

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6828172号
(P6828172)

(45) 発行日 令和3年2月10日(2021.2.10)

(24) 登録日 令和3年1月22日(2021.1.22)

(51) Int.Cl.	F I		
F 2 3 R 3/28 (2006.01)	F 2 3 R	3/28	D
F 0 2 C 7/18 (2006.01)	F 0 2 C	7/18	Z

請求項の数 15 (全 17 頁)

(21) 出願番号	特願2019-537806 (P2019-537806)	(73) 特許権者	390041542
(86) (22) 出願日	平成29年12月21日 (2017.12.21)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公表番号	特表2020-514657 (P2020-514657A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州 1 2 3
(43) 公表日	令和2年5月21日 (2020.5.21)		4 5、スケネクタデイ、リバーロード、1
(86) 国際出願番号	PCT/US2017/067760		番
(87) 国際公開番号	W02018/132241	(74) 代理人	100188558
(87) 国際公開日	平成30年7月19日 (2018.7.19)		弁理士 飯田 雅人
審査請求日	令和1年9月11日 (2019.9.11)	(74) 代理人	100154922
(31) 優先権主張番号	15/404,637		弁理士 崔 允辰
(32) 優先日	平成29年1月12日 (2017.1.12)	(74) 代理人	100207158
(33) 優先権主張国・地域又は機関	米国 (US)		弁理士 田中 研二

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 マイクロチャンネル冷却を備えた燃料ノズル組立

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン(10)のための燃料ノズル(200)であって、前記燃料ノズル(200)は、半径方向、長手方向、周方向、上流端部(99)、および下流端部(98)を画定し、前記燃料ノズル(200)は、

少なくとも1つの燃料噴射器(210)に連結された後部本体(220)を含み、前記後部本体(220)は、前記半径方向にそれぞれが延びる前壁(222)および後壁(224)と、前記長手方向に延びる複数の側壁(226)と、を画定し、前記複数の側壁(226)は、前記前壁(222)と前記後壁(224)とを連結し、前記前壁(222)は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィス(229)を画定し、少なくとも1つの側壁(226)は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィス(228)を画定し、さらに、少なくとも1つのマイクロチャンネル冷却回路(230)が、1つまたは複数の前記チャンネル入口オリフィス(229)と1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィス(228)との間に画定されており、

前記チャンネル入口オリフィス(229)は、燃料(71)を燃焼させるための空気の一部が前記チャンネル入口オリフィス(229)に入って前記マイクロチャンネル冷却回路(230)を通り前記チャンネル出口オリフィス(228)を出るように、燃料(71)を燃焼させるための空気の一部を受け入れるように構成されている、燃料ノズル(200)。

【請求項 2】

前記前壁(222)は、少なくとも部分的に前記長手方向に沿って少なくとも1つの手

ヤネル入口オリフィス(229)を画定する、請求項1に記載の燃料ノズル(200)。

【請求項3】

前記燃料ノズル(200)は、前記半径方向に延在する半径方向中心線(13)を有し、前記前壁(222)は、前記燃料ノズル(200)の前記半径方向中心線(13)に沿って少なくとも1つのチャンネル入口オリフィス(229)を画定する、請求項2に記載の燃料ノズル(200)。

【請求項4】

前記後部本体(220)は、前記前壁(222)と、前記後壁(224)と、前記複数の側壁(226)との間に1つまたは複数の冷却キャビティ(231)をさらに画定する、請求項1に記載の燃料ノズル(200)。

10

【請求項5】

前記燃料ノズル(200)は、前記半径方向に延在する半径方向中心線(13)を有し、前記1つまたは複数の冷却キャビティ(231)は、前記燃料ノズル(200)の前記半径方向中心線(13)に少なくとも部分的に沿って延びる、請求項4に記載の燃料ノズル(200)。

【請求項6】

前記1つまたは複数の冷却キャビティ(231)は、前記半径方向および/または周方向に沿って複数の燃料噴射器(210)間に配されている、請求項4に記載の燃料ノズル(200)。

【請求項7】

前記マイクロチャンネル冷却回路(230)は、前記後部本体(220)の内部に曲がりくねった通路(233)を画定する、請求項1に記載の燃料ノズル(200)。

20

【請求項8】

少なくとも1つのマイクロチャンネル冷却回路(230)は、1つまたは複数の燃料噴射器(210)の周りで少なくとも部分的に周方向に延びる、請求項1に記載の燃料ノズル(200)。

【請求項9】

前記後部本体(220)は、前記マイクロチャンネル冷却回路(230)に沿って1つまたは複数の冷却収集器(232)をさらに画定し、各冷却収集器(232)は、前記後部本体(220)の内部で、前記半径方向および/または周方向に沿って複数の燃料噴射器(210)間に配された、円筒形の体積を画定する、請求項1に記載の燃料ノズル(200)。

30

【請求項10】

前記燃料ノズル(200)は、前記半径方向に延在する半径方向中心線(13)を有し、前記冷却収集器(232)のうちの少なくとも1つが、前記燃料ノズル(200)の前記半径方向中心線(13)に沿って配され、1つまたは複数の冷却キャビティ(231)と流体連通している、請求項9に記載の燃料ノズル(200)。

【請求項11】

前記後部本体(220)は、複数のマイクロチャンネル冷却回路(230)を画定し、前記複数のマイクロチャンネル冷却回路(230)はそれぞれ、互いの間で均一な圧力分布を画定する、請求項1に記載の燃料ノズル(200)。

40

【請求項12】

ガスタービンエンジン(10)のための燃料ノズル(200)であって、前記燃料ノズル(200)は、半径方向、長手方向、周方向、上流端部(99)、および下流端部(98)を画定し、前記燃料ノズル(200)は、

少なくとも1つの燃料噴射器(210)に連結された後部本体(220)であって、前記後部本体(220)は、前記半径方向にそれぞれが延びる前壁(222)および後壁(224)と、前記長手方向に延びる複数の側壁(226)と、を画定し、前記複数の側壁(226)は、前記前壁(222)と前記後壁(224)とを連結し、前記前壁(222)は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィス(229)を画定し、少なくとも1つの側

50

壁(226)は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィス(228)を画定し、さらに、少なくとも1つのマイクロチャンネル冷却回路(230)が、1つまたは複数の前記チャンネル入口オリフィス(229)と1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィス(228)との間に画定されている、後部本体(220)と；

各燃料噴射器(210)の前記上流端部(99)に接続された前部本体(240)であって、前記長手方向に伸びる少なくとも1つの空気入口オリフィス(242)を画定する前部本体(240)と、を含む、燃料ノズル(200)。

