



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112229639 B

(45) 授权公告日 2021.08.03

(21) 申请号 202011106342.3

审查员 李小矛

(22) 申请日 2020.10.15

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 112229639 A

(43) 申请公布日 2021.01.15

(73) 专利权人 厦门大学

地址 361005 福建省厦门市思明区思明南路422号

(72) 发明人 徐文江 滕健

(74) 专利代理机构 厦门南强之路专利事务所

(普通合伙) 35200

代理人 张素斌

(51) Int.Cl.

G01M 15/14 (2006.01)

G01M 15/02 (2006.01)

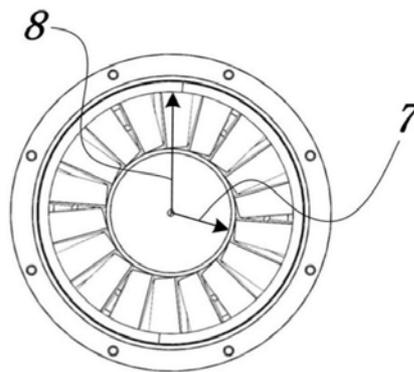
权利要求书1页 说明书6页 附图8页

(54) 发明名称

一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法

(57) 摘要

一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法,属于航空发动机测试系统设计领域。本设计方法基于进气格栅原理,提出利用可变形材料,以翼型格栅作为变形的的基础,利用气泵向畸变生成装置充气或抽气,实现翼型格栅迎风面积的增大或减小,并考虑格栅整体堵塞度,最终设计得到可重复使用的,稳态周向总压畸变和稳态径向总压畸变空间分布单独可控的航空发动机进气总压畸变生成装置。该设计方法的应用可以节省航空发动机稳态总压畸变生成装置的制造成本,缩短航空发动机总压畸变的测试周期。



1. 一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法,其特征在于包括以下步骤:

(1) 根据航空发动机进气整流锥最大半径和发动机入口半径,选定总压畸变生成装置内环半径和外圆半径,选定径向翼型支杆数量和环状翼型支杆数量,计算最小扇形角和最小环形面积,其中,最小扇形角的计算方法为圆周 360° 除以径向翼型支杆数量,最小环形面积的计算方法为由内环和外圆共同围成的圆环面积除以环状翼型支杆的数量加一,并校验最小扇形角和最小环形面积是否满足设计要求,若不满足设计要求,则重新选定径向翼型支杆数量和环状翼型支杆数量;

(2) 利用等面积法计算每一个环状翼型支杆半径;

(3) 选定总压畸变生成装置基准翼型参数和宽度,通过计算机三维建模设计进气总压畸变生成装置的三维型面;

(4) 根据总压畸变生成装置初始型面估算堵塞度,其中堵塞度是指设计得到的总压畸变生成装置整体在垂直发动机轴线平面的正投影面积与发动机气动交界面面积之比,若堵塞度大于15%,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度;

(5) 若初始型面堵塞度小于等于15%,根据叶型材料变形率估算变形后最大堵塞度,若最大堵塞度大于35%,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度;

(6) 若最大堵塞度小于等于35%,通过缩比模型风洞试验或者计算机数值模拟校验性能,若性能不满足设计要求,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度;

(7) 若校验合格,则完成设计。

2. 一种航空发动机进气总压畸变生成装置,其特征在于:所述航空发动机进气总压畸变生成装置安装于进气道内,其包括多个环状翼型支杆和多个径向翼型支杆组成的网状结构,该网状结构完全包裹于进气道内部,每个径向翼型支杆的末端均插入通气管,所述通气管的末端接口位于进气道的外部用于向航空发动机进气总压畸变生成装置内部充气或抽气。

3. 如权利要求2所述的一种航空发动机进气总压畸变生成装置,其特征在于:所述环状翼型支杆和多个径向翼型支杆的型面由可变性材料制成,内部为空腔结构,以在空气的挤压下变形。

4. 如权利要求2所述的一种航空发动机进气总压畸变生成装置,其特征在于:所述通气管上间隔开设有多个气孔,所述环状翼型支杆和径向翼型支杆构成一个空心体单元,该空心体单元上开设有气流孔与通气管上的气孔连通。

5. 如权利要求2所述的一种航空发动机进气总压畸变生成装置,其特征在于:所述通气管的末端接口连接气泵阀。

一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空发动机测试系统设计领域,尤其涉及一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法。

