



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101981300 B

(45) 授权公告日 2013. 10. 30

(21) 申请号 200980111716. 6

代理人 刘敏

(22) 申请日 2009. 03. 31

(51) Int. Cl.

(30) 优先权数据

F02K 1/34 (2006. 01)

08/52121 2008. 03. 31 FR

F02K 1/46 (2006. 01)

(85) PCT申请进入国家阶段日

(56) 对比文件

2010. 09. 29

FR 2892152 B1, 2007. 11. 23,

(86) PCT申请的申请数据

FR 2892152 B1, 2007. 11. 23,

PCT/FR2009/000375 2009. 03. 31

US 6571549 B1, 2003. 06. 03,

(87) PCT申请的公布数据

FR 2872549 B1, 2006. 09. 22,

W02009/133272 FR 2009. 11. 05

EP 1580417 A2, 2005. 09. 28,

(73) 专利权人 空中客车运营公司

FR 1542668 A, 1968. 10. 18,

地址 法国图卢兹

US 2990905 A, 1961. 07. 04,

专利权人 国家科研中心

审查员 刘薇

普瓦捷大学

(72) 发明人 J·于贝尔 J-P·博内

J·德尔维尔 P·若尔丹

F·斯特雷科斯基

(74) 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专

利商标事务所 11038

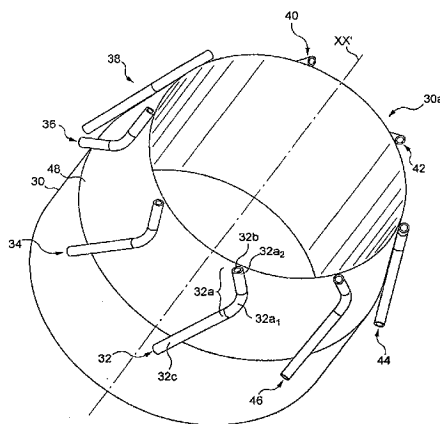
权利要求书1页 说明书10页 附图5页

(54) 发明名称

用于降低由具有相同方向的流体射流的飞行器的喷气发动机所产生的噪音的装置

(57) 摘要

具有纵向轴线 (XX') 的飞行器的喷气发动机, 该喷气发动机包括: 围绕气流的壁 (30), 该气流沿所述纵向轴线喷射到所述壁的下游端; 几个管子 (32、34、36、38、40、42、44、46), 所述管子分布在所述壁的下游端 (30a) 的周边并且每个管子都包括带有输出孔的末端部分, 每个管子能够通过它的输出孔喷射流体射流, 其特征在于, 所述管子构型成能够喷射互相基本平行的流体射流, 由相应输出孔 (32b) 喷射的每个流体射流在包含纵向轴线的平面中的投影图中与纵向轴线 (XX') 形成一偏移角 (d)。



1. 飞行器的喷气发动机,该喷气发动机具有纵向轴线 (XX') 并包括:围绕气流的壁 (30),该气流沿所述纵向轴线喷射到所述壁的下游端;几个管子,所述管子称为主管,分布在所述壁的下游端 (30a) 的周边,并且每个主管都包括带有输出孔的末端部分,每个主管能够通过它的输出孔喷射流体射流,

所述主管构型成能够喷射互相基本平行的流体射流,由相应输出孔 (32b) 喷射的每个流体射流在包含所述纵向轴线的平面中的投影图中与所述纵向轴线 (XX') 形成一偏移角 (d);

其特征在于,所述主管互相分开,至少一称为次级管的管子与每个主管相关联,并且与所述主管相邻并平行地设置,以便沿相同方向喷射平行的流体射流。

2. 如权利要求 1 所述的飞行器的喷气发动机,其特征在于,所述主管构型成沿穿透角 (p) 朝所述纵向轴线 (XX') 的方向倾斜地喷射每个流体射流。

3. 如权利要求 2 所述的飞行器的喷气发动机,其特征在于,所述偏移角由所述主管的末端部分的方向与所述纵向轴线 (XX') 形成,而所述穿透角由所述主管的输出孔朝所述纵向轴线 (XX') 的方向倾斜形成。

4. 如权利要求 2 所述的飞行器的喷气发动机,其特征在于,所述偏移角由所述主管的输出孔的方向与所述纵向轴线 (XX') 形成,而所述穿透角由所述主管的末端部分朝所述纵向轴线 (XX') 的方向倾斜形成。

5. 如权利要求 1 至 4 中任一项所述的飞行器的喷气发动机,其特征在于,所述主管构型成通过每个流体射流与所述纵向轴线 (XX') 形成在 40° 至 70° 之间的一偏移角而喷射每个流体射流。