【請求項13】

ガスタービンエンジン(10)のための燃焼器組立体(50)であって、前記燃焼器組立体(50)は、半径方向、長手方向、周方向、上流端部(99)、および下流端部(98)を画定し、前記燃焼器組立体(50)は、

少なくとも1つの燃料ノズル組立体であって、各燃料ノズル組立体は、少なくとも1つの燃料噴射器(210)と、少なくとも1つの燃料噴射器(210)に連結された後部本体(220)と、を含み、前記後部本体(220)は、前記半径方向にそれぞれが伸びる前壁(222)および後壁(224)と、前記長手方向に伸びる複数の側壁(226)と、を画定し、前記複数の側壁(226)は、前記前壁(222)と前記後壁(224)とを連結し、前記前壁(222)は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィス(229)を画定し、少なくとも1つの側壁(226)は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィス(228)を画定し、さらに、少なくとも1つのマイクロチャンネル冷却回路(230)が、1つまたは複数の前記チャンネル入口オリフィス(229)と1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィス(228)との間に画定されている、少なくとも1つの燃料ノズル組立体と、

前記半径方向、前記長手方向に、および周方向に伸びる壁(100)を含む隔壁(56)であって、前記壁(100)は、後面(104)、前面(106)、および前記後面(104)と前記前面(106)との間の長手方向部分(102)を画定し、前記壁の前記長手方向部分(102)は、1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィス(228)に隣接している、隔壁(56)と、を含む、燃焼器組立体(50)。

【請求項14】

前記隔壁(56)の前記壁(100)の前記長手方向部分(102)は、前記半径方向および/または周方向において1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィス(228)に隣接している、請求項13に記載の燃焼器組立体(50)。

【請求項15】

圧縮空気(82)が、前記隔壁(56)の前記壁(100)の前記長手方向部分(102)と流体および熱連通している前記チャンネル出口オリフィス(228)を出る、請求項14に記載の燃焼器組立体(50)。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本主題は、概してガスタービンエンジン燃焼組立体に関する。さらに具体的には、本主題は、ガスタービンエンジンのための燃料ノズルおよび燃焼器組立体に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機および産業用ガスタービンエンジンは、燃料を燃やしてエネルギーをエンジンサイクルに投入する、燃焼器を含む。典型的な燃焼器は、1つまたは複数の燃料ノズルを組み込み、その機能は、液体またはガス状の燃料を、それが微粒化され燃えることができるように、気流の流れに導入することである。一般的なガスタービンエンジン燃焼設計基準は、燃料と空気との混合および燃焼を最適化して高エネルギー燃焼を引き起こすことを含む。

【0003】

10

20

30

40

50

しかしながら、高エネルギー燃焼を引き起こすと、しばしば、矛盾する不都合な結果を生じ、これらは解決しなければならない。例えば、高エネルギー燃焼は、しばしば高温を生じ、これは、燃焼器組立体構成要素の摩耗および劣化を軽減するために冷却空気を必要とする。しかしながら、燃焼器組立体構成要素の摩耗および劣化を軽減するために冷却空気を利用すると、燃焼および全体的なガスタービンエンジン効率が減少する場合がある。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

したがって、構造的摩耗および劣化を最小限に抑え、燃焼および全体的なガスタービンエンジン効率の損失を軽減するとともに高エネルギー燃焼をもたらす得る、燃料ノズル組立体が必要とされている。

10

【課題を解決するための手段】

【0005】

本発明の態様および利点は、一部が以下の説明に記載され、または、説明から明らかとなり得、または、本発明の実施を通じて学習され得る。

【0006】

本開示は、ガスタービンエンジンのための燃料ノズルを対象とし、燃料ノズルは、半径方向、長手方向、周方向、上流端部、および下流端部を画定する。燃料ノズルは、少なくとも1つの燃料噴射器に連結された後部本体を含む。後部本体は、半径方向にそれぞれが延びる前壁および後壁と、長手方向に延びる複数の側壁と、を画定する。複数の側壁は、前壁と後壁とを連結する。前壁は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィスを画定する。少なくとも1つの側壁は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィスを画定する。少なくとも1つのマイクロチャンネル冷却回路が、1つまたは複数のチャンネル入口オリフィスと1つまたは複数のチャンネル出口オリフィスとの間に画定される。

20

【0007】

本開示の別の態様は、ガスタービンエンジンのための燃焼器組立体を対象とし、燃焼器組立体は、半径方向、長手方向、周方向、上流端部、および下流端部を画定する。燃焼器組立体は、隔壁と、燃料ノズル組立体の1つまたは複数と、を含む。各燃料ノズル組立体は、少なくとも1つの燃料噴射器と、少なくとも1つの燃料噴射器に連結された後部本体と、を含む。後部本体は、半径方向にそれぞれが延びる前壁および後壁と、長手方向に延びる複数の側壁と、を画定する。複数の側壁は、前壁と後壁とを連結する。前壁は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィスを画定する。少なくとも1つの側壁は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィスを画定する。少なくとも1つのマイクロチャンネル冷却回路が、1つまたは複数のチャンネル入口オリフィスと1つまたは複数のチャンネル出口オリフィスとの間に画定される。隔壁は、半径方向、長手方向、および周方向に延びる壁を含む。この壁は、後面、前面、および後面と前面との間の長手方向部分を画定する。壁の長手方向部分は、1つまたは複数のチャンネル出口オリフィスに隣接している。

30

【0008】

本発明のこれらおよび他の特徴、態様、および利点は、以下の説明および添付の特許請求の範囲を参照すると、より良く理解されるであろう。本明細書に組み込まれ、その一部を構成する、添付図面は、本発明の実施形態を例示しており、説明と共に、発明の原理を説明するのに役立つ。

40

【0009】

当業者に向けられた、最良の形態を含む、本発明の完全かつ有効な開示は、添付図面を参照する、本明細書に記載されている。

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図1】燃料ノズルおよび燃焼器組立体の例示的な実施形態を組み込む例示的なガスタービンエンジンの部分概略断面図である。

【図2】図1に示す例示的なエンジンの燃焼器組立体の例示的な実施形態の軸方向断面図

50

である。

【図3】燃料ノズルの例示的な実施形態が示された半径方向切取図である。

【図4】半径方向中心線に沿って切り取った図3に示す燃料ノズルの切取斜視図である。

【図5】燃焼器組立体の燃料ノズルおよび隔壁の例示的な実施形態の軸方向断面図である。

【図6】燃焼器組立体の燃料ノズルおよび隔壁の例示的な実施形態の斜視図である。

【図7】図6に示す燃料ノズルおよび隔壁の例示的な実施形態の上流図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

