

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2017-201170

(P2017-201170A)

(43) 公開日 平成29年11月9日(2017.11.9)

(51) Int.Cl.			F I		テーマコード (参考)
FO2C	7/047	(2006.01)	FO2C	7/047	
FO2C	7/00	(2006.01)	FO2C	7/00	F
FO1D	25/00	(2006.01)	FO1D	25/00	N

審査請求 有 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2017-83284 (P2017-83284)	(71) 出願人	390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123 45、スケネクタダイ、リバーロード、1 番
(22) 出願日	平成29年4月20日 (2017.4.20)	(74) 代理人	100137545 弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	15/143,758	(74) 代理人	100105588 弁理士 小倉 博
(32) 優先日	平成28年5月2日 (2016.5.2)	(74) 代理人	100129779 弁理士 黒川 俊久
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100113974 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 熱伝達の向上のためのディンプル付きナセル内面

(57) 【要約】

【課題】 熱伝達の向上のためのディンプル付きナセル内面を提供する。

【解決手段】 航空機エンジンの前方部分10を通る熱伝達を向上させるための装置10である。この装置は、前方部分10により定められる壁16を含む。表面22が、壁により定められ、表面22は、航空機エンジンの前方部分10を通るチャンネル24を定める。流体源は、チャンネル24に流体接続される。ブリード空気がピット42を横切って流れることができるように、ピット42がチャンネル24の表面22内に定められる。

【選択図】 図2

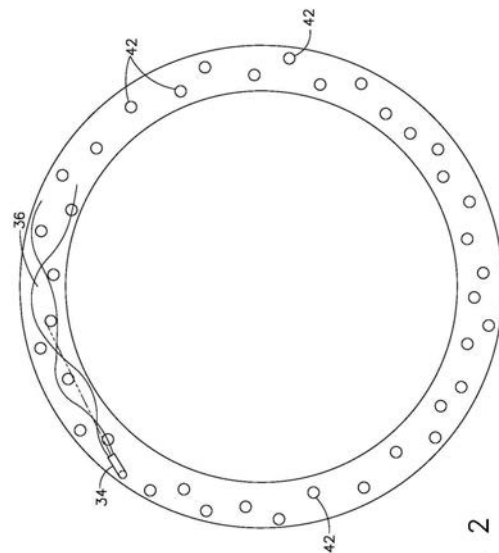


FIG. 2

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機エンジンの前方部分 10 を通る熱伝達を向上させるための装置であって、
前記前方部分 10 により定められる壁 16 と、
前記壁 16 により定められる表面 22 と、
前記表面 22 により定められるチャンネル 24 と、
前記チャンネル 24 に流体接続される流体源と、
前記表面 22 により定められるピット 42 と、
を含む、装置。

【請求項 2】

複数のピット 42 をさらに含む、請求項 1 に記載の装置

10

【請求項 3】

前記ピット 42 の各々は、乱流が流体流に交差するように構成される、請求項 2 に記載の装置。

【請求項 4】

前記ピット 42 の各々は、乱流シャドウ 44 を定めるように構成される、請求項 3 に記載の装置。

【請求項 5】

前記ピット 42 は、少なくとも 2 つの異なるピット 42 からの乱流シャドウ 44 が交差して交差領域 48 を定めるように構成される、請求項 4 に記載の装置。

20

【請求項 6】

前記ピット 42 は、種々の幾何学的形状を定める、請求項 5 に記載の装置。

【請求項 7】

前記ピット 42 の少なくとも一部は半球形である、請求項 6 に記載の装置。

【請求項 8】

前記ピット 42 の全てが半球形である、請求項 7 に記載の装置。

【請求項 9】

ナセル 10 の壁 16 を通る、ナセル 10 内の流体からの熱伝達の向上をもたらすように構成された航空機エンジンナセル 10 であって、

30

前記壁 16 により定められる D - ダクト 30 と、

前記 D - ダクト 30 に流体接続されたブリード空気源と、

前記 D - ダクト 30 の表面上に定められた複数のピット 42 と、

を含む、航空機エンジンナセル 10。

【請求項 10】

前記ピット 42 の各々は、乱流がブリード空気に交差するように構成される、請求項 9 に記載の航空機エンジンナセル 10。

【請求項 11】

前記ピット 42 の各々は、乱流シャドウ 44 を定めるように構成される、請求項 10 に記載の航空機エンジンナセル 10。

【請求項 12】

前記ピット 42 は、少なくとも 2 つの異なるピット 42 からの乱流シャドウ 44 が交差して交差領域を定めるように構成される、請求項 11 に記載の航空機エンジンナセル 10。