6. 如权利要求 2 至 4 中任一项所述的飞行器的喷气发动机,其特征在于,所述穿透角在 8° 至 60° 之间。

7. 如权利要求 1 至 4 中任一项所述的飞行器的喷气发动机,其特征在于,所述壁的下游端包括多个分布在所述下游端的周边的人字齿,以便形成声音衰减机械装置。

8. 如权利要求 7 所述的飞行器的喷气发动机,其特征在于,所述主管与所述人字齿相关联,所述人字齿赋予所述壁的下游端以包括一系列顶部和凹陷的齿形。

9. 飞行器,其特征在于,其包括至少一如权利要求 1 至 8 中任一项所述的飞行器的喷气发动机。

用于降低由具有相同方向的流体射流的飞行器的喷气发动机所产生的噪音的装置

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器的喷气发动机。

背景技术

[0002] 公知地,飞行器的喷气发动机呈发动机舱(nacelle)的形式,在该发动机舱的中心安放有一涡轮机。

[0003] 该发动机舱用于通过喷气发动机的机翼支柱被安装在飞行器的机翼下面。

[0004] 涡轮机由一气体发生器构成,该气体发生器驱动一机舱增压器,该机舱增压器沿喷气发动机的发动机舱的纵向方向在气体发生器的上游安装在气体发生器的轴上。

[0005] 纵向穿过发动机舱的空气流部分地进入到气体发生器中,并参与燃烧。

[0006] 该空气流称为主气流并且在发生器的出口被喷出。

[0007] 空气流进入发动机舱并且没有穿过气体发生器的部分被机舱增压器驱动。

[0008] 称为次级气流的该空气流,在一环形通道中以相对于主气流同心的方式流动。该环形通道在外纵向壁(发动机舱壁)和围绕气体发生器的内纵向壁之间形成。

[0009] 次级气流沿喷气发动机的基本纵向方向从发动机舱喷射到发动机舱的外壁的下游端。

[0010] 围绕气体发生器的内壁还与一内纵向元件限定一环形通道,主气流从该环形通道流出。

[0011] 该主气流喷射到围绕气体发生器的内壁的下游端。

[0012] 在起飞阶段,喷射的气流(主气流和次级气流)采用非常高的速度。在该速度下,喷射的气流与环境空气相遇以及主气流与次级气流相遇产生很大噪音。

[0013] 从国际申请 W02002/013243 可了解用于降低由飞行器喷气发动机产生的噪音的射流装置。

[0014] 该射流装置包括几对管子,所述管子通向喷射推进射流的喷气发动机的尾喷管的出口,并且分布在该尾喷管的周边。

[0015] 每对管子的每一个喷射空气射流,并且以互相会聚的方式设置,以便在出口产生空气射流的相互作用三角或“射流三角”(“triangle fluide”)。

[0016] 管子的会聚角度在 40° 到 70° 之间。

[0017] 该射流装置对小尺寸的尾喷管是令人满意的。

[0018] 但是,当尾喷管的直径采用相对较大的数值时,例如米级,上述射流装置失去它的效能。

[0019] 来自会聚管子的流体射流实际上不能与由尾喷管喷射的推进射流的全部相互作用。因此,一部分推进射流与外周边空气流相遇,因此产生噪音。

[0020] 另外,尽管会聚的微射流对产生射流三角是有效的,但它们的会聚可能导致产生更高频率的干扰噪音的相互作用。

[0021] 因此需要降低由在飞行器的喷气发动机舱的出口的气流喷射所导致的噪音。

发明内容

[0022] 为此,本发明的目的是一种飞行器的喷气发动机,该喷气发动机包括:围绕气流的壁,所述气流沿纵向轴线喷射到所述壁的下游端;几个管子,所述管子分布在壁的下游端的周边并且每个管子都包括带有输出孔的末端部分,每个管子能够通过它的输出孔喷射流体射流,其特征在于,所述管子构型成喷射互相基本平行的流体射流,由相应输出孔喷射的每个流体射流在包含纵向轴线的平面中的投影图中与所述纵向轴线XX'形成一偏移角(angle de dérapage)。

[0023] 通过使所有来自输出孔的流体射流沿相同横向入射角(带有相同符号的偏移角)在相同方向中定向,这些流体射流不会聚,并因此避免流体射流之间的相互作用,该流体射流是干扰噪音的来源。

[0024] 流体射流与推进射流相互作用,该推进射流(喷射气流)的性质与在纵向涡流生成中的会聚射流(申请W02002/013243中描述的)的性质相近。但是,流体射流不形成射流三角,并因此不会利用为这些三角射流干扰所特有的某些涡流生成。

[0025] 这些如此定向的流体射流(带有横向入射角)分布在纵向喷射的气流的外周边,并且以螺旋方式围绕在纵向喷射的气流周围。

[0026] 如此产生的流体射流减小在喷射到壁的下游端的气流与在喷气发动机的壁的外周边流动的气流(例如空气)之间的相互作用。

[0027] 因此,外部气流比前面更不容易通过气流的高速喷射被驱动,并且由这些气流相遇所产生的噪音因而降低。

[0028] 这些流体射流越靠近,它们越有助于形成喷射气流周围的射流屏,以某种方式产生一隔音套,该隔音套防止流动的相互作用,该相互作用是噪音的来源。

[0029] 但是,需要注意的是,存在在射流数量与可接受的流量之间的折中,该可接受的流量相当于应限制为百分之几的在发动机上提取的流量。

[0030] 另外,如果具有沿周边的喷射连续性,就不会产生纵向涡流,并不会引入任何方位角模式的中断。

[0031] 要注意的是,就是这些管子将它们的构型或几何构形、它们相对于喷射的气流的几何方向以及特别是这些互相隔开的流体射流的偏移角赋予流体射流。

[0032] 根据一特征,管子构型成沿一穿透角(angle de pénétration)朝纵向轴线XX'的方向以倾斜方式喷射每个流体射流,该穿透角例如在 8° (弱渗入)和 60° (强渗入)之间。

[0033] 这种关于构成喷射的气流的轴线的纵向轴线的倾斜使得以给定的横向入射角喷射的流体射流与该喷射的气流以上面参照申请W02002/013243描述的会聚射流的方式相互作用。

[0034] 这种相互作用产生纵向涡流,该纵向涡流对于放大由简单射流产生的作用是有效的。

[0035] 根据第一方法,偏移角由管子的末端部分的方向与纵向轴线XX'形成,而穿透角由管子的输出孔朝纵向轴线XX'方向的倾斜形成。

[0036] 因此,流体射流的两个不同方向由每个管子的两个不同元件给出:可以相对于管子上游部分弯曲的末端部分和可以以适当方式构型成(加工成斜面)赋予希望的补充方向的输出孔。

[0037] 在该实例中,管子的末端部分横向地弯曲,并且输出孔朝向纵向轴线。

[0038] 根据第二方法,偏移角由管子的输出孔的方向与纵向轴线 XX' 形成,而穿透角由管子的末端部分朝纵向轴线 XX' 的方向的倾斜形成。

[0039] 在该实例中,管子的末端部分朝纵向轴线方向弯曲,并且输出孔横向地定向。

[0040] 根据对喷气发动机壁的合并(integration)应力(在壁的外表面或壁的内表面中的合并应力,或壁的厚度中的合并应力)和发动机的构型,可以采用这些方法中的一个或另一个。