本明細書および図面で参照符号を繰り返し使用することは、本発明の同じかまたは類似の特徴または要素を表すことを意図している。

10

【0012】

次に、本発明の実施形態を詳細に参照するが、その1つまたは複数の例が、図面に示されている。各例は、本発明の説明として提供されており、本発明を制限するものではない。実際、発明の範囲または趣旨から逸脱せずに、さまざまな改変および変形が本発明で行われ得ることが、当業者には明らかであろう。例えば、一実施形態の一部として例示または記載される特徴は、別の実施形態と共に使用されて、さらなる実施形態をもたらし得る。よって、本発明は、添付の特許請求の範囲およびそれらの等価物の範囲に含まれるような、改変および変形をカバーすることを意図している。

【0013】

20

本明細書で使用される用語「第1の」、「第2の」、および「第3の」は、1つの構成要素を別の構成要素と区別するために互換的に使用され得、個別の構成要素の場所または重要性を表すことは意図していない。

【0014】

用語「上流」および「下流」は、流体経路における流体の流れに関して相対的な方向を指す。例えば、「上流」は、流体が流れてくる方向を指し、「下流」は、流体が流れていく方向を指す。

【0015】

マイクロチャネル冷却を備えた燃料ノズルおよび燃焼器組立体の実施形態を、概して提供する。本明細書に概して提供される実施形態は、燃料ノズルに温度管理を提供するとともに、温度管理に利用される圧縮空気の量を最小限に抑え、それによって、燃焼および全体的なガスタービンエンジン効率の損失を軽減することができる。例えば、1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路が、燃焼チャンバおよびその中の高温ガスに隣接する各燃料ノズルの後部本体に、温度管理の調節をもたらし得る。1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路は、各燃料ノズルの後部本体にわたる温度および熱勾配を減少させ、それによって、各燃料ノズルの構造的性能を改善するとともに、燃焼ではなく冷却に利用される圧縮空気の量を最小限に抑えることができる。

30

【0016】

さまざまな実施形態では、燃料ノズルの温度管理に利用される圧縮空気は、燃焼器隔壁に温度管理を提供するのにさらに利用される。さらに他の実施形態では、燃焼器組立体は、冷却空気を燃料ノズルおよび隔壁に提供するとともに、圧縮空気使用量を最小限に抑え、高エネルギー燃焼をもたらす。例えば、燃料ノズル、またはより具体的には、1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路を通じて燃料ノズルの後部本体から、提供される冷却空気は、隔壁と燃焼チャンバ内の燃焼ガスとの間の流体を冷却する境界層を画定し得る。

40

【0017】

次に図面を参照すると、図1は、本開示のさまざまな実施形態に組み込まれるような、本明細書では「エンジン10」と呼ばれる、例示的な高バイパスターボファンジェットエンジン10の概略的な部分断面側面図である。以下では、ターボファンエンジンに関してさらに説明するが、本開示は、海洋および産業用タービンエンジンならびに補助動力装置を含む、ターボジェット、ターボプロップ機、およびターボシャフトガスタービンエンジンを

50

含むターボ機械にも一般的には適用可能である。図1に示すように、エンジン10は、参照目的で、その中を通して延びる長手方向または軸方向の中心線軸(centerline axis)12を有する。エンジン10は、半径方向R、長手方向L、上流端部99、および下流端部98をさらに画定する。一般的に、エンジン10は、ファン組立体14と、ファン組立体14から下流に配されたコアエンジン16と、を含み得る。

【0018】

コアエンジン16は、環状入口20を画定する実質的に管状の外側ケーシング18を概して含み得る。外側ケーシング18は、直列フロー関係で、ブースターもしくは低圧(LP)コンプレッサ-22、高圧(HP)コンプレッサ-24を有するコンプレッサ-セクションと、燃焼セクション26と、高圧(HP)タービン28、低圧(LP)タービン30を含むタービンセクションと、ジェット排気ノズルセクション32と、を入れるか、または少なくとも部分的に形成する。高圧(HP)ローターシャフト34は、HPタービン28をHPコンプレッサ-24に駆動的に(drivingly)接続する。低圧(LP)ローターシャフト36は、LPタービン30をLPコンプレッサ-22に駆動的に接続する。LPローターシャフト36はまた、ファン組立体14のファンシャフト38に接続され得る。特定の実施形態では、図1に示すように、LPローターシャフト36は、間接駆動または歯車駆動構成などにおいて、減速歯車40によってファンシャフト38に接続され得る。他の実施形態では、エンジン10は、中間圧力(IP)コンプレッサ-と、中間圧力シャフトと共に回転可能なタービンと、をさらに含み得る。

10

【0019】

図1に示すように、ファン組立体14は、ファンシャフト38に連結され、これから半径方向外側に延びる、複数のファンブレード42を含む。環状ファンケーシングまたはナセル44が、ファン組立体14および/またはコアエンジン16の少なくとも一部を周方向に囲む。一実施形態では、ナセル44は、複数の周方向に離間した出口ガイド翼または支柱46によって、コアエンジン16に対して支持され得る。さらに、ナセル44の少なくとも一部は、コアエンジン16の外側部分の上に延びて、それらの間にバイパス気流通路48を画定し得る。

20

【0020】

図2は、図1に示すようなコアエンジン16の例示的な燃焼セクション26の断面側面図である。図2に示すように、燃焼セクション26は、一般的に、環状内側ライナー-52、環状外側ライナー-54、および隔壁56を有するアニュラ型燃焼器組立体50を含み得、隔壁56は、各ライナー-52、54の上流端部99において、それぞれ(respectfully)、内側ライナー-52と外側ライナー-54との間に半径方向に延びる。燃焼セクション26の他の実施形態では、燃焼器組立体50は、カンまたはカニュラ型(can or can-annular type)であってよい。図2に示すように、内側ライナー-52は、エンジン中心線12(図1)に対して外側ライナー-54から半径方向に離間しており、それらの間に、概ね環状の燃焼チャンバ62を画定する。特定の実施形態では、内側ライナー-52および/または外側ライナー-54は、金属合金またはセラミックマトリックス複合材(CMC)材料から、少なくとも部分的に、または全体が、形成され得る。

30

【0021】

図2に示すように、内側ライナー-52および外側ライナー-54は、外側ケーシング64内部に入れられ得る。外側流動通路66が、内側ライナー-52および/または外側ライナー-54の周りに画定され得る。内側ライナー-52および外側ライナー-54は、長手方向Lに沿って、隔壁56からタービンノズルまたは入口68に向かって、HPタービン28まで延び(図1)、よって、燃焼器組立体50とHPタービン28との間に高温ガス通路を少なくとも部分的に画定することができる。