40

【請求項 13】

前記ピット 42 は、種々の幾何学的形状を定める、請求項 12 に記載の航空機エンジンナセル 10。

【請求項 14】

前記ピット 42 の少なくとも一部は半球形である、請求項 13 に記載の航空機エンジンナセル 10。

【請求項 15】

50

前記ピット42の全てが半球形である、請求項14に記載の航空機エンジンナセル10。

【請求項16】

航空機エンジンナセル10を加熱するための方法であって、
流体を前記航空機エンジンナセル10内に誘導するステップと、
前記流体が前記航空機エンジンナセル10により定められるピット42を横切って流れるようにするステップと、
前記流体が前記ピット42を横切って流れるに従って、前記流体の乱流を増大させるステップと、
を含む、方法。

10

【請求項17】

乱流シャドウ44を生成するステップをさらに含む、請求項16に記載の方法。

【請求項18】

前記乱流シャドウ44より乱流が多い交差領域48を生成するステップをさらに含む、請求項17に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機エンジンの加熱構成要素に関し、より具体的には、航空機エンジンの前方ナセルを加熱することに関する。

20

【背景技術】

【0002】

航空機エンジンへの氷の付着又は蓄積は、望ましくない。氷の蓄積を低減するために、エンジンの一部分からエンジンの他の構成要素へと高温流体を誘導することが知られている。これらの方法に関連する1つの問題は、熱エネルギーを加熱すべき部分全体にわたって均一に分散させるのは困難であることである。その結果、十分に加熱されていない構成要素の上に氷の蓄積が生じるか、又は必要な熱負荷を与えるために、エンジンの別の部分からの付加的な流体流を必要とすることになる。このような流体流の増大は、エンジンの効率を低下させる。

【先行技術文献】

30

【特許文献】

【0003】

【特許文献1】米国特許第8061657号明細書

【発明の概要】

【0004】

従って、流体流をより効率的に使用して航空機の構成要素を加熱するための装置に対する必要性がある。

【0005】

この必要性は、構成要素内の熱伝達率を向上させるように構成される、加熱される構成要素内の構造体により対処される。

40

【0006】

本発明の一態様によると、航空機エンジンの前方部分を通る熱伝達を向上させるための装置が提供される。この装置は、前方部分により定められる壁を含む。表面が壁により定められ、この表面は、航空機エンジンの前方部分を通るチャンネルを定める。加熱流体源は、チャンネルに流体接続される。チャンネルの表面内にピットが定められる。

【0007】

本発明の別の態様によると、航空機エンジンナセルを加熱するための方法が提供される。この方法は、流体を航空機エンジンナセル内に誘導するステップと、流体が、航空機エンジンナセルにより定められるピットを横切って流れるようにするステップと、流体がピットを横切って流れるに従って、流体の乱流を増大させるステップとを含む。

50

【0008】

本発明は、添付図面を参照しながら以下の説明を参照することによって最もよく理解することができる。

【図面の簡単な説明】

【0009】

【図1】 D - ダクトを定めるナセルを有する航空機エンジンの部分切取図

【図2】 D - ダクトを定める内壁表面を示す、図1に示されるエンジン内部の円形の表示

【図3】 D - ダクトを定める内壁表面のセクション

【図4】 ディンプルが内部に形成されたD - ダクトの断面図

【図5】 ディンプルが上に形成されたD - ダクト壁内面のセクション

10

【図6】 方向流ノズル。

【発明を実施するための形態】

【0010】

種々の図全体を通して同一の参照符号が同じ要素を表す図面を参照すると、図1は、エンジン11の前方部分を定めるナセル10の部分切取図を示す。ナセル10には、図2に示されるような複数のディンプル42を有するように構成されたD - ダクト30が内部に定められる。ディンプル42は、D - ダクト30内の流体の乱流を増大させるように構成され、従って、ナセル10内を通る、流体からの熱伝達を向上させる。

【0011】

エンジン11のナセル10は、内面22及び外面23をもつ壁16を有する。壁16の外面23は、内側リップ12及び外側リップ18を定める。内面22は、D - ダクトフロア32と併せてD - ダクト30を定める。

