

製造できる。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【文献】特表2011-528074号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

しかしながら、付加製造技術に於いては、軸線方向に対する傾斜が所定角度よりも大きい空気通路、すなわち積層角度が該所定角度の余角（以下、限界積層角度 θ_{min} ）より小さい旋回翼によって画定される空気通路を形成する場合、旋回翼の表面が不良となる。従って、付加製造技術を用いて傾斜の大きい空気通路が画定されるスワラを形成する場合には、旋回翼を支持するための支持部を追加して形成を行う必要があるため、形成後に支持部を取り除く手間が生じ、製造コストが上昇する。これにより、付加製造技術を用いて、比較的低い製造コストでスワラを形成する場合には、空気通路の傾斜が比較的小さくなり、空気通路を通過する空気流の旋回力が小さくなるために、燃料を高度に微粒化できないという問題があった。

10

【0008】

本発明は、このような問題点を鑑み、付加製造技術を用いて低コストで製造可能であって、燃料と空気とを良好に混合できるガスタービン用燃料ノズル装置を提供する。

20

【課題を解決するための手段】

【0009】

上記課題を解決するために本発明のある態様は、ガスタービンの燃焼室内（52）に燃料を噴射する燃料ノズル装置（100）であって、所定の軸線方向に延び、前記燃焼室（52）内に突出する燃料ノズル（102）と、前記燃料ノズル（102）の外周に同軸的に配置された外周半径 r を有する筒状の筒部（119）、及び、前記筒部（119）の外周及び内周のうち少なくとも一方から略径方向に延出するように、経線交差角度 α をもって周方向に配置された複数の旋回翼（122、123）を有するスワラ（103）とを有し、前記旋回翼（122、123）は、前記軸線方向の翼弦長 L を有し、かつ、前記軸線方向を中心として、前記旋回翼（122、123）の前縁から後縁にかけてねじれ角度 β をもってねじられた形状を有し、 $\beta = \arctan(L / (r \cos \alpha))$ で表される前記旋回翼の積層角度 θ が、限界積層角度 θ_{min} 以上であり、かつ $\theta = \arctan(L / (r \cos \alpha))$ で表される外周部傾斜角度 γ が、前記限界積層角度 θ_{min} 未満に設定された燃料ノズル装置（100）を提供する。

30

【0010】

この態様によれば、経線交差角度 α 、外周部傾斜角度 γ 、及び積層角度 θ の間には、 $\theta = \arctan(L / (r \cos \alpha))$ 及び $\gamma = \arctan(L / (r \cos \alpha))$ という幾何学的関係が成立するため、経線交差角度 α を適当に採ることによって、旋回翼の積層角度 θ を限界積層角度 θ_{min} 以上に維持したまま、外周部傾斜角度 γ を小さくすることが可能になる。外周部傾斜角度 γ を小さくすることにより、空気通路を通過する空気がより強く旋回され、燃料と空気との混合効率が向上する。

40

【0011】

上記課題を解決するために本発明のある態様は、ガスタービンの燃焼室内（52）に燃料を噴射する燃料ノズル装置（100）であって、所定の軸線方向に延び、前記燃焼室（52）内に突出する、外周半径 r を有する筒状の筒部（106）、及び、前記筒部（106）の内周から略径方向内側に延出するように、経線交差角度 α をもって周方向に配置された複数の旋回翼（111）を有する燃料ノズル（102）と、前記燃料ノズル（102）の外周に同軸的に配置されたスワラ（103）とを有し、前記旋回翼（111）は、前記軸線方向の翼弦長 L を有し、かつ、前記軸線方向を中心として、前記旋回翼（111）の前縁から後縁にかけてねじれ角度 β をもってねじられた形状を有し、 $\beta = \arctan$

50

($L / (r \cos \theta)$) で表される前記旋回翼 (111) の積層角度 θ が、限界積層角度 θ_{min} 以上であり、かつ $\theta = \arctan(L / (r \cos \theta))$ で表される外周部傾斜角度 θ が、前記限界積層角度 θ_{min} 未満に設定された燃料ノズル装置 (100) を提供する。

【0012】

この態様によれば、経線交差角度 θ 、外周部傾斜角度 θ 、及び積層角度 θ の間には、 $\theta = \arctan(L / (r \cos \theta))$ 及び $\theta = \arctan(L / (r \cos \theta))$ という幾何学的関係が成立するため、経線交差角度 θ を適当に採ることによって、旋回翼の積層角度 θ を限界積層角度 θ_{min} 以上に維持したまま、外周部傾斜角度 θ を小さくすることが可能になる。外周部傾斜角度 θ を小さくすることにより、空気通路を通過する空気がより強く旋回され、燃料と空気との混合効率が向上する。