[0041] 管子的分布沿周边不一定是规则的。例如,管子可以三个一组或更多个一组地分布,带有组间间隔,以便在组间产生涡流。另外,可以根据与发动机的几何形状有关的约束采用在周边的分布,例如为了考虑机翼支柱的尾涡的存在。同样,可以希望中断方位角的周期性(以改变声学模式),或者相对于地面接收的噪音和朝天空产生的噪音不以相同的方式起作用。

[0042] 根据一特征,管子构型成通过每个流体射流与纵向轴线 XX' 形成一偏移角而喷射每个流体射流,该偏移角在 40° 到 70° 之间,并例如等于 60° 。

[0043] 需要比较大的横向入射角,以便使产生的流体射流采取使它们可以与喷射的气流有效地相互作用的方向。

[0044] 根据该射流方向,可以调整射流与沿喷气发动机的纵向轴线喷射的气流之间的相互作用。

[0045] 根据一特征,称为主管的管子互相分开,至少一称为次级管的管子与每个主管相关联,并且与该主管相邻并平行地设置。

[0046] 可以设置几个并排且互相平行(成束)的管子,以便相对于纵向角偏移地沿相同方向喷射平行的流体射流。

[0047] 如此形成一射流层,该射流层提供比单独一个管子产生的射流覆盖层(couverture fluide)更宽的射流覆盖层。

[0048] 因此,射流屏更宽,并且因而对喷气发动机壁外部的流动是更加不可渗透的。

[0049] 通过管子的这种设置得到的降噪因此增加。

[0050] 另外,射流不汇交,因此不产生相互作用的干扰源。

[0051] 要注意的是,相关联的不同管子可以采用沿纵向轴线方向互不相同的倾斜角(穿透角),以便调整射流作用(effet fluide)和如此形成的射流束的构型。

[0052] 根据一特征,壁的下游端包括多个分布在壁的周边的人字齿(chvron),以便形成声音衰减机械装置。

[0053] 人字齿与来自它们所在的下游端的气流相互作用,如此产生沿气流(沿喷气发动机的纵向方向)传播的涡流,并因此有助于降低噪音。

[0054] 当射流喷射管布置成与壁的下游端相关时,人字齿可安设在该同一端处,以便加强由喷气发动机产生的噪音的衰减作用。

[0055] 作为变型,人字齿可以安设在围绕喷气发动机的另一喷射气流的出口的壁的另一

下游端处。

[0056] 根据另一变型,射流喷射管和人字齿可以合并 in 壁的同一下游端,而围绕喷气发动机的另一喷射气流的出口的壁的另一下游端也可只装有人字齿,或只装有管子,或者适当地装有与管子配合的人字齿。

[0057] 根据一特征,管子与人字齿相关联,这赋予壁的下游端以包括一系列顶部和凹陷的齿形。

[0058] 从每个管子出来的流体射流与在相关的人字齿处产生的纵向涡流相关联,并因此加强它的防噪音作用。

[0059] 根据一特征,每个人字齿包括连接顶部和相邻凹陷的倾斜部分,管子构型成与人字齿相关,以便每个流体射流平行于相应人字齿的倾斜部分之一的倾斜方向喷射。

[0060] 例如每个管子沿一人字齿的这些倾斜部分之一布置,并且它的输出孔设置在人字齿的顶部。

[0061] 如此布置的管子产生射流,该射流通过给予其一入射角以某种方式延长了人字齿作用。因此以某种方式形成非常不对称的人字齿,且这以流体的方式,即不会破坏巡航飞行时的空气动力学性能。

[0062] 本发明的目的还在于一飞行器,该飞行器包括至少一根据上面简要描述的飞行器的喷气发动机。

附图说明

[0063] 在以下只作为非限制实例给出并参照附图进行的描述中,其它的特征和优点将显现出来,在附图中:

[0064] 一图 1 是一飞行器的喷气发动机的示意性整体纵剖面图,其中只去掉机舱增压器罩的上部;

[0065] 一图 2a 是根据本发明的第一实施方式装配的发动机舱壁下游端的示意性透视图;

[0066] 一图 2b 是图 2a 中所示三个管子的示意性局部俯视图;

[0067] 一图 2c 是沿 A 的示意性局部视图,示出了关于来自管子的射流的轴线的倾斜角(穿透角);

[0068] 一图 2d 示意地示出关于轴线 XX' 倾斜的弯曲管子的构型;

[0069] 一图 2e 示出图 2d 的构型的一实施变型;

[0070] 一图 2f 示意地示出一管子置入到发动机舱的壁中;

[0071] 一图 3 是根据本发明的第二实施方式装配的发动机舱壁下游端的示意性透视图;

[0072] 一图 4a 是根据本发明的第三实施方式装配的发动机舱壁下游端的示意性局部透视图;