40

【0022】

次に図3を参照すると、燃料ノズル200の例示的な実施形態の半径方向切取図が、図5に示すような断面3-3で概して提供されている。また、図4を参照すると、軸方向の中心線13から延びた半径方向の中心線13に沿って図3に示す燃料ノズル200の切取斜視図が概して提供される(すなわち、断面3-3における切取図および半径方向中心線13に沿った切取図を示す)。図3および図4を参照すると、燃料ノズル200は、半径方向R、長手方向L、および周方向Cを画定する。燃料ノズル200は、少なくとも1つの燃料噴射器210に連結された後部本体

50

220を含む。後部本体220は、半径方向Rにそれぞれが延びる前壁222および後壁224を画定する。後部本体220は、長手方向Lに延びる複数の側壁226(図6に示す)をさらに画定する。複数の側壁226は、前壁222と後壁224とを連結する。前壁222は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィス229を画定する。少なくとも1つの側壁226は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィス228を画定する。少なくとも1つのマイクロチャンネル冷却回路230が、1つまたは複数のチャンネル入口オリフィス229と1つまたは複数のチャンネル出口オリフィス228との間に画定される。

【0023】

依然として図3および図4を参照すると、さまざまな実施形態では、後部本体220は、前壁222と、後壁224と、複数の側壁226との間に1つまたは複数の冷却キャビティ231をさらに画定し得る。一実施形態では、図3および図4に示すように、1つまたは複数の冷却キャビティ231は、半径方向Rに沿って各燃料ノズル200を通してほぼ対称に延びる半径方向の中心線13に少なくとも部分的に沿って延びる。他の実施形態では、冷却キャビティ231のうちの1つまたは複数のは、半径方向の中心線13に沿って、またはこれを越えて、対称に延び得る。

10

【0024】

図3および図4に示す実施形態では、1つまたは複数の冷却キャビティ231は、半径方向Rおよび/または周方向Cに沿って複数の燃料噴射器210間に配される。例えば、図3および図4に示すように、冷却キャビティ231は、半径方向Rに概ね沿って燃料噴射器210間に延び、それらの間でほぼ対称に整列している。

20

【0025】

さまざまな実施形態では、後部本体220は、マイクロチャンネル冷却回路230に沿って1つまたは複数の冷却収集器232をさらに画定する。各冷却収集器232は、後部本体220内部で、半径方向Rおよび/または周方向Cに沿って複数の燃料噴射器210間に配された、実質的に円筒形の体積を画定する。1つまたは複数の冷却収集器232は、1つまたは複数のコンプレッサー22、24からの圧縮空気82の圧力および/または流れが、マイクロチャンネル冷却回路230を通り続け、1つまたは複数のチャンネル出口オリフィス228を通して出る前に正常化され得る体積を画定する。一実施形態では、図3および図4に示すように、冷却収集器232のうちの少なくとも1つは、半径方向の中心線13に沿って配され、冷却キャビティ231のうちの1つまたは複数のと流体連通している。

30

【0026】

一実施形態では、図3および図4に示すように、マイクロチャンネル冷却回路230のうちの1つまたは複数のが、後部本体220内部に曲がりくねった通路233を画定する。曲がりくねった通路233は、少なくとも一部が周方向Cに沿って、また少なくとも一部が半径方向Rに沿って、延び得る。さまざまな実施形態では、曲がりくねった通路233は、少なくとも一部が長手方向L、半径方向R、および/または周方向Cに沿って延び得る。図3および図4に示すマイクロチャンネル冷却回路230の一実施形態では、マイクロチャンネル冷却回路230のうちの少なくとも1つは、燃料噴射器210のうちの1つまたは複数の周りで少なくとも一部が周方向に延びる。

【0027】

40

さまざまな実施形態のそれぞれでは、1つまたは複数の冷却キャビティ231および/または1つまたは複数の冷却収集器232を含む、マイクロチャンネル冷却回路230は、チャンネル入口オリフィス229から、複数のチャンネル出口オリフィス228を通る、実質的に均一もしくは一様の圧力および/または流れ分布を提供し得る。他の実施形態では、マイクロチャンネル冷却回路230は、複数のチャンネル出口オリフィス228を通じて1つまたは複数の冷却収集器232から実質的に均一もしくは一様の圧力および/または流れ分布を提供し得る。実質的に一様の圧力および/または流れ分布を提供する上で、各マイクロチャンネル冷却回路230は、燃料ノズル200の後部本体220にわたって実質的に同様および/または一様の熱伝達を提供し得る。後部本体220にわたる実質的に同様および/または一様の熱伝達は、半径方向R、長手方向L、および/または周方向Cに沿って後部本体220の熱勾配を減少させ得る。

50

【 0 0 2 8 】

さまざまな実施形態では、各マイクロチャネル冷却回路230は、別のチャネル入口オリフィス229、マイクロチャネル冷却回路230、またはチャネル出口オリフィス228それぞれに関する第2の直径、面積、および/または体積とは異なる、第1の直径、面積、および/または体積を画定することができる。第2の直径、面積、および/または体積とは異なる第1の直径、面積、および/または体積を画定することにより、後部本体220を通じた熱伝達を調節するか、または別様に影響を与え得る。例えば、第1の直径、面積、および/または体積は、後部本体220のより低い温度もしくは熱勾配部分に割り付けられた第2の直径、面積、および/または体積とは対照的に、より高い温度もしくは熱勾配部分に割り付けられ得る。したがって、燃料ノズル200は、1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路230を画定することができ、それによって、非対称の圧力および/または流れがその中を通して画定される。さらになお、燃料ノズル200は、後部本体220の特定の部分に合わせられた非対称の熱伝達を与えるように1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路230を画定し得る。例えば、マイクロチャネル冷却回路230の曲がりくねった通路233は、各燃料噴射器210の周りを少なくとも部分的に周方向に延びて、そこから放出される炎に近接する各燃料噴射器210の下流端部98に近接した後部本体220の温度を下げるることができる。

10

【 0 0 2 9 】

次に図5を参照すると、燃料ノズル200および隔壁56の別の例示的な実施形態の側面図が概して提供されている。燃料ノズル200は、各燃料噴射器210の上流端部99に連結された前部本体240をさらに含み得る。前部本体240は、長手方向Lに延びる少なくとも1つの空気入口オリフィス242を画定し得る。さまざまな実施形態では、少なくとも1つの空気入口オリフィス242は、半径方向Rおよび/または周方向Cならびに長手方向Lに沿って延び得る。さらに他の実施形態では、空気入口オリフィス242は、前部本体240内部に曲がりくねった通路を画定し得る。

20

【 0 0 3 0 】

燃料ノズル200、チャネル入口オリフィス229、マイクロチャネル冷却回路230、チャネル出口オリフィス228、および空気入口オリフィス242のさまざまな実施形態は一緒になって、燃料ノズル200の構造的性能を改善し得る温度管理を提供し得る。さまざまな実施形態は、燃焼を助けるか、または燃料ノズル200の内部での燃料のコークス化を防ぐために、望ましくは燃料71の物理的特性を変えることなどによって、温度管理の利点を燃料ノズル200内部の燃料71に提供することもできる。