10

【0013】

上記課題を解決するために本発明のある態様は、ガスタービンの燃焼室内 (52) に燃料を噴射する燃料ノズル装置 (100) であって、所定の軸線方向に延び、前記燃焼室 (52) 内に突出する、先細の円錐形状を有する円錐台形筒体 (202)、及び、円錐台形筒体 (202) の内周から略径方向内側に延出するように、0度より大きく90度より小さい経線交差角度 θ をもって周方向に配置された複数の旋回翼 (204) を有する燃料ノズルと、前記燃料ノズルの外周に同軸的に配置されたスワラ (103) とを有し、旋回翼 (204) の積層角度 θ 及び円錐台形筒体 (202) の積層角度 θ が、限界積層角度 θ_{min} 以上であり、かつ前記旋回翼 (204) の外周部傾斜角度 θ が、前記限界積層角度 θ_{min} 未満である燃料ノズル装置を提供する。

20

【0014】

この態様によれば、経線交差角度 θ 及び円錐台形筒体の積層角度 θ を適当に採ることによって、旋回翼の積層角度 θ を限界積層角度 θ_{min} 以上に維持したまま、外周部傾斜角度 θ を小さくすることが可能になる。外周部傾斜角度 θ を小さくすることにより、空気通路を通過する空気がより強く旋回され、燃料と空気との混合効率が向上する。

【発明の効果】

【0015】

本発明によれば、付加製造技術を用いて低コストで製造可能であって、燃料と空気とを良好に混合できるガスタービン用燃料ノズル装置が提供される。

【図面の簡単な説明】

30

【0016】

【図1】本発明の第1実施形態に係る燃料ノズル装置が設けられたガスタービンエンジンを示す断面図

【図2】前記燃料ノズル装置を示す断面図

【図3】前記燃料ノズル装置のスワラを示す斜視図

【図4】前記スワラを、前記スワラの中心軸線に沿って前方から見た図

【図5】前記スワラを示す側面図

【図6】本発明の第2実施形態に係るスワラを前記中心軸線に沿って前方から見た図

【図7】前記スワラを前記中心軸線に沿って後方から見た図

【図8】前記スワラを示す側面図

40

【図9】前記スワラを示す断面図

【図10】本発明の第1実施形態に係る燃料ノズル装置の変形例を前記中心軸線に沿って後方から見た図

【発明を実施するための形態】

【0017】

以下では、本発明の燃料ノズル装置 100 を航空機用のガスタービンエンジン 10 に用いた第1実施形態について、図1～図5を参照して説明する。まず、第1実施形態の燃料ノズル装置 100 が用いられるガスタービンエンジン 10 の概要を、図1を参照して説明する。

【0018】

50

ガスタービンエンジン 10 は、中心軸線 X について互いに同軸に配置された略筒状のアウトケーシング 12 及びインナケーシング 14 を有する。インナケーシング 14 の内部に於いて、低圧系回転軸 20 は、前部第 1 ベアリング 16 及び後部第 1 ベアリング 18 によって、回転自在に支持されている。高圧系回転軸 26 は、低圧系回転軸 20 を中心軸線 X について同軸的に外圍する中空軸をなし、前部第 2 ベアリング 22 及び後部第 2 ベアリング 24 によって、インナケーシング 14 及び低圧系回転軸 20 に回転自在に支持されている。

【0019】

低圧系回転軸 20 は、インナケーシング 14 より前方に突出した略円錐形状の先端部 20A を含む。先端部 20A の外周には、周方向に複数のフロントファン 28 が設けられている。フロントファン 28 の下流側のアウトケーシング 12 には、複数のステータ旋回翼 30 が、周方向に所定の間隔を於いて設けられている。ステータ旋回翼 30 の下流側には、アウトケーシング 12 とインナケーシング 14 との間に形成された円環状断面形状を有するバイパスダクト 32 と、インナケーシング 14 に同軸に、すなわち中心軸線 X に同軸に形成された円環状断面形状を有する空気圧縮用ダクト 34 とが、並列に設けられている。

【0020】

空気圧縮用ダクト 34 の入口部には、軸流圧縮機 36 が設けられている。軸流圧縮機 36 は、低圧系回転軸 20 の外周に設けられた前後 2 列の動翼列 38 と、インナケーシング 14 に設けられた前後 2 列の静翼列 40 とを、軸線方向に互いに隣接して交互に有する。

【0021】

空気圧縮用ダクト 34 の出口部には、遠心圧縮機 42 が設けられている。遠心圧縮機 42 は、高圧系回転軸 26 の外周に設けられたインペラ 44 を有する。空気圧縮用ダクト 34 の出口部、すなわちインペラ 44 の直上流位置には、空気圧縮用ダクト 34 を横切るストラット 46 がインナケーシング 14 に設けられている。遠心圧縮機 42 の出口部には、インナケーシング 14 に固定されたディフューザ 50 が設けられている。