[0073] 一图 4b 是根据本发明的第四实施方式装配的发动机舱壁下游端的示意性局部透视图。

具体实施方式

[0074] 如图 1 所示并整体用附图标记 2 表示,飞行器的喷气发动机舱包置一涡轮机 4,并

且通过喷气发动机的机翼支柱 8 以已知方式安装在飞行器的机翼 6 的下面。

[0075] 涡轮机 4 包括一气体发生器,该气体发生器驱动一机舱增压器 10,该机舱增压器 10 沿喷气发动机舱的纵向方向在发生器的上游安装在发生器的轴上。

[0076] 发动机舱具有围绕纵向轴线 XX' 的转动对称性。

[0077] 进入发动机舱中的空气流 12 纵向穿过发动机舱,部分地进入到气体发生器 4 中并参与燃烧。

[0078] 在发生器的出口喷出的热推进气流 14 称为主气流。

[0079] 空气流 12 进入发动机舱并且未穿过气体发生器的部分被机舱增压器 10 驱动。

[0080] 该称为次级气流的冷推进气流 16 在环形通道 18 中流动,该环形通道 18 以与主气流 14 同心的方式布置。

[0081] 该通道 18 在外纵向壁 20(发动机舱罩)和围绕气体发生器的内纵向壁 22(马达罩)之间形成。

[0082] 次级气流 16 基本沿喷气发动机的纵向方向从发动机舱喷射到外壁 20 的下游端 20a。

[0083] 限定气体发生器的外壳的内纵向壁 22 与构成发动机核心的纵向中心部分 24 限定另一环形通道 26,主气流 14 经该环形通道 26 流出。

[0084] 该主气流更特别地喷射到内壁 22 的下游端 22a。

[0085] 本发明的用于降低喷气发动机的声音水平(niveau sonore)的射流装置应用于图 1 的喷气发动机舱 2。

[0086] 该射流装置例如布置成与发动机舱的围绕环形通道 18 的基本柱形的外壁 20(外罩)有关,次级气流 16 经该环形通道 18 喷出。

[0087] 该射流装置也可以布置成与发动机舱的围绕涡轮机 4 的内壁 22(内罩)有关,主气流 14 喷射到内壁 22 的端部。

[0088] 要注意的是,射流装置可以设在两个同心壁(外罩和内罩)的一个和/或另一个上。

[0089] 更特别的是,本发明的射流装置在所涉及的壁的后缘(也称为出口缘(lèvre de sortie))处与所涉及的壁的所谓下游端 20a 和/或 22a 相关联。

[0090] 本发明的射流装置能够根据要求紧接着壁的下游端的下游对从该下游端喷射的气流(主气流或次级气流)的外周边产生流动干扰。

[0091] 要注意的是,本发明的射流装置可以简单地增加到现有喷气发动机舱的尾喷管上,而不会影响发动机舱的尾喷管的整个设计和制造。

[0092] 射流干扰改变喷射气流与外部气流(当喷射气流为次级气流时,该外部气流为空气)相遇和与喷射气流相互作用的方式,以便形成朝向下游纵向传播的涡流。

[0093] 上述现象的目的是降低由如此装配的喷气发动机产生的噪音,特别是在飞行器起飞和接近地面(approche)阶段。

[0094] 本发明的射流装置可以覆盖不同的实施方式,并且下面将描述射流装置的某些结构。

[0095] 但是,这些结构中的每一个提供有效地降低由大尺寸喷气发动机(例如发动机舱的外环直径为米级)产生的噪音的优点。

[0096] 该优点通过产生的射流干扰形成喷射气流（主气流或次级气流）不可渗透或几乎不可渗透的射流屏（屏障）而得到。

[0097] 因此，驱动轴向速度低的外部气流到轴向速度高的喷射气流中被阻止或在任何情况下都被限制。因此导致为高频声辐射的原因的细小涡旋的产生大大地减小。

[0098] 为此，能够产生射流干扰的射流装置的构成部件包括几个流体射流喷射管，这些管子设置在壁 20 或 22 的下游端的周边并且具有相同的几何方向。

[0099] 因此，根据要求通过这些管子产生的流体射流具有相对于喷气发动机的纵向轴线基本相同的角度方向。所述管子不与该纵向轴线对齐。

[0100] 从所述管子产生的每个射流实际上与纵向轴线（在包含该轴线的平面中的投影图中）形成几乎相同的偏移角。

[0101] 相对于喷射气流（主气流或次级气流）的纵向轴线偏移的这些射流喷注到壁的下游端有利于形成纵向旋涡。这些纵向旋涡由流体射流与喷射气流（主气流或次级气流）的混合物层的相互作用产生，在该混合物层，气流围绕在每个射流周围。

[0102] 因此，这些纵向旋涡降低喷射气流的声学效果。

[0103] 在图 2a 中，根据本发明的第一实施方式的几个装置装配在图 1 所示的两个发动机舱壁的一个上，该发动机舱壁这里用附图标记 30 表示。图 2a 所示的壁形成一尾喷管，沿由轴线 XX' 给出的方向喷射到所述壁的下游端 30a 的气流（主气流或次级气流）在该尾喷管中流动。

[0104] 例如，射流装置 32、34、36、38、40、42、44、46 在输出环 48 处规则地分布在壁的下游端 30a 的外周边，并且互相分开。

[0105] 要注意的是，在其它实施方式中，射流装置可以合并到壁的厚度中，或者合并到壁的内表面上，该壁的内表面与喷射气流（主气流或次级气流）的流动接触。

[0106] 还需要注意的是，射流装置可以根据方位角以不同的方式分布。

[0107] 例如，这样允许考虑喷气发动机的机翼支柱 8 的存在，该喷气发动机的机翼支柱 8 的存在改变流动。

[0108] 这种不均匀布置还允许考虑噪音的方向性和噪音相对于附近区域的有关的规则约束。实际上，最好限制朝地面辐射的噪音而不是限制朝天空辐射的噪音。

[0109] 现将以装置 32 为例描述射流装置的构成，所有其它装置与该实施方式中的射流装置相同。

[0110] 装置 32 包括一管子，例如该管子通过一进气管 (tubulure d'amenée d'air)（未出示）与喷气发动机的高压部分连接。

[0111] 管子 32 包括末端部分 32a，该末端部分 32a 在其自由端设有输出孔 32b。如此进给压缩空气，管子将该压缩空气输送直到该管子的输出孔，在该输出孔压缩空气以射流的形式喷出。

[0112] 在图 2a 所示的例子中，输出孔为圆形并且射流采用圆形直径。但是，输出孔也可具有其它形态。

[0113] 图 2b 以俯视图（以在包含 XX' 的平面中的投影）示出与后缘 30a 相关的三个管子 32、34、36 的布置，以及它们的倾斜。三个管子具有基本相同的角度方向，以便使从这些管子出来的射流朝向相同方向。该方向与轴线 XX' 形成一偏移角。