30

【 0 0 3 1 】

図1~図5を再び参照すると、エンジン10の動作中、矢印74で概略的に示すような、ある体積の空気が、ナセル44および/またはファン組立体14の関連する入口76を通してエンジン10に入る。空気74がファンブレード42を横切って通ると、矢印78で概略的に示すような空気の一部は、バイパス気流通路48の中へ向けられるか、または送られ、矢印80で概略的に示すような空気の別の一部は、LPコンプレッサー22内に向けられるか、または送られる、空気80は、LPコンプレッサー22およびHPコンプレッサー24を通して燃焼セクション26に向かって流れるにつれて、徐々に圧縮される。図2に示すように、矢印82で概略的に示すような、いまや圧縮された空気は、プレディフューザ65の構成要素としての、コンプレッサー出口ガイド翼(CEGV)67を横切って流れて、燃焼セクション26のディフューザキャピティ84またはヘッド端部分に入る。

40

【 0 0 3 2 】

圧縮空気82は、ディフューザキャピティ84を加圧する。一般的にプレディフューザ65、また、さまざまな実施形態では、さらに具体的にはCEGV67は、燃料ノズル200への圧縮空気82の流れを調整する。さまざまな実施形態では、プレディフューザ65および/またはCEGV67は、圧縮空気82を、各燃料ノズル200の前部本体240内に画定された(図7に示す)1つまたは複数の空気入口オリフィス242に向ける。

【 0 0 3 3 】

さらに、圧縮空気82は、燃料ノズル200に入って、燃料ノズル200内部の1つまたは複数

50

の燃料噴射器210に入り、燃料71と混ざる。一実施形態では、各燃料噴射器210は、燃料71と空気82とを、燃料噴射器210のアレイ内部で予備混合し、燃料ノズル200を出る、結果として得られる燃料-空気混合物72に対する渦はほとんどまたはまったくない。燃料71と空気82とを燃料噴射器210内部で予備混合した後、燃料-空気混合物72は、各燃料噴射器210から安定化された小型で管状の炎のアレイとして、複数の燃料噴射器210のそれぞれから燃える。

【0034】

LPコンプレッサー22およびHPコンプレッサー24は、燃焼に加えて、燃焼セクション26および/またはタービンセクション31の少なくとも一部の温度管理のために圧縮空気82を提供し得る。例えば、図2に示すように、圧縮空気82は、内側ライナー52および外側ライナー54に冷却を提供するために外側流動通路66内に送られ得る。別の例として、圧縮空気82の少なくとも一部は、ディフューザキャビティ84から送られ得る。さらに別の例として、圧縮空気82は、HPタービン28またはLPタービン30のうちの少なくとも1つに冷却空気を提供するためにさまざまな流路を通して向けられ得る。

10

【0035】

再び図1および図2を集合的に参照すると、燃焼チャンバ62内で生成された燃焼ガス86は、燃焼器組立体50からHPタービン28内に流れ、よって、HPローターシャフト34を回転させ、それによって、HPコンプレッサー24の動作を支援する。図1に示すように、燃焼ガス86は次に、LPタービン30を通して送られ、よって、LPローターシャフト36を回転させ、それによって、LPコンプレッサー22の動作および/またはファンシャフト38の回転を支援する。燃焼ガス86は次に、コアエンジン16のジェット排気ノズルセクション32を通して排出されて、推進スラスト(propulsive thrust)を提供する。

20

【0036】

次に図5を参照すると、エンジン10の燃焼器組立体50の燃料ノズル200および隔壁56の例示的な実施形態が提供される。次に図1～図6を参照すると、隔壁56は、半径方向R、長手方向Lに沿って、かつ周方向C(図1および図2には図示せず)に延びる壁100を含む。壁100は、後面104、前面106、および後面104と前面106との間の長手方向部分102を画定する。壁100の長手方向部分102は、各燃料ノズル200の複数の側壁226に隣接する。一実施形態では、壁100の長手方向部分102は、半径方向Rにおいて、燃料ノズル200のチャネル出口オリフィス228に隣接する。

30

【0037】

図1～図5を参照すると、隔壁56は、周方向に延びる環状シールリング110をさらに含む。シールリング110は、隔壁56の上流に配される。シールリング110は、半径方向Rに沿って燃料ノズル200の外側および/または内側にさらに配される。シールリング110は、隔壁56の壁100の前面106に隣接した第1のシール112を画定する。シールリング110は、第1のシール112に隣接した第2のシール114をさらに画定する。さまざまな実施形態では、第2のシール114は、上流端部99に向かって半径方向Rおよび長手方向Lに少なくとも部分的に延びたラップ型リップ116をさらに画定し得る。シールリング110の一実施形態では、圧縮空気82は、下流端部98に向かってシールリング110に対して力を加えてシールを形成し、それによって、ディフューザキャビティ84と燃焼チャンバ62との間に流体連通がほとんどまたはまったく起こらない。シールリング110の別の実施形態では、ラップ型リップ116は、ディフューザキャビティ84と燃焼チャンバ62との間のシールを増大させるために圧縮空気82がシールリング110に対して力を加え得る面積を増やす。

40

【0038】

図1～図5に示す燃焼器組立体50の一実施形態では、圧縮空気82は、燃料ノズル200の前部本体240に画定された1つまたは複数の空気入口オリフィス242を通して燃料ノズル200に入る。圧縮空気82は、燃料ノズルの前部本体240を通して流れて、燃料ノズル200の1つまたは複数の燃料噴射器210に空気を提供し得る。さまざまな実施形態では、圧縮空気82は、燃料ノズル200の前部本体240内部の燃料71と圧縮空気82との間に熱エネルギー伝達を提供し得る。例えば、エンジン10の一実施形態では、燃料71は、熱エネルギーを圧縮空気82

50

から受け取り得る。燃料71に対する、さらなる熱エネルギーは、粘度を減少させ、燃焼のための圧縮空気82による燃料微粒子化を促進し得る。

【0039】

別の実施形態では、圧縮空気82は、前部本体240を通過して後部本体220の1つまたは複数のチャンネル入口オリフィス229に流れる。さらに他の実施形態では、圧縮空気82は、前部本体240の周り、上、および/または下(半径方向R)に向けられて、燃料ノズル200の後部本体220に画定された1つまたは複数のチャンネル入口オリフィス229を通過して燃料ノズル200に入ることができる。圧縮空気82は、1つまたは複数のチャンネル入口オリフィス229を通過して、マイクロチャンネル冷却回路230内に、かつこれを通過して流れ得る。図5に示す実施形態では、圧縮空気82は、隔壁56と流体および熱連通しているチャンネル出口オリフィス228を出る。さらに具体的には、圧縮空気82は、(図5に示すように)チャンネル出口オリフィス228に隣接した隔壁56の壁100の長手方向部分102と流体および熱連通しているチャンネル出口オリフィス228を出ることができる。