【0022】

ディフューザ 50 の下流側には、ガスタービン用燃焼器 54 が設けられている。ガスタービン用燃焼器 54 は、中心軸線 X を中心とする円環状の燃焼室 52 を画定している。ディフューザ 50 からは、圧縮空気が、圧縮空気室 56 を介して燃焼室 52 に向けて供給される。

【0023】

インナケーシング 14 には、燃焼室 52 に燃料を噴射する複数の燃料ノズル装置 100 が、中心軸線 X 周りの周方向に所定の間隔を於いて取り付けられている。各燃料ノズル装置 100 は、燃焼室 52 に向けて燃料を噴射する。燃焼室 52 内では、燃料ノズル装置 100 から噴射される燃料及び圧縮空気室 56 から供給される圧縮空気の混合気の燃焼によって、高温の燃焼ガスが生成される。

【0024】

燃焼室 52 の下流側には、高圧タービン 60 及び低圧タービン 62 が設けられている。高圧タービン 60 は、燃焼室 52 の出口部に固定された静翼列 58 と、高圧系回転軸 26 の外周に固定された動翼列 64 とを含む。低圧タービン 62 は、高圧タービン 60 の下流側に位置し、インナケーシング 14 に固定された複数の静翼列 66 と、低圧系回転軸 20 の外周に設けられた複数の動翼列 68 とを、軸線方向に互いに隣接して交互に有する。

【0025】

ガスタービンエンジン 10 の始動に際しては、図示しないスタータモータによって高圧系回転軸 26 が回転駆動されることで行われる。高圧系回転軸 26 が回転駆動されると、遠心圧縮機 42 によって圧縮された圧縮空気が燃焼室 52 に供給され、燃焼室 52 にて混合気が燃焼することで燃料ガスが発生する。燃料ガスは、動翼列 64、68 に噴き付けられ、高圧系回転軸 26 及び低圧系回転軸 20 を回転させる。これにより、フロントファン 28 が回転すると共に、軸流圧縮機 36 及び遠心圧縮機 42 が運転されることで、圧縮空気が燃焼室 52 に供給される。これにより、ガスタービンエンジン 10 は、スタータモータ

10

20

30

40

50

夕の停止後も運転を継続する。

【0026】

また、ガスタービンエンジン10の運転中にフロントファン28が吸い込んだ空気の一部は、バイパスダクト32を通過して後方に噴き出され、推力を発生する。フロントファン28が吸い込んだ空気の残部は、燃焼室52に供給されて燃料との混合気として燃焼して燃料ガスを発生させる。燃焼ガスは、低圧系回転軸20及び高圧系回転軸26の回転駆動に寄与した後、後方に噴き出されて推力を発生する。

【0027】

次に、図2を参照して、燃料ノズル装置100を詳述する。燃料ノズル装置100は、図示しない燃料配管から供給された燃料を送達するための燃料送達ステム101と、燃料送達ステム101から送達される燃料を燃焼室52に向けて噴射する燃料ノズル102と、燃料ノズル102を同軸的に外囲するスワラ103と、スワラ103を同軸的に外囲するデフレクタ104とを含む。

10

【0028】

燃料ノズル102は、中心軸線Xと平行に延びる中心軸線Aを有する。燃料ノズル102は、中心軸線Aを中心とし、後端から燃焼室52に向けて前方へ延びる略筒状を有する中心筒106と、中心筒106を同軸的に外囲する第1中間筒107と、第1中間筒107を同軸的に外囲する第2中間筒108と、第2中間筒108を同軸的に外囲する外筒109とを有する。第1中間筒107及び第2中間筒108、それぞれ、前方に於いて縮径され、先細のノズル形状をなす。第1実施形態では、中心筒106及び第1中間筒107と、第2中間筒108及び外筒109が、それぞれ一体的に形成されている。

20

【0029】

中心筒106の基端(後部)側は拡径されており、この拡径部分では、複数の旋回翼111が中心筒106の内周面から略径方向内側に延びている。旋回翼111は中心筒106の基端側にて開口する旋回通路を画定しており、開口から、圧縮空気室56を流れる圧縮空気が旋回通路内に導入される。また、中心筒106は、その内周面によって、中心軸線Aに沿って延びる中空の中心空気流路112を画定している。第1実施形態の旋回翼111に於ける他の構造及び特徴については、後述の内側旋回翼122と略同一であるため、詳細を省略する。別の実施形態として、旋回翼111は、当業者に知られている任意の適当な構造としてもよい。

30

【0030】

第1中間筒107の外周面及び第2中間筒108の内周面は、燃料送達ステム101の図示しない燃料配管と連通された第1燃料通路114と、第1燃料通路114と連通された第2燃料通路115と、第2燃料通路115と連通された第3燃料通路116と、第3燃料通路116と連通された第4燃料通路117とを画定している。