[0114] 图 2a 和图 2b 的所有管子都具有一般在 40° 到 70° 之间的相同偏移角。

[0115] 管子的倾斜使从管子出来的射流具有相对推进射流的速度的一切向速度分量。由于与推进射流的相互作用,该切向分量引起射流关于自身的旋转。

[0116] 当实施方式涉及将外部冷射流(次级气流)和中心热射流(主气流)分开的环时,射流的旋转驱动外部冷空气到推进射流内,相反,驱动相关的热空气到射流外。

[0117] 因此使尾喷管出口处的温度均匀,这能够有助于降低该尾喷管产生的噪音。还产生热屏作用,这也有利于降低辐射的噪音。

[0118] 要注意的是,管子 32 的末端部分包括相对管子的上游部分 32c 弯曲的第一部分 32a1,以便使管子具有图 2b 所示的方向(角度 d)。末端部分 32a 包括形成管子的自由端并且具有输出孔 32b 的第二直线部分 32a2。

[0119] 另外,主管 32a 和 32b 至少在它们的末端部分也是倾斜的,沿称为渗入角的角度 p 朝纵向轴线 XX' 的方向倾斜。

[0120] 角度 p 示于图 2c,该图是沿图 2b 的方向 A 的视图并且以侧视图示出管子在轴线 XX' 上的倾斜。

[0121] 该倾斜一般通过壁的下游端的后缘(出口缘)的斜面形状得到,如图 2d 中放大所示。角度 p 一般在 8° (弱渗入)到 60° (强渗入)之间。该倾斜使得能够通过使流体射流在气流轴线上倾斜而增加喷射气流的干扰。

[0122] 因此,主管的末端部分 32a 和上游部分 32c 都贴靠后缘的倾斜外表面,并且采用相对于轴线 XX' 与后缘相同的方向。

[0123] 管子 32 在上游包括相对贴靠壁 30 的外表面布置的水平直线部分 32e 的弯曲部分 32d。该弯曲部分使管子 32 具有希望的倾斜角 p 。

[0124] 但是,管子可以另外采用与图 2e 所示后缘的方向不同的方向(角度 p'),图 2e 是图 2d 的构型的变型。

[0125] 要注意的是,角度 p' 可以比一实施变型中的角度 p 关于轴线 XX' 更倾斜。

[0126] 另外要注意的是,管子或管可以合并并在发动机舱的壁(罩)的厚度中,并因此采用与该壁的角度不同的角度。

[0127] 因此,图 2f 表示一变型,在该变型中本发明的管子 50 沿壁的(纵向)延伸方向安设在壁 30 内。

[0128] 该管子包括直线部分 52 和形成相对直线部分的肘管的管部分 54,以便使管子的输出孔 56 具有希望的方向(偏移角和渗入角)。

[0129] 肘管足够短,使得输出孔通到靠近壁的表面处。

[0130] 形成肘管的管部分可以具有连续的曲线并例如通过弯曲形成。

[0131] 或者,形成肘管的部分可以由与沿一连接角度的直线部分连接的直管部分形成。

[0132] 另外要注意的是,将管子置入在壁中能够不增加体积,并因此不破坏空气动力学性能。

[0133] 根据另一变型,由于噪音方向性、环境约束等,每个管子可以沿不同的穿透角倾斜,以便例如沿下游端 30a 的轮廓,调整来自这些管子的射流的影响。但是,要注意的是,以适当的方式选择角度,使得如此定向的射流能够产生纵向涡流。

[0134] 在轴向喷射的气流的周边射流的横向喷注提供相对于下游端 30a 延伸一短距离

的射流覆盖层（不连续的，因为射流被分隔开）。

[0135] 要注意的是，要安装的管子数量取决于尾喷管的出口直径。

[0136] 为了降低飞机起飞阶段或接近地面阶段与喷气发动机的推进射流有关的噪音，启动穿过空气入口直到分布在所述尾喷管的输出环处的管子的压缩空气的鼓风。涉及的输出环可以或者是分开热气流（主气流）和冷气流（次级气流）的环（内环），或者是分开冷气流（次级气流）和环境空气的环（发动机舱的环）。根据管子在出口环处的就位和管子的分布，压缩空气射流沿选择的偏移和渗入入射角被推进到管子外，因此干扰推进射流。

[0137] 空气射流构成受控射流。由于与喷气发动机的高压部分有关，空气射流的供给只有在需要控制的阶段（一般在起飞和着陆阶段）才是有效的。在这些阶段之外，通过简单切断压缩空气入口本发明的射流装置不起作用。这样装备的飞行器在气动阻力或推力损失方面没有任何影响。

[0138] 要注意的是，射流可以互相独立地启动，因此提供特别灵活的喷射气流的干扰系统。因此，可以考虑所述喷射的部分启动，启动位于图 2a 的所述尾喷管的上、下、左或右的射流，因此改变声音发送的方向性。

[0139] 根据一变型，受控射流可以以固定的方式启动，以便减小受控射流的流量，或改善控制性能。

[0140] 需要明确的是，在管子中流动的压缩空气的速度基本等于由尾喷管喷射的气流（推进射流）的速度。

[0141] 通过管子喷射的空气射流的流量与喷射气流的流量之间的质量比约为 0.2% 至 2%。

[0142] 根据一变型，空气射流根据考虑的应用可以为超声的。

[0143] 本发明的第二实施方式示出在图 3 中。

[0144] 该图与图 2a 的不同在于具有相同偏移角（穿透角可以在管子之间变化）的方向平行的管子的数量。

[0145] 重复图 2a 的管子布置（图 2a 的管子这里称为主管），但是其它几个称为次级管的管子与每个主管相伴，与主管平行，以便构成具有相同方向（偏移）的管束。