背景技术

[0002] 飞机进气道的作用为捕获航空发动机所需流量和品质的气流并输送至发动机入口,以满足发动机稳定工作的需求。在真实飞行环境中,进气道出口,也即航空发动机入口气流不可避免的会出现速度、压力、温度等气流参数的时间空间分布不均匀,这种在发动机入口气流参数的时间空间分布不均匀称为航空发动机进气畸变。航空发动机入口气流总压畸变会影响发动机的稳定工作范围,直接影响飞机推进系统性能。发动机总压畸变指数是评定发动机性能、指导发动机设计的重要参数。对航空发动机设计单位而言,发动机最终安装的机型以及发动机工况,如飞行速度、攻角、侧滑角等参数的不同会导致发动机入口的总压畸变不同,因此需要在发动机的设计研制阶段测试发动机正常工作能够允许的总压畸变范围。

[0003] 通常情况下,航空发动机的总压畸变测试环境为地面试车台或高空试车台。测试环境相对单一,影响因素可控。例如,在等直环形喇叭口进气道中,人为制造可控的总压畸变气流并输送给发动机,以测试发动机的性能变化。这种人为可控的总压畸变气流由总压畸变生成装置生成。目前,国内外常见的发动机进气总压畸变生成装置包括网状总压畸变生成器、射流总压畸变生成器、板状总压畸变生成器、插拔总压畸变生成器等。其中,板状总压畸变生成器较为常用,多用于模拟稳态的总压畸变。通过在燃气涡轮发动机试车进气道中加入可替换的畸变模拟板可以生成不同畸变强度的总压畸变气流。美国阿诺德空军基地和美国弗吉尼亚理工大学的研究人员就进气畸变对发动机的影响地面直连试验方法开展了一系列的研究。研究的主要目的集中于如何通过总压畸变生成装置有效获得发动机入口多种稳态总压畸变流场。板状总压畸变生成装置设计的出发点在于通过在均匀流场中施加局部阻挡,使流场的均匀性受到破坏,而且加入的局部阻挡能够消耗来流中的部分动能,使总压下降。根据进气道出口可能产生的周向和径向总压畸变的的空间位置分布,调整畸变模拟板在低压区对应位置的分布,最终在进气道出口产生相应的稳态总压畸变图谱。逆向喷流也是获取总压畸变流场的一种有效方法,根据所需的总压畸变的位置分布和畸变区域大小,将高压气体通过逆向喷流管从相应的喷射孔喷入流场,喷射的高压气体与进入进气道中的气流流动方向相反,两股气流形成对冲,导致总压损失,最终获得所需的总压畸变流场。在实际的工程应用中,板状总压畸变生成装置应用较为广泛,但其设计和制造是一大难点,如果需要获得较为精细和准确的总压畸变流场,畸变生成板需要能够在特定细微的位置对流场产生符合预期的阻扰,这对畸变生成板的设计和加工提出了挑战。同时,如果需要发动机的总压畸变特性开展大量的测试,试验件的可替换性也非常重要,试验件的设计加工制造需要考虑人力和物力的成本。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于解决现有技术中的上述问题,提供一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法,该设计方法的应用可以节省航空发动机稳态总压畸变生成装置的制造成本,缩短航空发动机总压畸变的测试周期。

[0005] 为达到上述目的,本发明采用如下技术方案:

[0006] 一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法,包括以下步骤:

[0007] (1) 根据航空发动机进气整流锥最大半径和发动机入口半径,选定总压畸变生成装置内环半径和外圆半径,选定径向翼型支杆数量和环状翼型支杆数量,计算并校验最小扇形角和最小环形面积是否满足设计要求,若不满足设计要求,则重新选定径向翼型支杆数量和环状翼型支杆数量;

[0008] (2) 利用等面积法计算每一个环状翼型支杆半径;

[0009] (3) 选定总压畸变生成装置基准翼型参数和宽度,通过计算机三维建模设计进气总压畸变生成装置的三维型面;

[0010] (4) 根据总压畸变生成装置初始型面估算堵塞度,若堵塞度大于15%,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度;

[0011] (5) 若初始型面堵塞度小于等于15%,根据叶型材料变形率估算变形后最大堵塞度,若最大堵塞度大于35%,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度;

[0012] (6) 若最大堵塞度小于等于35%,通过缩比模型风洞试验或者计算机数值模拟校验性能,若性能不满足设计要求,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度;

[0013] (7) 若校验合格,则完成设计。

[0014] 所述航空发动机进气总压畸变生成装置安装于进气道内,其包括多个环状翼型支杆和多个径向翼型支杆组成的网状结构,该网状结构完全包裹于进气道内部,每个径向翼型支杆的末端均插入通气管,所述通气管的末端接口位于进气道的外部用于向航空发动机进气总压畸变生成装置内部充气或抽气。