【0031】

第1燃料通路114は、第1中間筒107及び第2中間筒108の後部側に設けられている。第2燃料通路115は、第1中間筒107の外周面に形成された、周面の母線方向(軸線方向)に延在する溝により構成されている。第2燃料通路115は、その後端にて第1燃料通路114に連通している。第2燃料通路115は、第1中間筒107の外周面の上部及び下部の2か所に配置されている。第3燃料通路116は、第1中間筒107の外周面に形成された、軸線方向に対して周方向に傾斜する溝により構成されている。第3燃料通路116は、その後端にて第2燃料通路115の前端に連通されている。第4燃料通路117は、第1中間筒107の外周面の前部と、第2中間筒108の内周面の前部との間に画定され、略円錐台をなす略筒形状を有する。

40

【0032】

次に、図2～図5を参照して、燃料ノズル装置100のスワラ103について詳述する。スワラ103は、外筒109を同軸的に外囲している。スワラ103は、中心軸線Aを中心とする略筒形状を有する筒部119と、筒部119の前端から前方に向けて延びる先細部120とを有する。

50

【 0 0 3 3 】

筒部 1 1 9 の内周面からは、略径方向内側に向けて複数の内側旋回翼 1 2 2 が延びている（図 2 参照）。また、筒部 1 1 9 の外周面からは、略径方向外側に向けて複数の外側旋回翼 1 2 3 が延びている。筒部 1 1 9 は外周半径 r （図 3 参照）を有する。先細部 1 2 0 は、その先端に於いて縮径されたノズル形状を有する。

【 0 0 3 4 】

内側旋回翼 1 2 2 は、筒部 1 1 9 の内周面に、周方向に互いに所定間隔を於いて配置されている。内側旋回翼 1 2 2 の先端縁は、外筒 1 0 9 の外周面に当接している。スワラ 1 0 3 は、内側旋回翼 1 2 2 の先端縁が外筒 1 0 9 の外周面に口付け又は溶接されることで、外筒 1 0 9 の外周面に結合されている。第 1 実施形態の内側旋回翼 1 2 2 に於ける他の構造及び特徴については、後述の外側旋回翼 1 2 3 と略同一であるため、詳細を省略する。

10

【 0 0 3 5 】

外側旋回翼 1 2 3 は、筒部 1 1 9 の外周面に、周方向に互いに所定間隔を於いて配置されている。外側旋回翼 1 2 3 同士は互いに略同一な形状を有するため、図 3 ~ 図 5 に示すスワラ 1 0 3 に於いては、図面を明瞭化するために、1 枚の外側旋回翼 1 2 3 のみを図示している。外側旋回翼 1 2 3 は、筒部 1 1 9 の外周面から略径方向外側に延びる前端面 1 2 5 と、筒部 1 1 9 の外周面の後縁から略径方向外側に延びる後端面 1 2 6 と、前端面 1 2 5 の外縁及び後端面 1 2 6 の外縁を接続する傾斜曲面 1 2 7 とを有する（図 3 参照）。前端面 1 2 5 及び後端面 1 2 6 は、互いに中心軸線 A と略垂直をなす。外側旋回翼 1 2 3 は、軸線方向の翼弦長 L （図 5 参照）、すなわち、軸線方向に於ける前端面 1 2 5 と後端面 1 2 6 との間の距離に対応する翼弦長 L を有する。

20

【 0 0 3 6 】

外側旋回翼 1 2 3 の傾斜曲面 1 2 7 は円筒面の一部をなす曲面であり、傾斜曲面 1 2 7 の先端縁は、デフレクタ 1 0 4（図 2 参照）の内周面に当接する。外側旋回翼 1 2 3 の先端縁がデフレクタ 1 0 4 の内周面に口付け等の方法で接合されることで、スワラ 1 0 3 とデフレクタ 1 0 4 とが互いに結合されている。

【 0 0 3 7 】

外側旋回翼 1 2 3 の前端面 1 2 5 は、外側旋回翼 1 2 3 の前端面 1 2 5 を通る断面 S 1（図 5 参照）上に於いて、中心軸線 A を中心とする第 1 対数螺旋 1 2 9（図 4 参照）に沿って延びる。また、外側旋回翼 1 2 3 の後端面 1 2 6 は、外側旋回翼 1 2 3 の後端面 1 2 6 を通る断面 S 2（図 5 参照）上に於いて、中心軸線 A 周りに第 1 対数螺旋 1 2 9 をねじれ角度 $[deg]$ だけ回転させて得られる第 2 対数螺旋 1 3 0（図 4 参照）に沿って延びる。すなわち、外側旋回翼 1 2 3 は、中心軸線 A を中心として、外側旋回翼 1 2 3 の前縁から後縁にかけて、ねじれ角度 $[deg]$ をもってねじられた形状を有する。