10

【0040】

次に図6を参照すると、燃焼器組立体50の一部の斜視図が示されている。図6に示す実施形態では、チャンネル出口オリフィス228は、隔壁56の壁100の下流に配される。一実施形態では、チャンネル出口オリフィス228は、隔壁56の壁100の下流に画定され得る。別の実施形態では、チャンネル出口オリフィス228は、壁100の下流に、壁100の後面104に近接して画定され得、それによって、圧縮空気82は、チャンネル出口オリフィス228から後面104と流体および熱連通している。チャンネル出口オリフィス228を隔壁56の壁100の下流に画定することは、より冷たい圧縮空気82の境界層フィルムまたはパuffaを壁100と燃焼チャンバ62内の燃焼ガス86との間に画定することによって、壁100における、またはその近くの流れおよび温度に影響し得る。

20

【0041】

次に図1～図6を参照すると、他の実施形態では、燃料ノズル200は、マイクロチャンネル冷却回路230を通じて冷却流体を供給するために剛性または可撓性チューブなどの構造体を含み得る。冷却流体は、空気入口オリフィス242、チャンネル入口オリフィス229、および/またはマイクロチャンネル冷却回路230のうちの1つまたは複数を通して圧縮空気82の代わりに機能して、燃料ノズル200、または後部本体220および隔壁56に熱連通および温度管理を提供することができる。例えば、冷却流体は、不活性ガスであってよい。別の例として、冷却流体は、外部エンジン器具などの別の供給源からの空気、またはコンプレッサー22、24から別の場所からの空気(例えば、ブリード空気)であってよい。

30

【0042】

次に図7を参照すると、燃料ノズル200の例示的な実施形態が、上流から下流に向かって見て示されている。図7に示す実施形態は、隔壁56の一部、燃料ノズル200の前部本体240、および少なくとも1つの空気入口オリフィス242を示す。図7の実施形態は、圧縮空気82を1つまたは複数の燃料噴射器210および/または少なくとも1つのチャンネル入口オリフィス229(図7には不図示)に供給するために前部本体240に画定された複数の空気入口通路244をさらに示す。

【0043】

図1～図7に示し、本明細書に記載される燃料ノズル200および燃焼器組立体50は、機械的に接合されたさまざまな構成要素の組立体として、または1つの単一の構成要素として構成されて、当業者に一般的に既知の任意の数のプロセスから製造され得る。これらの製造プロセスは、「付加製造」または「3D印刷」と呼ばれるものを含むが、これらに制限されない。さらに、任意の数の鋳造、機械加工、溶接、ろう付け、もしくは焼結プロセス、もしくは機械的なファスナ、またはそれらの任意の組み合わせは、燃料ノズル200または燃焼器組立体50を構築するのに使用され得る。さらに、燃料ノズル200および燃焼器組立体50は、ニッケルおよびコバルト系合金を含むがこれらに制限されない、タービンエンジン燃焼セクション用の任意の適切な材料から構築され得る。さらになお、流路表面は、抵抗を減らすか、または別様に流体の流れを促進するために表面仕上げまたは他の製造方法

40

50

を含み得、例えば、バレル磨き、バレル研磨、ライフルリング(rifling)、研磨、またはコーティングなどであるが、これらに制限されない。

【 0 0 4 4 】

本明細書で概して提供されるマイクロチャネル冷却回路230を備えた燃料ノズル200および燃焼器組立体50の実施形態は、燃料ノズル200に温度管理を提供するとともに、温度管理に利用される圧縮空気82の量を最小限に抑え、それによって、燃焼およびガスタービンエンジン効率を増大させ得る。例えば、1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路230は、燃焼チャンバ62およびその中の高温燃焼ガス86に隣接する各燃料ノズル200の後部本体20に、温度管理の調節をもたらす。1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路230は、各燃料ノズル200の後部本体220にわたる温度および熱勾配を減少させ、それによって、各燃料ノズル200の構造的性能を改善するとともに、燃焼ではなく冷却に利用される圧縮空気82の量を最小限に抑えることができる。

10

【 0 0 4 5 】

さまざまな実施形態では、燃料ノズル200の温度管理に利用される圧縮空気82は、燃焼器隔壁56に温度管理を提供するのにさらに利用される。さらに他の実施形態では、燃焼器組立体50は、冷却空気を燃料ノズル200および隔壁56に提供するとともに、圧縮空気82の使用量を最小限に抑え、高エネルギー燃焼をもたらす。例えば、燃料ノズル200、またはより具体的には、1つまたは複数のマイクロチャネル冷却回路230を通じて燃料ノズル200の後部本体220から、提供される圧縮空気82などの冷却空気は、隔壁56と燃焼チャンバ62の燃焼ガス86との間に境界層冷却流体を画定することができる。

20

【 0 0 4 6 】

この記載した説明は、例を使用して、最良の形態を含め、本発明を開示し、また、当業者が、任意の装置もしくはシステムを作製および使用し、任意の組み込まれた方法を実行することを含め、本発明を実施することを可能にする。本発明の特許可能な範囲は、特許請求の範囲によって定められ、当業者が思いつく他の例を含み得る。このような他の例は、特許請求の範囲の一語一語の言葉と異なる構造的要素を含む場合、または特許請求の範囲の一語一語の言葉とわずかな相違がある等価な構造的要素を含む場合に、特許請求の範囲内に入ることが意図されている。

【 0 0 4 7 】

本発明のさらなる態様は、以下の項の主題によって提供される。

30

【 0 0 4 8 】

[項 1]

ガスタービンエンジンのための燃料ノズルであって、前記燃料ノズルは、半径方向、長手方向、周方向、上流端部、および下流端部を画定し、前記燃料ノズルは、

少なくとも1つの燃料噴射器に連結された後部本体を含み、前記後部本体は、前記半径方向にそれぞれが延びる前壁および後壁と、前記長手方向に延びる複数の側壁と、を画定し、前記複数の側壁は、前記前壁と前記後壁とを連結し、前記前壁は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィスを画定し、少なくとも1つの側壁は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィスを画定し、さらに、少なくとも1つのマイクロチャネル冷却回路が、1つまたは複数の前記チャンネル入口オリフィスと1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィスとの間に画定されている、燃料ノズル。

40

【 0 0 4 9 】

[項 2]

前記前壁は、少なくとも部分的に前記長手方向に沿って少なくとも1つのチャンネル入口オリフィスを画定する、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 0 】