[0015] 所述环状翼型支杆和多个径向翼型支杆的型面由可变性材料制成,内部为空腔结构,以在空气的挤压下变形。

[0016] 所述通气管上间隔开设有多个气孔,所述环状翼型支杆和径向翼型支杆构成一个空心体单元,该空心体单元上开设有气流孔与通气管上的气孔连通。

[0017] 所述通气管的末端接口连接气泵阀。

[0018] 相对于现有技术,本发明技术方案取得的有益效果是:

[0019] 本发明基于当前航空发动机进气总压畸变测试的现状,克服板状总压畸变生成装置需要针对每一种畸变流场对应设计一块畸变生成板的技术缺陷,提出一种简单的航空发动机进气总压畸变生成装置设计方法,指导并设计实现可重复使用,节省航空发动机稳态总压畸变生成装置的制造成本,缩短航空发动机总压畸变的测试周期,且稳态周向总压畸变与稳态径向总压畸变单独可控的总压畸变生成装置具有重要的工程应用价值。

附图说明

[0020] 图1为航空发动机进气总压畸变测试试验台示意图;

[0021] 图2为航空发动机与进气道示意图;

- [0022] 图3为未安装进气总压畸变生成装置时航空发动机入口顺进气方向正视图；
- [0023] 图4为安装进气总压畸变生成装置后进气道剖视图；
- [0024] 图5为进气总压畸变生成装置示意图；
- [0025] 图6为进气总压畸变生成装置安装于进气道内示意图；
- [0026] 图7为进气总压畸变生成装置安装于进气道中顺进气方向正视图；
- [0027] 图8为单个径向翼型支杆的周向影响范围示意图；
- [0028] 图9为单个环状翼型支杆的径向影响范围示意图；
- [0029] 图10为通气管示意图；
- [0030] 图11为单个通气管能够控制的径向翼型支杆与环状翼型支杆基本控制单元示意图；
- [0031] 图12为单个通气管能够控制的翼型支杆基本控制单元示意图；
- [0032] 图13为充气时径向翼型支杆截面气流流动示意图；
- [0033] 图14为抽气时径向翼型支杆截面气流流动示意图；
- [0034] 图15为相邻径向翼型支杆截面示意图；
- [0035] 图16为本发明设计方法流程图。

具体实施方式

[0036] 为了使本发明所要解决的技术问题、技术方案及有益效果更加清楚、明白，以下结合附图和实施例，对本发明做进一步详细说明。

[0037] 图1所示为航空发动机进气总压畸变测试试验台示意图，(1)为试车台支架，被测试的航空发动机(2)和进气道(3)安装于推力导轨(4)上，推力导轨(4)安装于试车台支架(1)上，在航空发动机测试过程中，航空发动机(2)和进气道(3)连同推力导轨(4)可沿发动机轴线方向小范围前后移动，(5)为测试时吸入航空发动机的空气流动方向。

[0038] 图2所示为航空发动机(2)与进气道(3)示意图，发动机地面测试所采用的进气道(3)的基本结构为喇叭形进气口，等直圆形截面管道，进气道(3)直接与航空发动机(2)对接，在进气道与航空发动机之间存在一个人为定义的气动交界面(6)，如图2中的虚线所示。气动交界面(6)定义进气道(3)出口与发动机(2)入口的分界面位置，同时气动交界面(6)也是航空发动机进气总压测量平面的位置。

[0039] 图3所示为未安装进气总压畸变生成装置时航空发动机入口顺进气方向正视图，(7)为发动机进气整流锥最大半径，用 $R1$ 表示，(8)为发动机入口半径，用 $R2$ 表示。

[0040] 图4所示为安装进气总压畸变生成装置后进气道剖视图，总压畸变生成装置(9)安装于进气道(3)内部的等直段，位于进气道的喇叭进气口与气动交界面(6)之间。

[0041] 图5所示为进气总压畸变生成装置示意图，总压畸变生成装置的基本结构为多个环状翼型支杆(10)和径向翼型支杆(11)组成的网状结构，环状翼型支杆(10)和径向翼型支杆(11)的型面由可变性材料制造，内部为空腔结构，可以在空气的挤压下变形，在每一个径向翼型支杆(11)的末端都插入通气管(12)，通气管(12)实现向进气畸变生成装置内部充气或者抽气。

[0042] 图6所示为进气总压畸变生成装置安装于进气道内示意图，总压畸变生成装置(9)安装于进气道(3)内部后，环状翼型支杆(10)和径向翼型支杆(11)组成的网状结构完全被