20

【0012】

D - ダクト30は、壁16の内面22により定められる環状チャンバであり、エンジン11の軸線Aの周りに配置される。図示のように、D - ダクト30は、D形状の断面を有する。図2に示されるように、方向流ノズル34が、D - ダクト30内に延びる。方向流ノズル34は、導管24を介してエンジン11（例えば、圧縮機14）から加熱ガス源に流体接続され、限定ではなく一例として、加熱流体は以下の：ガス、空気、液体及びそれらの組み合わせの1つとすることができる。弁25は、導管24内のエンジン11と方向流ノズル34との間に配置される。弁25は、導管24を通る、方向流ノズル34への流れを制御するように構成される。

30

【0013】

ここで図6を参照すると、ノズル34は、該ノズル34内で移動する、加熱流体又はブリード空気のような回転流を与えるように構成される。一実施形態において、ノズル34は、螺旋パターンにねじられた複数の流体流通路38を収容する。好ましい実施形態においては、4乃至6の流体流通路38が使用されるが、他の実施形態においては、通路の数は、実質的に多いことも又はより少ないこともある。付加的に、他の手段を用いて、これらに限定されるものではないが、内部ベーン又はノズルを含む回転を生じさせることもできる。高温流体がノズル34内に移動すると、流体流通路38は、回転運動をガスに与え、次にガスを吐出端部35からD - ダクト30内に排出する。ハウジング空気への高温流体流の噴射が、同伴空気質量をD - ダクト30内で旋回回転方向に回転させることが認識されるであろう。ノズリップD - ダクト30の外寄り位置内に形成された適切なサイズの孔のような適切な排出手段は、こうした同伴空気の一部が、D - ダクト30内に噴射される高温流体の質量流量と等しくなるようにD - ダクト30から漏出し、流れの平衡を保持することを可能にする。

40

【0014】

ナセル10及びD - ダクト30は、これに限定されるものではないが、楕円形などの円形以外の形状とすることができることを理解されたい。また、D - ダクト30の断面は、ナセル10の断面と類似していてもよいが、これとは異なってもよいことも理解されたい。

50

【0015】

図2に見られるように、方向流ノズル34から誘導されるブリード空気は、D-ダクト30の周りに向けられる。方向流ノズル34は、吐出端部35を含む。示される実施形態において、ブリード空気は、吐出端部35から延びる旋回ゾーン36を定める旋回パターンで誘導される。D-ダクト30内に誘導されるブリード空気は、旋回以外の流れパターンを示し得ることを理解されたい。こうした他の流れパターンは、方向流ノズル34の寸法により定めることができる。

【0016】

図2及び図3に見られるように、複数のディンプル42が、壁16の内面22及びフロア32により定められる。ディンプル42は、壁16の内面22から外面23に向けてフロア32内へと壁16内に延びるピットである。平面図で見たとき、図2、図3及び図5に示されるようなディンプル42の各々は、略円形の輪郭を有する。ディンプル42は、略半球形のピットである。ディンプル42の幾何学的形状は、半球形の形状以外の何らかの形状とすることができる。また、複数のディンプル42の中の個々のディンプル42は、異なる幾何学的形状とすることができることも理解されたい。

10

【0017】

ここで図4及び図5を参照すると、方向流ノズル34からの移動ブリード空気がディンプル42の1つに当たると、乱流が空気流内にもたらされる。ディンプル42の1つに入ると、ブリード空気は、図4に示されるような経路P1を有することができる。ガス流がディンプル42を出ると、経路P1は、ガス流とディンプル42の形状との相互作用により、仮想経路P2に転換されると考えられる。経路P2は湾曲して、ディンプル42により、ブリード空気内に誘導される乱流を示す。

20

【0018】

ブリード空気とディンプル42の形状との相互作用は、ディンプル42から遠ざかるように延びる複数の渦流の励振を引き起こすと考えられる。図5に示されるように、複数の渦流は、分散乱流シャドウ44を定める。1つ又はそれ以上の乱流シャドウ44が交差すると、これらは交差領域48を定める。交差領域48内の乱流は、乱流シャドウ44の1つにおける乱流の量と比べてさらに増大される。

【0019】

ナセル10は、その動作を説明することにより良く理解することができる。ブリード空気は、方向流ノズル34によりD-ダクト30内に誘導される。誘導されたブリード空気は流路を定める。流路の少なくとも一部は、複数のディンプル42と交差する。ディンプル42の各々は流路と交差し、より多くの乱流を発生させる。乱流の増大により、D-ダクト30内のブリード空気から壁16を通りナセル30の内側リップ12及び外側リップ18への熱伝達率が増大する。