30

【 0 0 3 8 】

図 3 に示すように、外側旋回翼 1 2 3 の傾斜曲面 1 2 7 の外縁は、断面 S 2（図 5 参照）に対して外周部傾斜角度 $[deg]$ だけ傾斜している。外周部傾斜角度 $[deg]$ は、外側旋回翼 1 2 3 の軸線方向の翼弦長 L 、筒部 1 1 9 の外周半径 r 、及びねじれ角度 $[deg]$ との間に、 $\theta = \arctan(L / (r \sin \alpha))$ の関係を有する。第 1 実施形態に於ける外周部傾斜角度 $[deg]$ は、45 度未満である。外周部傾斜角度 $[deg]$ が 0 度に近づくほど、外側旋回翼 1 2 3 同士の間画定される空気通路の傾斜角が 90 度に近づき、空気通路を通過する圧縮空気の旋回力が大きくなる。

40

【 0 0 3 9 】

図 4 に示すように、第 1 対数螺旋 1 2 9 及び第 2 対数螺旋 1 3 0 は、それぞれ、経線交差角度 $[deg]$ によってその形状が規定されている。経線交差角度 $[deg]$ は、断面 S 1 上に於いて、中心軸線 A から第 1 対数螺旋 1 2 9 上の任意の点に向けて延びる半直線と、この点に於ける第 1 対数螺旋 1 2 9 の接線とがなす角度である。すなわち、経線交差角度 $[deg]$ は、第 1 対数螺旋 1 2 9 及び第 2 対数螺旋 1 3 0 のピッチの余角に等しい。第 1 対数螺旋 1 2 9 及び第 2 対数螺旋 1 3 0 は、経線交差角度 $[deg]$ が 0 度に近づくほど中心からの距離の

50

増大速度が速くなり、経線交差角度 が 90 度に近づくほど中心からの距離の増大速度が遅くなる。

【0040】

図5に示すように、外側旋回翼123は、断面S2に対して積層角度 [deg]だけ傾斜している。積層角度 は、外側旋回翼123の軸線方向の翼弦長L、筒部119の外周半径r、ねじれ角度 、及び経線交差角度 との間に、 $\theta = \arctan(L / (r \cos \alpha))$ の関係を有する。積層角度 は、付加製造技術を用いて、後方から前方にかけてスワラ103を積層する場合に於ける、積層の角度である。積層角度 が0度に近づくほど、付加製造技術を用いたスワラ103の製造が困難となる。特に、積層角度 が限界積層角度 θ_{min} を下回る場合には、付加製造技術を用いて成形精度の高いスワラ103を製造するために、積層部を支持するための支持部が必要となる。第1実施形態に於ける積層角度 は、45度以上である。

10

【0041】

これにより、内側旋回翼122及び外側旋回翼123の積層角度 は限界積層角度 θ_{min} 以上に設定されるため、内側旋回翼122及び外側旋回翼123を支持するための支持部を設けることなく付加製造技術を用いてスワラ103を製造することができる。これにより、支持部の除去等に要するコストを低減できるため、燃料ノズル装置100を比較的低い製造コストで提供できる。

【0042】

次に、図2を参照して、燃料ノズル装置100の作動の要領を説明する。図示しない燃料配管から供給された燃料は、燃料送達ステム101内の図示しない燃料送達路を介して、第1燃料通路114内に導入される。その後、燃料は、第2燃料通路115及び第3燃料通路116を通過し、第4燃料通路117内に導入される。このとき、第3燃料通路116が軸線方向に対して周方向に傾斜していることにより、第4燃料通路117内に導入される燃料は中心軸線A周りの旋回流となる。更にその後、燃料は、第4燃料通路117を通過し、燃焼室52に向けて噴出される。

20

【0043】

圧縮空気室56内を流れる圧縮空気の一部は、中心筒106の基端に設けられた旋回翼111を介して、中心空気流路112内に導入される。このとき、旋回翼111が軸線方向に対して周方向に傾斜していることにより、中心空気流路112内に導入される圧縮空気は、中心軸線A周りの旋回流となる。この旋回流は、中心筒106の前側の開口から燃焼室52へ向けて噴出され、第4燃料通路117から噴出された燃料を良好に混合する。

30

【0044】

また、圧縮空気室56内を流れる圧縮空気の一部は、スワラ103の内側旋回翼122を介して、外筒109の先端とスワラ103の先細部120の先端との間に画定される円環状の噴出口から、燃焼室52へ向けて噴出される。更に、圧縮空気室56内を流れる圧縮空気の一部は、スワラ103の外側旋回翼123を介して、スワラ103の先細部120の先端とデフレクタ104の先端との間に画定される円環状の噴出口から、燃焼室52へ向けて噴出される。内側旋回翼122及び外側旋回翼123の各々が軸線方向に対して周方向に傾斜していることにより、内側旋回翼122及び外側旋回翼123を通過する圧縮空気は、中心軸線A周りの旋回流となる。これらの旋回流は、第2中間筒108の前側の開口から噴出される混合気を良好に混合する。これにより、燃焼室52に向けて、高度に微粒化された燃料が噴出される。