包裹于进气道通道内部,通气管(12)的末端接口位于进气道(3)外部,用于连接气泵阀。

[0043] 图7所示为进气总压畸变生成装置安装于进气道中顺进气方向正视图,(13)为进气总压畸变生成装置内环半径,用 $Rd1$ 表示,(14)为进气总压畸变生成装置外圆半径,用 $Rd2$ 表示。

[0044] 图8所示为单个径向翼型支杆(11)的周向影响范围示意图,(15)为单个径向翼型支杆的周向影响范围,此参数为设计要求,用 $\Delta\theta$ 表示,单位为度。

[0045] 图9所示为单个环状翼型支杆(10)的径向影响范围示意图,(16)为单个环状翼型支杆(10)的径向影响范围,此参数为设计要求,用 ΔS 表示,单位为平方米,(17)为环状翼型支杆所处位置的半径,用 $r(i)$ 表示。

[0046] 图10所示为通气管示意图,通气管(12)末端接口连接外部气泵,可以实现充气或者抽气,箭头(18)所示为充气气流流动方向,箭头(19)所示为抽气气流流动方向。

[0047] 图11所示为单个通气管(12)能够控制的径向翼型支杆(11)与环状翼型支杆(10)基本控制单元(20)示意图,如图中虚线框所示,每一个基本控制单元(20)由一根通气管(12)控制,基本控制单元(20)之间气流相互不流通。

[0048] 图12所示为单个通气管能够控制的翼型支杆基本控制单元(20)示意图,基本控制单元(20)沿径向又被隔断片分为子控制单元(21),每个子控制单元(21)由通气管(12)上的一个气孔对应控制,(22)为子控制单元之间径向分界面位置示意,在径向分界面(22)两侧的气流相互不流通。

[0049] 图13所示为充气时径向翼型支杆截面气流流动示意图,(5)为吸入航空发动机的空气流动方向,(23)为航空发动机中轴线,通过外部气泵,充气气流(18)经过通气管(12)进入基本控制单元(20)内部,通气管(12)的气孔对应位置的子控制单元(21)充气,子控制单元(21)受到充气而膨胀,对应的迎风面积增大。

[0050] 图14所示为抽气时径向翼型支杆截面气流流动示意图,与充气过程类似,通过外部气泵,通气管(12)气孔对应位置的子控制单元(21)抽气,子控制单元(21)受到抽气而收缩,对应的迎风面积减小。

[0051] 图15所示为两相邻径向翼型支杆(11)横截面示意图,(5)为吸入航空发动机的空气流动方向,(24)为支杆初始状态下的截面形状,(25)为最大抽气状态下的支杆截面形状,(26)为最大充气状态下支杆的截面形状,(27)为支杆宽度,用 L 表示,(28)为初始状态下截面迎风宽度,用 $D0$ 表示,(29)为最大抽气状态下截面迎风宽度,用 $D1$ 表示,(30)为最大充气状态下截面迎风宽度,用 $D2$ 表示。

[0052] 如图16所示,本发明一种航空发动机进气总压畸变生成装置设计流程包括以下步骤:

[0053] 步骤一:根据航空发动机进气整流锥最大半径 $R1$ (7)和发动机入口半径 $R2$ (8),选定总压畸变生成装置内环半径 $Rd1$ (13)和外圆半径 $Rd2$ (14),其中, $Rd1=1.05\times R1$, $Rd2=0.95\times R2$ 。根据稳态总压畸变测试空间分辨率的要求,选定径向翼型支杆(11)数量 Nc 和环状翼型支杆(10)数量 Nr ,计算最小周向扇形角 θ_i 和最小圆环面积 S_i ,其中 $\theta_i=360/Nc$,单位为度, $S_i=\pi\times(Rd2^2-Rd1^2)/(Nr+1)$,判断最小周向扇形角 θ_i 是否小于等于设计要求中的单个径向翼型支杆周向影响范围 $\Delta\theta$ (15)以及判断最小环形面积 S_i 是否小于等于设计要求中的单个径向翼型支杆径向范围 ΔS (16),如果两个校验判断均满足,进行步骤二,如果其中

一个校验不满足,则重新选定径向翼型支杆(11)数量 N_c 和环状翼型支杆(10)数量 N_r 。

[0054] 步骤二:利用等面积法计算每一个环状翼型支杆半径 $r(i)$ (17),其中

$$r(i) = \frac{Rd2}{\sqrt{2Nr}} \sqrt{2(i-1)+1 + [2Nr - 2(i-1) - 1] \left(\frac{Rd1}{Rd2} \right)^2} \quad (i = 1 \dots Nr)。$$