30

【0020】

本発明は、従来技術に優る利点を有する。上述のような提供されたディンプルは、ナセルのD-ダクト内からのナセル壁を通る熱伝達を向上させるように構成される。結果として得られるナセルの外面上の熱エネルギー分布の改善は、ナセル内側リップを氷のない状態に保持しながら、外側リップ領域上のホットスポットを軽減させる効果を高める。従って、ナセル内側リップは、高価なブリード空気流の使用が少なく、氷のない状態に保持される。その結果、本発明のディンプルは、エンジンの効率全体を高め、市場における競争力を高める。

40

【0021】

以上、航空機エンジンのナセルD-ダクト内の熱伝達率を改善するように構成された装置について説明され、本明細書(いずれかの添付の特許請求の範囲、要約書及び図面を含む)で記載される本発明の特徴の全て、及びそのように開示されたいずれかの方法又はプロセスのステップの全ては、このような特徴及び/又はステップの少なくとも一部が互いに排他的である組み合わせを除いて、あらゆる組み合わせで結合することができる。

【0022】

50

本明細書（いずれかの添付の特許請求の範囲、要約書、及び図面を含む）で開示される各特徴は、明示的に別途規定のない限り、同じ、等価の又は同様の目的を提供する代替の特徴で置き換えることができる。従って、明示的に別途規定のない限り、開示される各特徴は、一般的な一連の等価又は同様の特徴のうちの1つの実施例に過ぎない。

【0023】

本発明は、上述の1又は複数の実施形態の詳細事項に限定されない。本発明は、本明細書（いずれかの添付の特許請求の範囲、要約書、及び図面を含む）で開示される特徴のうちのいずれかの新規な特徴又はいずれかの新規な組み合わせ、又はこのように開示されるいずれかの方法又はプロセスのステップのうちのいずれかの新規なステップ又はいずれかの新規な組み合わせに拡張することができる。

10

【0024】

最後に、代表的な実施態様を以下に示す。

[実施態様1]

航空機エンジンの前方部分を通る熱伝達を向上させるための装置であって、
上記前方部分により定められる壁と、
上記壁により定められる表面と、
上記表面により定められるチャンネルと、
上記チャンネルに流体接続される流体源と、
上記表面により定められるピットと、

を含む、装置。

20

[実施態様2]

複数のピットをさらに含む、実施態様1に記載の装置

[実施態様3]

上記ピットの各々は、乱流が流体流に交差するように構成される、実施態様2に記載の装置。

[実施態様4]

上記ピットの各々は、乱流シャドウを定めるように構成される、実施態様3に記載の装置。

[実施態様5]

上記複数のピットは、少なくとも2つの異なるピットからの乱流シャドウが交差して交差領域を定めるように構成される、実施態様4に記載の装置。

30

[実施態様6]

上記複数のピットは、種々の幾何学的形状を定める、実施態様5に記載の装置。

[実施態様7]

上記複数のピットの少なくとも一部は半球形である、実施態様6に記載の装置。

[実施態様8]

上記複数のピットの全てが半球形である、実施態様7に記載の装置。

[実施態様9]

ナセルの壁を通る、ナセル内の流体からの熱伝達の向上をもたらすように構成された航空機エンジンナセルであって、

40

上記壁により定められるD-ダクトと、

上記D-ダクトに流体接続されたブリード空気源と、

上記D-ダクトの表面上に定められた複数のピットと、

を含む、航空機エンジンナセル。

[実施態様10]

上記ピットの各々は、乱流がブリード空気に交差するように構成される、実施態様9に記載の航空機エンジンナセル。

[実施態様11]

上記ピットの各々は、乱流シャドウを定めるように構成される、実施態様10に記載の航空機エンジンナセル。

50

[実施態様 1 2]

上記複数のピットは、少なくとも2つの異なるピットからの乱流シャドウが交差して交差領域を定めるように構成される、実施態様 1 1 に記載の航空機エンジンナセル。

[実施態様 1 3]

上記複数のピットは、種々の幾何学的形状を定める、実施態様 1 2 に記載の航空機エンジンナセル。

[実施態様 1 4]

上記複数のピットの少なくとも一部は半球形である、実施態様 1 3 に記載の航空機エンジンナセル。

[実施態様 1 5]

上記複数のピットの全てが半球形である、実施態様 1 4 に記載の航空機エンジンナセル。

[実施態様 1 6]