[0146] 如此，多个管束 60、62、64、66、68、70、72、74 设置在发动机舱的壁 30 的下游端 30a 的周边，并根据需要喷射强化射流。

[0147] 每个管束，如管束 60，由一主管 60a（与图 2a 的管子 32 相同）构成，几个例如三个次级管 60b、60c、60d 与主管 60 相关联。

[0148] 这种管束产生（横向的）更大延伸的射流干扰，因此与喷射的推进气流的相互作用产生放大的作用。

[0149] 多个来自一管束的几乎结合在一起的射流以某种方式形成一射流层。

[0150] 图 4a 示出本发明的第三实施方式。

[0151] 图 4a 表示尾喷管（主尾喷管或次级尾喷管）的基本柱形壁 80，喷射到该壁下游端 82（后缘）的气流（主气流或次级气流）在该尾喷管中流动。

[0152] 该下游端与图 2a-2e 的下游端 30a 的不同在于存在多个分布在后缘整个周边上的一系列机械人字齿 84-96，这些人字齿使后缘具有通过切割得到的锯齿形。

[0153] 因此下游端 82 构型成顶部和凹陷的交替，这些顶部和凹陷通过一些倾斜部分互

相连接,并且构成一系列人字形图案。

[0154] 每个人字齿(如人字齿 86)包括顶部 86a 和分别使顶部与二个相邻凹陷 85、87 连接的两个倾斜部分 86b、86c。

[0155] 如图 4a 所示,能够喷射流体射流的管子与每个人字齿相关联。该图中只有三个管子 98、100、102 示出在人字齿的外表面上。

[0156] 需要注意的是,管子可以位于壁 80 的厚度中,以便尽可能少地干扰壁外的流动。

[0157] 根据另一变型,管子可以设在壁 80 的内表面上,即在尾喷管的内部,喷射气流经由该尾喷管喷射。

[0158] 管子至少在它们的末端部分互相平行地布置,以便使产生的流体射流都具有相对于纵向轴线的相同方向(偏移角)。

[0159] 更特别的是,管子可以构型成它们的末端部分与人字齿的倾斜部分之一的倾斜方向平行。因此,偏移角由这些形成人字齿边缘的倾斜部分的倾斜度给出,因此产生人字齿的流体不对称。

[0160] 例如,管子位于最靠近人字齿边缘处,如图 4a 所示,以便管子的输出孔位于相应人字齿的顶部。

[0161] 如此定位,流体射流产生它的最大作用。

[0162] 因此作用被放大,因为射流有助于由人字齿产生的涡流结构。该布置可以利用尺寸更小但具有同样作用的人字齿,具有较少的在巡航飞行期间的阻力方面的阻碍(因为在推进气流中更小和/或较少侵入)。

[0163] 要注意的是,每个管子的输出孔向纵向轴线 XX' 的方向倾斜,以便赋予相关的管子以希望的穿透角。

[0164] 图 4b 示出本发明的第四实施方式,该实施方式与图 4a 的第三实施方式的不同在于人字齿上存在多个并排布置的管子,而不是只有一个管子。

[0165] 一管束(例如三个管子)设置在每个人字形图案的边缘之一附近,以便产生的流体射流束(射流层)最可能地靠近人字齿的顶部喷射,并因此产生最大效能。

[0166] 更特别的是,每个沿图 4a 的人字齿的边缘的称为主管的管子都保留。一个或几个称为次级管的其它管子(例如两个管子)贴靠在主管上,以构成一平行管束,该平行管因此具有相同的偏移角。

[0167] 因此所示的三个管束包括管子 98、104、106、100、108、111 和 102、112、114。

[0168] 在同一管束内和每个管束之间管子可以都具有相同的穿透角。

[0169] 或者,在同一管束内,管子可以取不同的方向,以便调整产生的射流作用和声学作用。例如,与人字齿的边缘相邻的管子的穿透角的值可以比最远的管子的穿透角的值大。

[0170] 这种布置能够增加纵向涡流结构的产生。

[0171] 根据另一变型,方向可以从一管束到另一管束交替地改变,但是同一管束内方向保持相同。

[0172] 还是根据另一变型,方向可以在同一管束内交替地改变,并且方向可以从一管束到另一管束交替地改变。

[0173] 这些不同变型使得能够通过混合可能不同方向的涡流产生与鸟翼的飞羽相似的作用。

- [0174] 上面描述的不同布置能够局部纵向地和横向地改变射流的作用。
- [0175] 这些布置还能够调节射流的几何方向到发出有害声音的某些优先方向。
- [0176] 这些布置还能够通过分配能量降低噪音。
- [0177] 与图 4a 的实施方式相关提出的不同的特征和优点也适用于图 4b 的实施方式。