40

【0045】

ここで、図3及び図4を参照して説明したように、内側旋回翼122及び外側旋回翼123は、経線交差角度 をもってねじられた形状を有する。これにより、積層角度 が限界積層角度 θ_{min} 以上であっても、外周部傾斜角度 を限界積層角度 θ_{min} 未満に、すなわち旋回翼111が画定する空気通路、内側旋回翼122が画定する空気通路、及び外側旋回翼123が画定する空気通路の傾斜角度を、それぞれ限界積層角度 θ_{min} 以上に設定することが可能になる。このように、外周部傾斜角度 が積層角度 よりも小さくなる

50

ことで、空気通路を通過する空気がより強く旋回されるため、燃料と空気との混合効率が向上する。

【0046】

次に、図6～図8を参照して、本発明の第2実施形態に係るスワラ200が設けられた燃料ノズル装置100について詳述する。この燃料ノズル装置100は、第1実施形態に係る燃料ノズル装置100と比較して旋回翼111のみが異なるため、他の構造については説明を省略する。

【0047】

スワラ200は、第2実施形態に係る燃料ノズル装置100に於いて、燃料ノズル装置100の旋回翼111に対応する位置に設けられている。図6～図8は、第2実施形態に係るスワラ200を示す。スワラ200は、中心筒106によって同軸的に外囲される円錐筒体201を有する。

10

【0048】

図8に示すように、円錐筒体201は、中心筒106の基端の内周面から前方に向けて延びる円錐台形部202と、円錐台形部202の前端から前方に延びる円筒部203とを有する。円錐台形部202は、前方にかけて径が漸減する略円錐台形状に形成されている。円錐台形部202の後端の外周面は中心筒106の内周面に当接している。円錐台形部202の後端は中心軸線Aと略垂直をなす。円筒部203は、中心軸線Aと略同軸に配置され、かつ前後に延びる円筒状に形成されている。別の実施形態として、中心筒106及び円錐筒体201が一体的に形成されていてもよい。

20

【0049】

図6及び図7に示すように、円錐台形部202の内周面からは、略径方向内側に向けて複数の旋回翼204が延びている。旋回翼204は、後端から前端にかけて、周方向に互いに所定間隔を於いて配置されている。旋回翼204は、円錐台形部202の後端面を通る断面S3（図8参照）上に延びる、断面S3と中心軸線Aとの交点を中心とする所定の対数螺旋（図示せず）に沿って、回転することなく前後に延びている。すなわち、旋回翼204に於けるねじれ角度は0度である。また、各旋回翼204の後端は円錐台形部202の後端と略一致しており、各旋回翼204の前端は円錐台形部202の前端よりやや前方に達している。所定の対数螺旋の経線交差角度は、0度より大きく90度より小さい。

30

【0050】

図8に示すように、旋回翼204の外周面は、断面S3に対して外周部傾斜角度 [deg] だけ傾斜している。第2実施形態に係る外周部傾斜角度は、45度未満である。図9に示すように、旋回翼204は、断面S3に対して積層角度 [deg] だけ傾斜している。第2実施形態に係る旋回翼204の積層角度は90度である。また、円錐筒体201の円錐台形部202は、断面S3に対して積層角度 [deg] だけ傾斜している。第2実施形態に係る円錐台形部202の積層角度は、45度以上である。

【0051】

これにより、スワラ200は、ねじれ角度が0度であり、かつ旋回翼204の積層角度及び円錐台形部202の積層角度が限界積層角度 m_{in} 以上であっても、外周部傾斜角度を限界積層角度 m_{in} 未満に、すなわち旋回翼204同士の間画定される空気通路の傾斜角度を限界積層角度 m_{in} 以上に設定することが可能になる。このように、外周部傾斜角度が旋回翼204の積層角度及び円錐台形部202の積層角度よりも小さくなることで、空気通路を通過する空気がより強く旋回されるため、燃料と空気との混合効率が向上する。

40

【0052】

以上で具体的な実施形態の説明を終えるが、本発明は上記実施形態に限定されることなく幅広く変形実施することができる。例えば、内側旋回翼122、外側旋回翼123、及び旋回翼111は、必ずしも必須の構成要素ではなく、適宜選択することができる。また、内側旋回翼122、外側旋回翼123、及び旋回翼111の、それぞれの外周部傾斜角

50

度、経線交差角度、及びねじれ角度のうち少なくとも1つは、本発明を満たす範囲で、他の旋回翼（内側旋回翼122、外側旋回翼123、又は旋回翼111）のそれぞれ対応する外周部傾斜角度、経線交差角度、及びねじれ角度と異なる値であってもよい。また、第2実施形態に係るスワラ200は、その旋回翼204が内側旋回翼122及び又は外側旋回翼123に対応するように設けられてもよい。