航空機エンジンナセルを加熱するための方法であって、
流体を上記航空機エンジンナセル内に誘導するステップと、
上記流体が上記航空機エンジンナセルにより定められるピットを横切って流れるようにするステップと、

上記流体が上記ピットを横切って流れるに従って、上記流体の乱流を増大させるステップと、
を含む、方法。

[実施態様 1 7]

乱流シャドウを生成するステップをさらに含む、実施態様 1 6 に記載の方法。

[実施態様 1 8]

上記乱流シャドウより乱流が多い交差領域を生成するステップをさらに含む、実施態様 1 7 に記載の方法。

【符号の説明】

【 0 0 2 5 】

- 1 0 ナセル
- 1 1 エンジン
- 1 2 内側リップ
- 1 4 圧縮機
- 1 6 ナセル壁
- 1 8 外側リップ
- 2 2 内面
- 2 3 外面
- 2 4 導管
- 2 5 弁
- 3 0 D - ダクト
- 3 2 D - リングフロア
- 3 4 方向流ノズル
- 3 6 旋回ゾーン
- 3 8 流れ通路
- 4 2 ディンプル
- 4 4 乱流シャドウ
- 4 8 交差領域
- P 1 ディンプル流入空気経路
- P 2 ディンプル流出空気経路

10

20

30

40

【 図 1 】

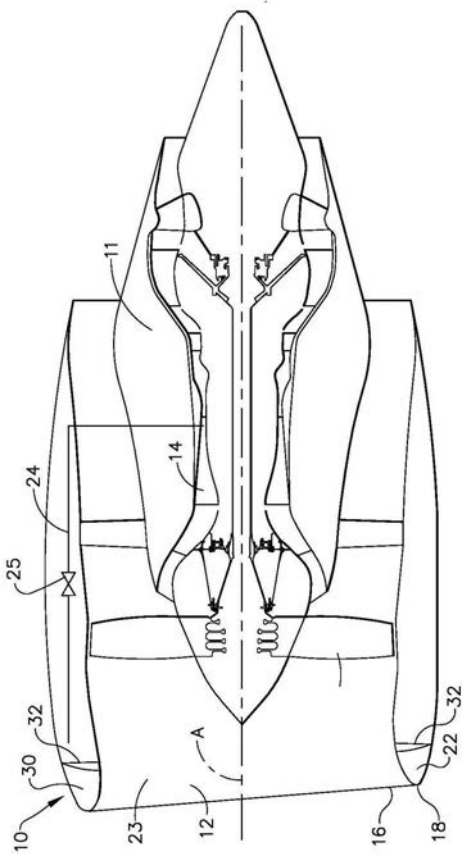


FIG. 1

【 図 2 】

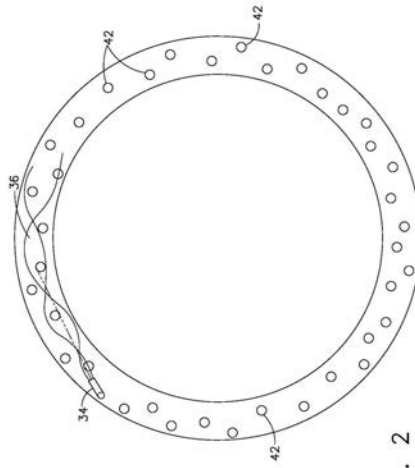


FIG. 2

【 図 3 】

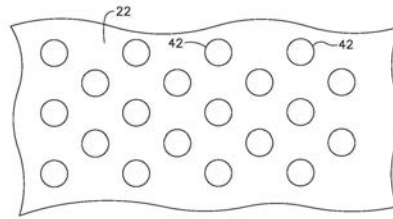


FIG. 3

【 図 4 】

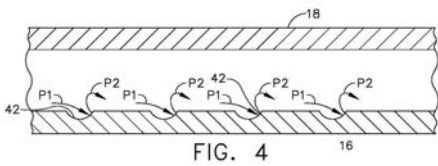


FIG. 4

【 図 5 】

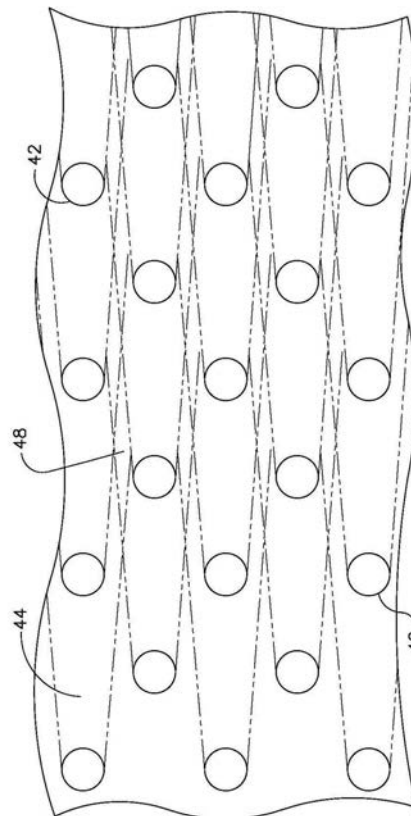


FIG. 5

【図 6】

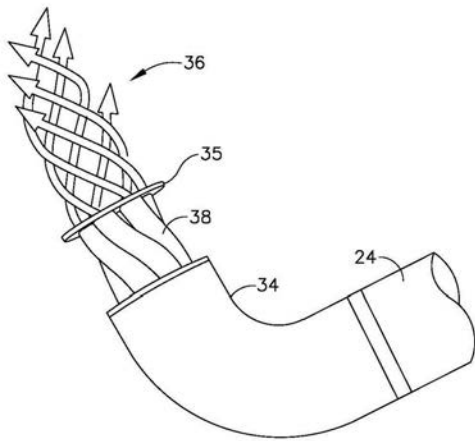


FIG. 6

【手続補正書】

【提出日】平成29年6月13日(2017.6.13)

【手続補正 1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機エンジンの前方部分 10 を通る熱伝達を向上させるための装置であって、
 前記前方部分 10 により定められる壁 16 と、
 前記壁 16 により定められる表面 22 と、
 前記表面 22 により定められるチャンネル 24 と、
 前記チャンネル 24 に流体接続される流体源と、
 前記表面 22 により定められるピット 42 と、