[項 3]

前記前壁は、ほぼ前記燃料ノズルの半径方向の中心線に沿って少なくとも1つのチャンネル入口オリフィスを画定する、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 1 】

50

[項 4]

前記後部本体は、前記前壁と、前記後壁と、前記複数の側壁との間に1つまたは複数の冷却キャビティをさらに画定する、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 2 】

[項 5]

前記1つまたは複数の冷却キャビティは、前記燃料ノズルの半径方向の中心線に少なくとも部分的に沿って延びる、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 3 】

[項 6]

前記1つまたは複数の冷却キャビティは、前記半径方向および/または周方向に沿って複数の燃料噴射器間に配されている、任意の前項に記載の燃料ノズル。

10

【 0 0 5 4 】

[項 7]

前記マイクロチャネル冷却回路は、前記後部本体の内部に曲がりくねった通路を画定する、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 5 】

[項 8]

少なくとも1つのマイクロチャネル冷却回路は、1つまたは複数の燃料噴射器の周りで少なくとも部分的に周方向に延びる、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 6 】

20

[項 9]

前記後部本体は、前記マイクロチャネル冷却回路に沿って1つまたは複数の冷却収集器をさらに画定し、各冷却収集器は、前記後部本体の内部で、前記半径方向および/または周方向に沿って複数の燃料噴射器間に配された、実質的に円筒形の体積を画定する、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 7 】

[項 1 0]

前記冷却収集器のうちの少なくとも1つが、前記燃料ノズルの半径方向の中心線に沿って配され、1つまたは複数の冷却キャビティと流体連通している、任意の前項に記載の燃料ノズル。

30

【 0 0 5 8 】

[項 1 1]

前記後部本体は、複数のマイクロチャネル冷却回路を画定し、前記複数のマイクロチャネル冷却回路はそれぞれ、互いの間で実質的に均一な圧力分布を画定する、任意の前項に記載の燃料ノズル。

【 0 0 5 9 】

[項 1 2]

各燃料噴射器の前記上流端部に接続された前部本体をさらに含み、前記燃料ノズルの前部本体は、前記長手方向に延びる少なくとも1つの空気入口オリフィスを画定する、任意の前項に記載の燃料ノズル。

40

【 0 0 6 0 】

[項 1 3]

ガスタービンエンジンのための燃焼器組立体であって、前記燃焼器組立体は、半径方向、長手方向、周方向、上流端部、および下流端部を画定し、前記燃焼器組立体は、

少なくとも1つの燃料ノズル組立体であって、各燃料ノズル組立体は、少なくとも1つの燃料噴射器と、少なくとも1つの燃料噴射器に連結された後部本体と、を含み、前記後部本体は、前記半径方向にそれぞれが延びる前壁および後壁と、前記長手方向に延びる複数の側壁と、を画定し、前記複数の側壁は、前記前壁と前記後壁とを連結し、前記前壁は、少なくとも1つのチャンネル入口オリフィスを画定し、少なくとも1つの側壁は、少なくとも1つのチャンネル出口オリフィスを画定し、さらに、少なくとも1つのマイクロチャネル冷却

50

回路が、1つまたは複数の前記チャンネル入口オリフィスと1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィスとの間に画定されている、少なくとも1つの燃料ノズル組立体と、

前記半径方向、前記長手方向に、および周方向に延びる壁を含む隔壁であって、前記壁は、後面、前面、および前記後面と前記前面との間の長手方向部分を画定し、前記壁の前記長手方向部分は、1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィスに隣接している、隔壁と、を含む、燃焼器組立体。

【0061】

[項14]

前記隔壁の前記壁の前記長手方向部分は、前記半径方向および/または周方向において1つまたは複数の前記チャンネル出口オリフィスに隣接している、任意の前項に記載の燃焼器組立体。

10

【0062】

[項15]

圧縮空気が、前記隔壁の前記壁の前記長手方向部分と流体および熱連通している前記チャンネル出口オリフィスを出る、任意の前項に記載の燃焼器組立体。

【0063】

[項16]

前記チャンネル出口オリフィスは、前記隔壁の前記壁の下流に画定されている、任意の前項に記載の燃焼器組立体。

【0064】

20

[項17]

シールリングをさらに含み、前記シールリングは、第1のシールと、ラッパ型リップと、を画定し、前記第1のシールは、前記隔壁の前記壁の前記前面に隣接し、前記ラッパ型リップは、前記上流端部に向かって、前記半径方向および前記長手方向に少なくとも部分的に延びる、任意の前項に記載の燃焼器組立体。

【0065】

[項18]

前記マイクロチャンネル冷却回路は、前記後部本体の内部に曲がりくねった通路を画定する、任意の前項に記載の燃焼器組立体。

【0066】

30

[項19]

前記後部本体の前記前壁は、少なくとも部分的に軸方向に沿って少なくとも1つのチャンネル入口オリフィスを画定する、任意の前項に記載の燃焼器組立体。

【0067】

[項20]