【0053】

また、内側旋回翼122、外側旋回翼123、及び旋回翼111は、その一部のみが、それぞれ対応する第1実施形態に係る内側旋回翼122、外側旋回翼123、及び旋回翼111と略同一の構造を有してもよい。例えば、図10に示すように、旋回翼111は、中心筒106の内周面から略径方向内側に向けて、内側旋回翼122と略同一の構造をもって延びる第1部131と、第1部131の端部から略径方向内側に向けて、軸線方向に対して周方向に傾斜しながら延びる第2部132とを含んでもよい。

10

【符号の説明】

【0054】

10 : ガスタービンエンジン

52 : 燃焼室

54 : ガスタービン用燃焼器

56 : 圧縮空気室

100 : 燃料ノズル装置

102 : 燃料ノズル

103 : スワラ

119 : 筒部

120 : 先細部

122 : 内側旋回翼

123 : 外側旋回翼

125 : 前端面

126 : 後端面

127 : 傾斜曲面

129 : 第1対数螺旋

130 : 第2対数螺旋

200 : スワラ

202 : 円錐台形部

204 : 旋回翼

A : 中心軸線

S1 : 断面

S2 : 断面

X : 中心軸線

r : 外周半径

L : 翼弦長

: ねじれ角度

: 経線交差角度

: 積層角度

: 積層角度

: 外周部傾斜角度

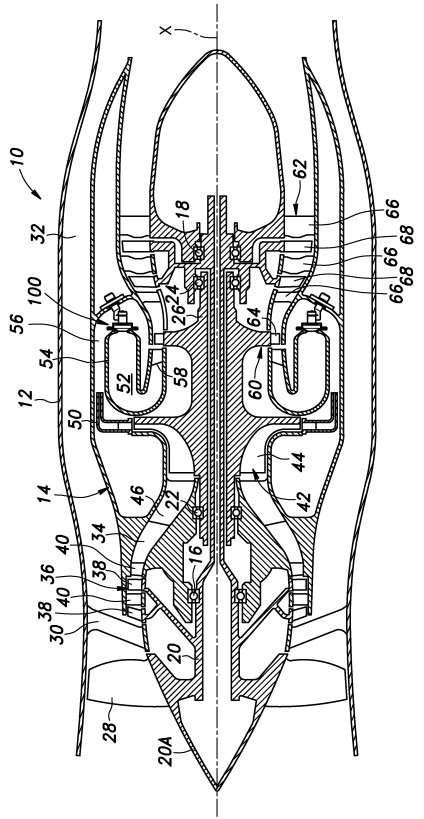
20

30

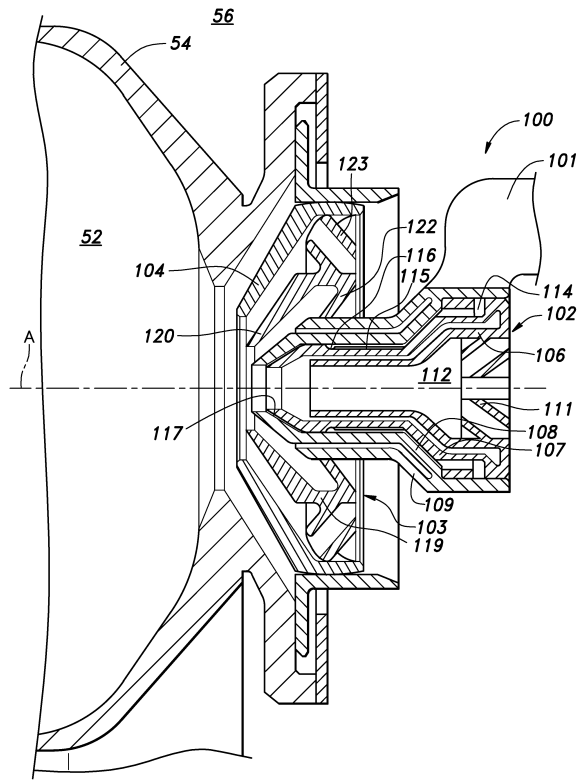