 を含む、装置。

【請求項 2】

複数のピット 42 をさらに含む、請求項 1 に記載の装置

【請求項 3】

前記ピット 42 の各々は、乱流が流体流に交差するように構成される、請求項 2 に記載の装置。

【請求項 4】

前記ピット 42 の各々は、乱流シャドウ 44 を定めるように構成され、

前記ピット 42 は、少なくとも 2 つの異なるピット 42 からの乱流シャドウ 44 が交差して交差領域 48 を定めるように構成される、請求項 3 に記載の装置。

【請求項 5】

前記ピット 4 2 は、種々の幾何学的形状を定める、請求項 4 に記載の装置。

【請求項 6】

前記ピット 4 2 の全てが半球形である、請求項 5 に記載の装置。

【請求項 7】

ナセル 1 0 の壁 1 6 を通る、ナセル 1 0 内の流体からの熱伝達の向上をもたらすように構成された航空機エンジンナセル 1 0 であって、

前記壁 1 6 により定められる D - ダクト 3 0 と、

前記 D - ダクト 3 0 に流体接続されたブリード空気源と、

前記 D - ダクト 3 0 の表面上に定められた複数のピット 4 2 と、

を含む、航空機エンジンナセル 1 0。

【請求項 8】

前記ピット 4 2 の各々は、乱流がブリード空気に交差するように構成され、

前記ピット 4 2 の各々は、乱流シャドウ 4 4 を定めるように構成され、

前記ピット 4 2 は、少なくとも 2 つの異なるピット 4 2 からの乱流シャドウ 4 4 が交差して交差領域を定めるように構成される、請求項 7 に記載の航空機エンジンナセル 1 0。

【請求項 9】

航空機エンジンナセル 1 0 を加熱するための方法であって、

流体を前記航空機エンジンナセル 1 0 内に誘導するステップと、

前記流体が前記航空機エンジンナセル 1 0 により定められるピット 4 2 を横切って流れるようにするステップと、

前記流体が前記ピット 4 2 を横切って流れるに従って、前記流体の乱流を増大させるステップと、

を含む、方法。

【請求項 10】

乱流シャドウ 4 4 を生成するステップと、

前記乱流シャドウ 4 4 より乱流が多い交差領域 4 8 を生成するステップとを含む、請求項 9 に記載の方法。

フロントページの続き

(72)発明者 ブラシャント・ティワリ
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウェスト・チェスター、センター・ポイント・ドライブ、9075番

【外国語明細書】

2017201170000001.pdf