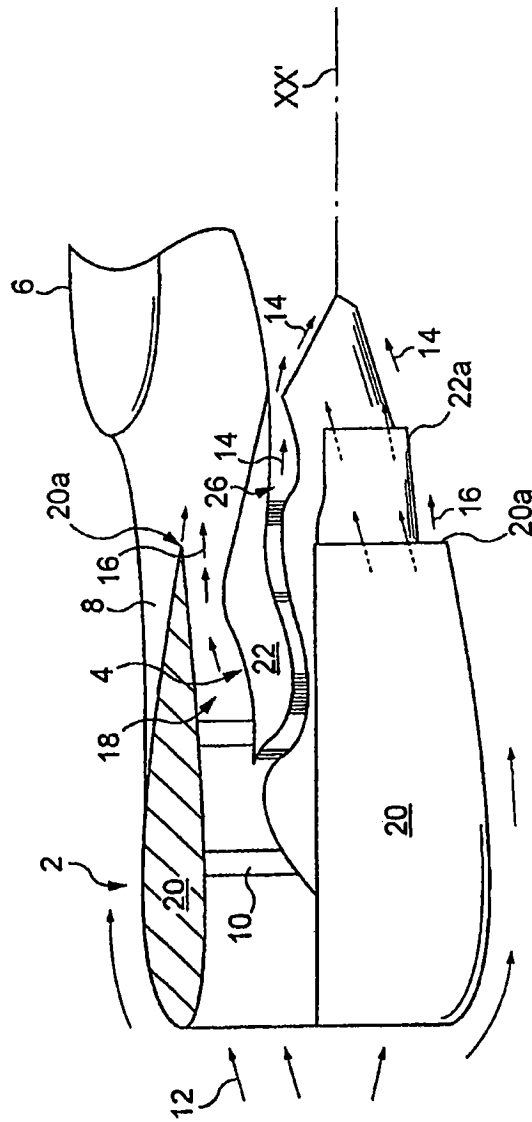


图 1

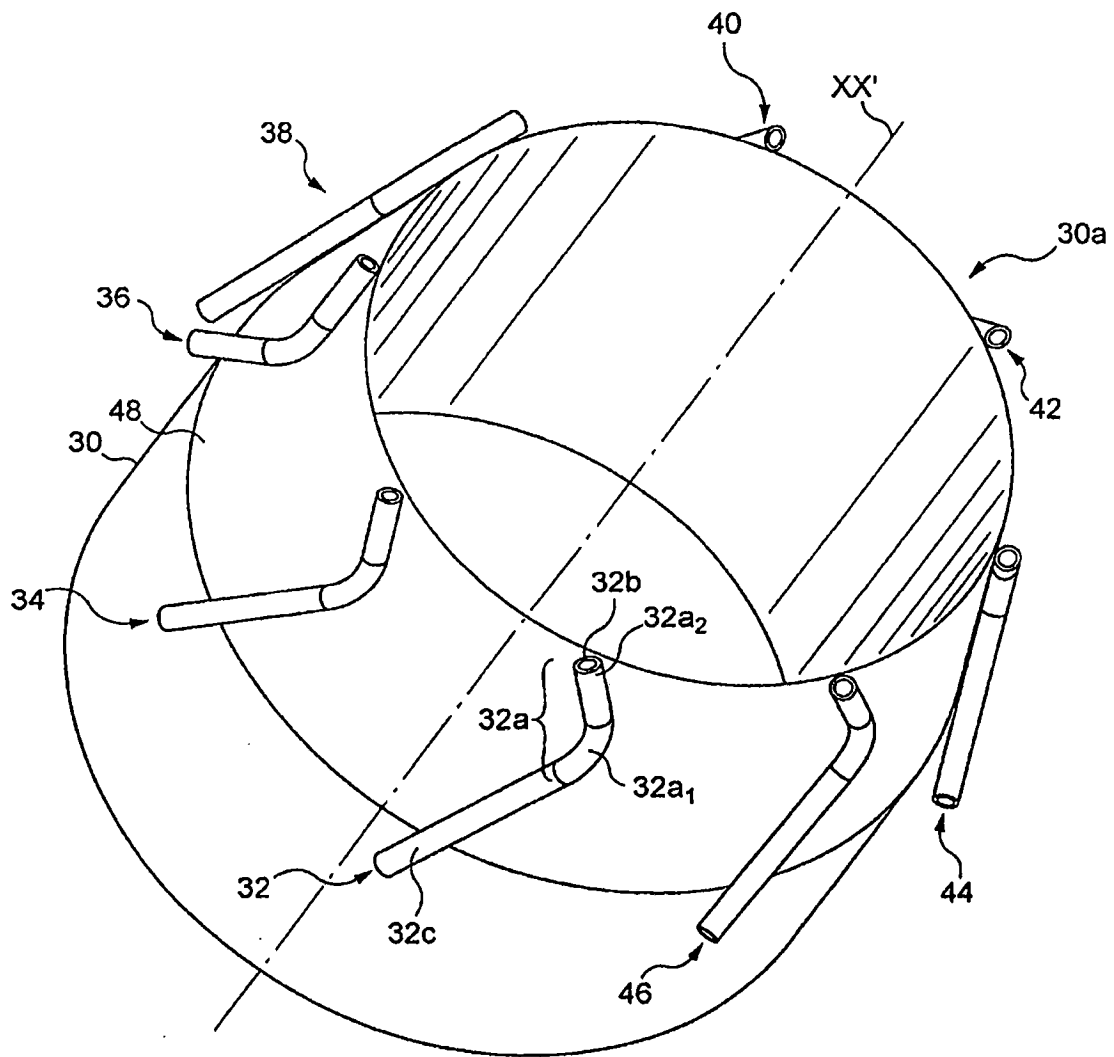


图 2a

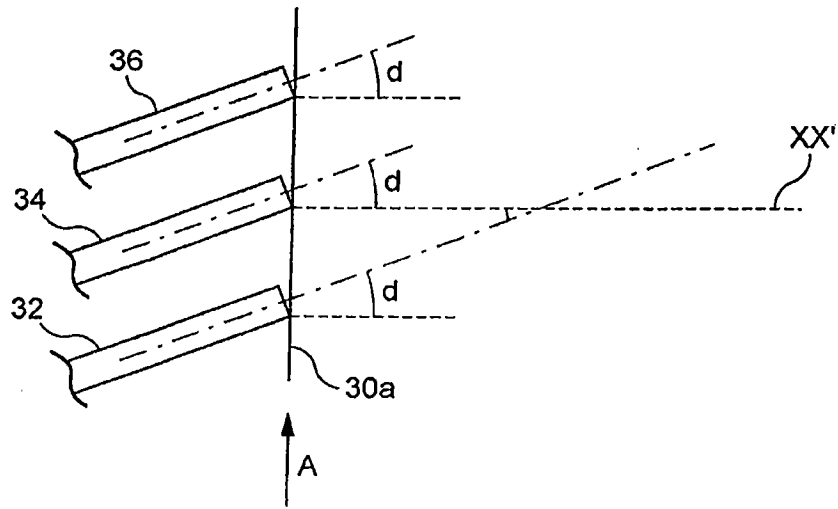


图 2b

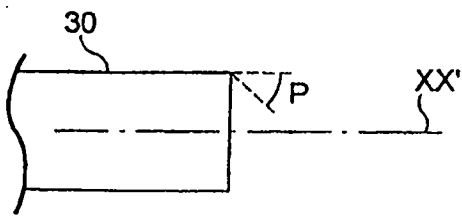


图 2c

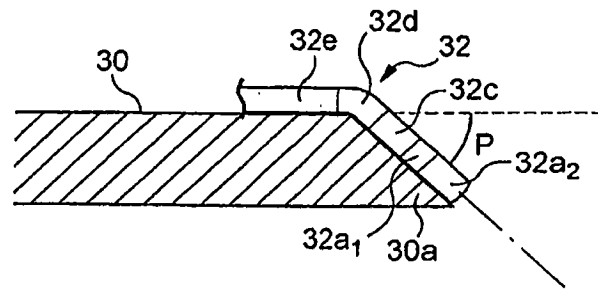


图 2d