40

50

【図面】
【図 1】



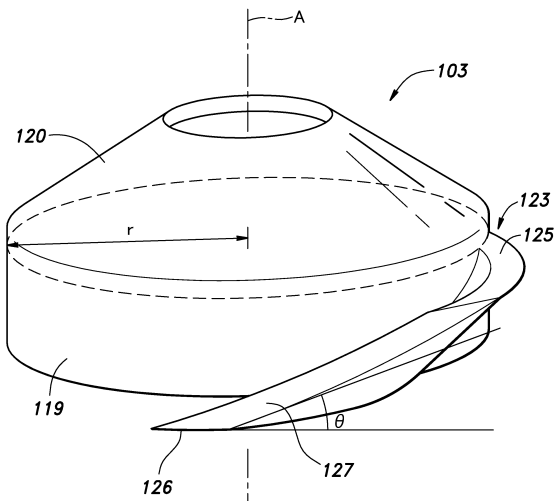
【図 2】



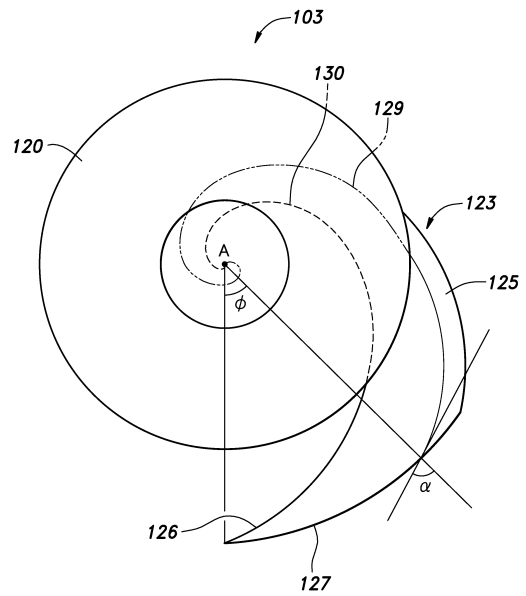
10

20

【図 3】



【図 4】

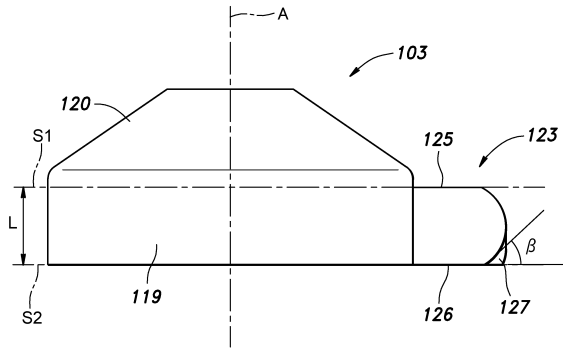


30

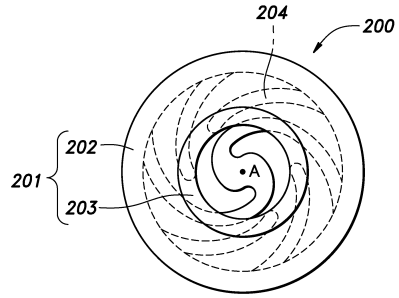
40

50

【図 5】

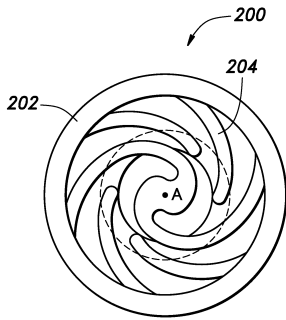


【図 6】

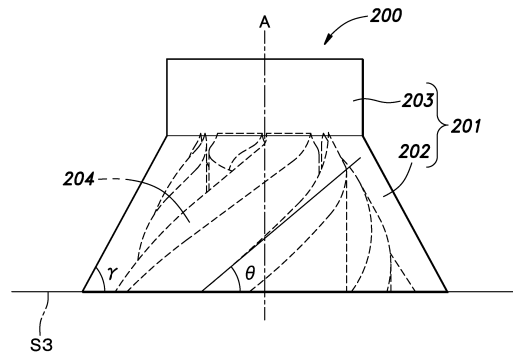


10

【図 7】

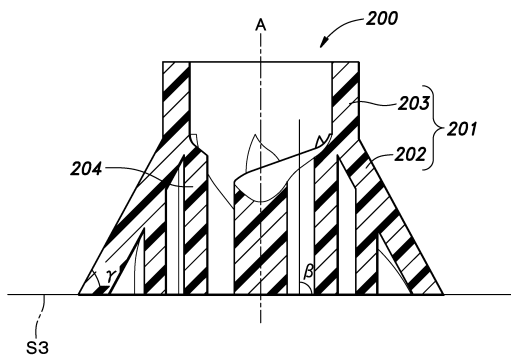


【図 8】

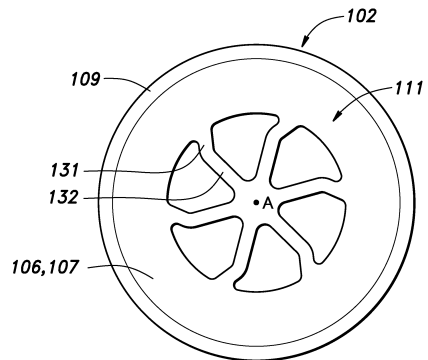


20

【図 9】



【図 10】



30

40

50

フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許出願公開第 2 0 1 5 / 0 3 2 3 1 8 7 (U S , A 1)
国際公開第 2 0 1 9 / 2 3 0 1 6 5 (W O , A 1)
- (58)調査した分野 (Int.Cl. , D B 名)
- F 2 3 R 3 / 1 4
F 2 3 R 3 / 2 8