前記後部本体は、前記前壁と、前記後壁と、前記複数の側壁との間に1つまたは複数の冷却キャピティをさらに画定する、任意の前項に記載の燃焼器組立体。

【符号の説明】

【0068】

10 エンジン

40

12 中心線軸

13 半径方向の中心線

14 ファン組立体

16 コアエンジン

18 外側ケーシング

20 環状入口

22 LPコンプレッサー

24 HPコンプレッサー

26 燃焼セクション

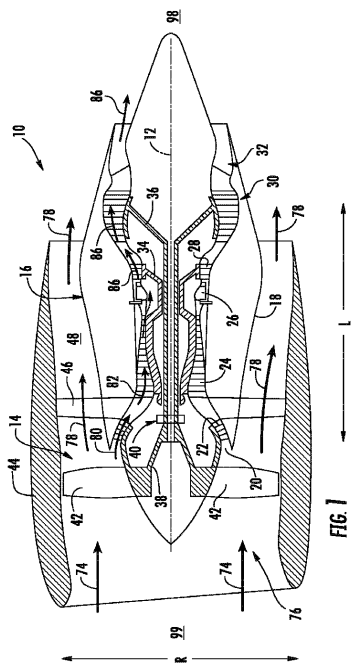
28 HPタービン

50

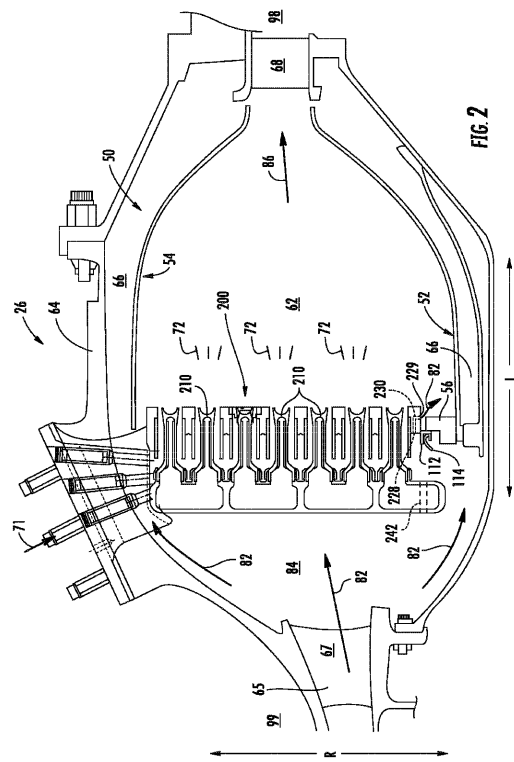
30	LPタービン	
32	ジェット排気ノズルセクション	
34	HPローターシャフト	
36	LPローターシャフト	
38	ファンシャフト	
40	減速歯車	
42	ファンブレード	
44	ナセル	
46	支柱	
48	バイパス気流通路	10
50	アニュラ型燃焼器組立体	
52	環状内側ライナー	
54	環状外側ライナー	
56	隔壁	
62	燃焼チャンバ	
64	外側ケーシング	
65	プレディフューザ	
66	外側流動通路	
67	コンプレッサー出口ガイド翼	
68	入口	20
71	燃料	
72	燃料-空気混合物	
74	空気	
76	入口	
80	空気	
82	圧縮空気	
84	ディフューザキャビティ	
86	燃焼ガス	
98	下流端部	
99	上流端部	30
100	壁	
102	長手方向部分	
104	後面	
106	前面	
110	環状シールリング	
112	第1のシール	
114	第2のシール	
116	ラッパ型リップ	
200	燃料ノズル	
210	燃料噴射器	40
220	後部本体	
222	前壁	
224	後壁	
226	側壁	
228	チャンネル出口オリフィス	
229	チャンネル入口オリフィス	
230	マイクロチャンネル冷却回路	
231	冷却キャビティ	
232	冷却収集器	
233	曲がりくねった通路	50

- 240 前部本体
- 242 空気入口オリフィス

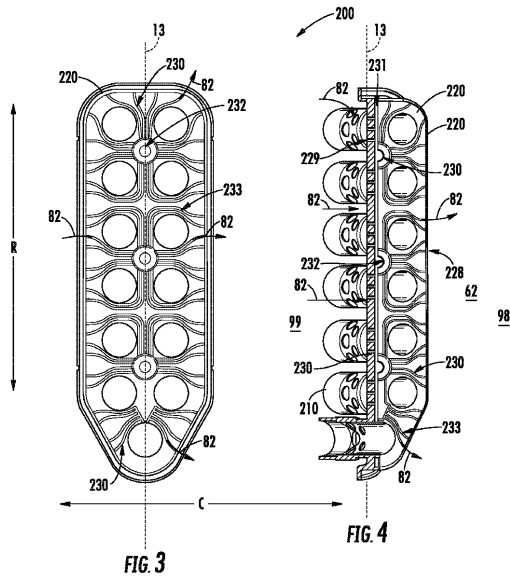
【図1】



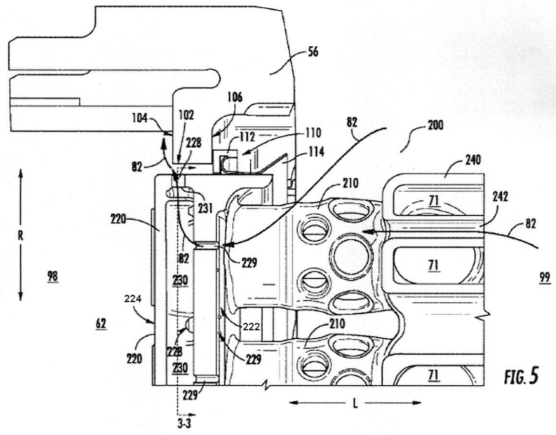
【図2】



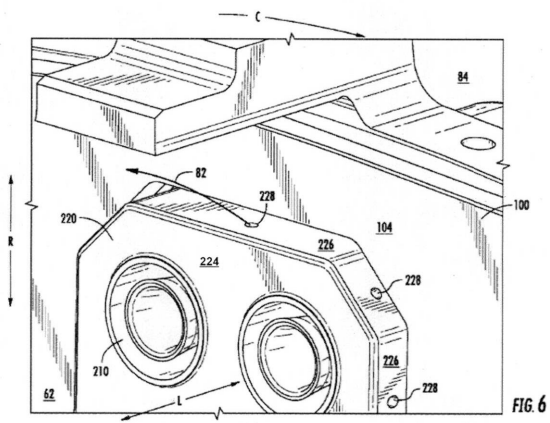
【 図 3 - 4 】



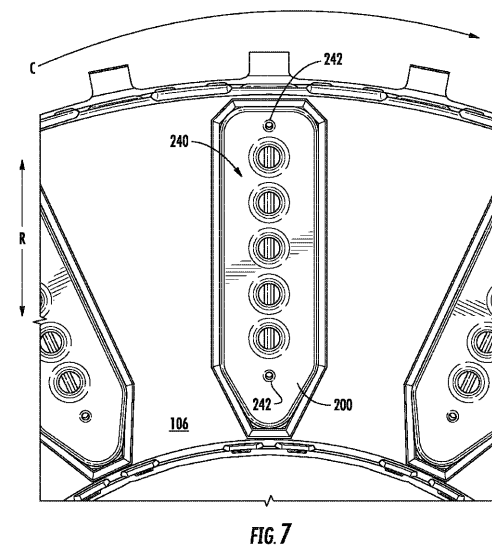
【 図 5 】



【 図 6 】



【 図 7 】



フロントページの続き

- (72)発明者 ウィリアム・トーマス・ベネット
アメリカ合衆国・マサチューセッツ・01905・リン・ウェスタン・アヴェニュー・1000・
ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ内
- (72)発明者 ジャレット・ピーター・ビューラー
アメリカ合衆国・オハイオ・45011・ハミルトン・ミュールホーサー・5223・ゼネラル・
エレクトリック・カンパニイ内
- (72)発明者 クレイグ・アラン・ゴンヨウ
アメリカ合衆国・オハイオ・45215・シンシナティ・ヌーマン・ウェイ・1・ゼネラル・エレ
クトリック・カンパニイ内

審査官 高吉 統久

- (56)参考文献 米国特許出願公開第2010/0031662(US, A1)
米国特許第5941076(US, A)
米国特許出願公開第2014/0020389(US, A1)
特開2016-044966(JP, A)
特開2014-088874(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/18
F23R 3/28