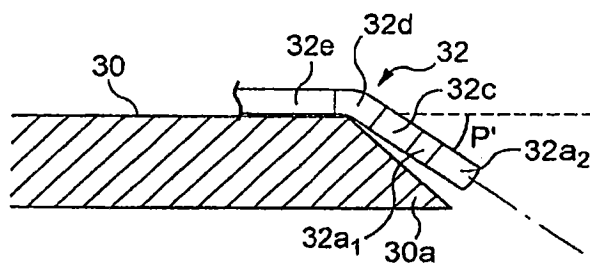


图 2e

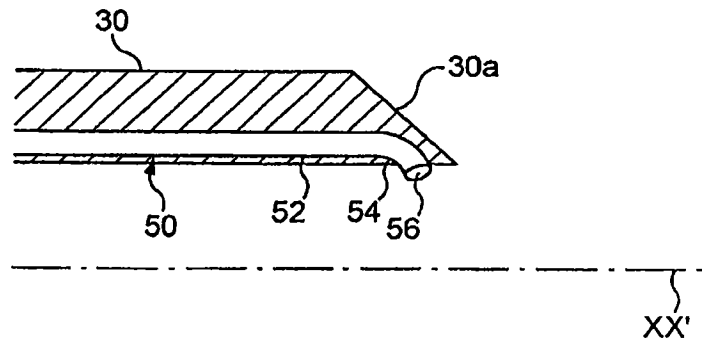


图 2f

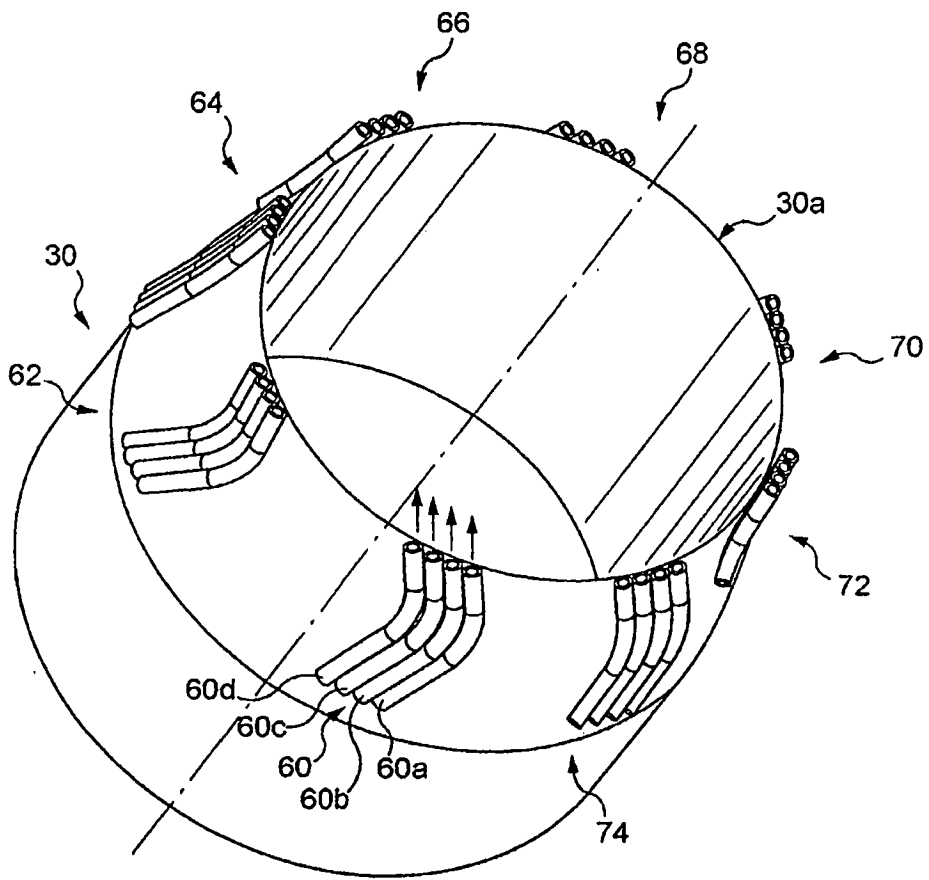


图 3

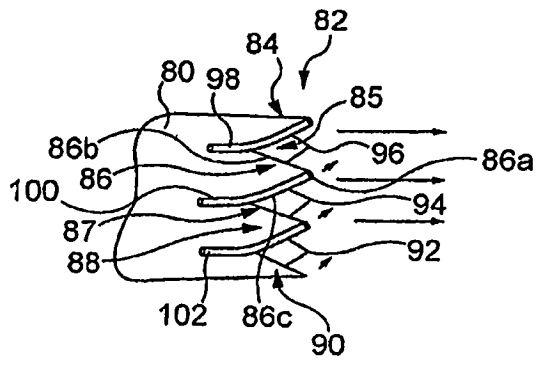


图 4a

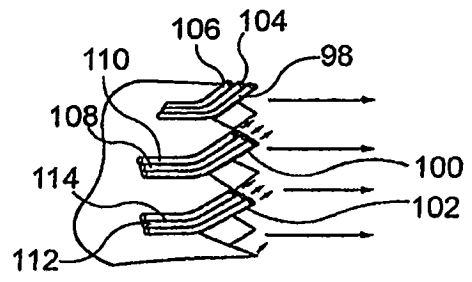


图 4b