[0055] 步骤三:选定总压畸变生成装置基准翼型参数和宽度,其中翼型参数包括二维翼型横坐标 $X(x_1, x_2, x_3, \dots, x_N)$ 和翼型纵坐标 $Y(y_1, y_2, y_3, \dots, y_N)$, N 为坐标点个数,二维翼型参数坐标通常选用NACA 4位数对称系列翼型(NACA 4-digit symmetrical airfoil),翼型坐标可以通过公开文献查询获得,查询得到的翼型横纵坐标为无量纲参数, X 坐标范围为 $0 \sim 1$,选定基准翼型宽度 L (27),基准翼型真实坐标 X_0 和 Y_0 即可确定,其中 $X_0 = X \times L$, $Y_0 = Y \times L$,获得基准翼型真实坐标 X_0 和 Y_0 后通过计算机三维建模设计得到进气总压畸变生成装置的三维型面。

[0056] 步骤四:根据总压畸变生成装置初始型面估算堵塞度,堵塞度的计算方法为:

$$du_0 = \frac{\sum_{i=1}^{Nr} 2\pi r(i) D_0 + N_c (Rd2 - Rd1) D_0}{\pi (R_2^2 - R_1^2)},$$

其中 $r(i)$ 为每一个环状翼型支杆半径

(17), N_r 为环状翼型支杆(10)数量, N_c 为径向翼型支杆(11)数量, D_0 为初始状态下翼型截面迎风宽度, $Rd1$ 为总压畸变生成装置内环半径(13), $Rd2$ 为总压畸变生成装置外圆半径(14), R_1 为进气整流锥最大半径(7), R_2 为发动机入口半径(8),如果堵塞度 du_0 大于15%,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度。

[0057] 步骤五:如果初始型面堵塞度小于等于15%,根据叶型材料变形率估算进气总压畸变生成装置变形后最大堵塞度,堵塞度的计算方法为:

$$du_2 = \frac{\sum_{i=1}^{Nr} 2\pi r(i) \left(1 + \frac{1}{4}k \right) D_0 + N_c (Rd2 - Rd1) \left(1 + \frac{1}{4}k \right) D_0}{\pi (R_2^2 - R_1^2)},$$

其中 k 为材料的变形率,

为材料的既定属性,如果最大堵塞度 du_2 大于35%,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度。

[0058] 步骤六:如果最大堵塞度 du_2 小于等于35%,通过缩比模型风洞试验或者计算机数值模拟校验性能,性能参数包括稳态周向畸变强度和稳态径向畸变强度,如果性能不满足设计要求,则回到步骤(3),重新选择基准翼型参数和宽度。

[0059] 步骤七:如果校验合格,则完成设计。

[0060] 本发明的工作原理如下:

[0061] 以格栅状的总压畸变模拟器为基础,将传统格栅的实心材料结构用可变形材料制造的翼型格栅替代,翼型格栅内部为空心结构,可通过抽气或充气的方式控制翼型格栅的收缩或膨胀,实现格栅迎风面积的变化,最终实现格栅下游总压空间分布的控制。本发明的特征在于:格栅状的总压畸变模拟器由多个径向翼型支杆和环状翼型支杆空心体单元组成,每个空心体单元均只有一个气流孔与通气管上的对应气孔联通,通气管由径向翼型支

杆外端沿半径方向插入,同时通气管连接外部气泵。充气时高压空气通过通气管注入径向翼型支杆,在对应开孔的位置,径向翼型支杆和环状翼型支杆空心体单元变形膨胀,膨胀后对应位置的空气流动通道面积缩小,达到堵塞来流并产生总压损失的目的,被堵塞位置的气流在到达气动交界面时总压值低于未受干扰气流总压;反之,抽气时气泵抽吸对应开孔的位置的径向翼型支杆和环状翼型支杆空心体单元,空心体单元变形收缩,收缩后对应位置的空气流动通道面积增加,减小对气流的堵塞以获得对应空间位置较高的来流总压。插入径向翼型支杆的通气管数量与径向翼型支杆数量相等,同时开孔位置与径向翼型支杆和环状翼型支杆空心体单元对应,因此,可以通过改变每次插入的通气管上开孔位置和开孔数量的不同设计,达到在进气道气动交界面上不同周向与径向位置的单独充气与抽气,最终实现稳态总压畸变周向和径向位置的单独控制。这种设计的优点在于一旦径向翼型支杆和环状翼型支杆设计完成并安装于进气道内部,无需再对总温畸变模拟器的结构和安装再做调整,仅需设计多套通气管,不同通气管的开孔数量和位置不同,即可实现大规模的进气总压畸变测试,获得不同的稳态总压畸变图谱,这种设计方法极大地加快总压畸变生成装置的设计与制造速度,节省大量的试验件加工成本,提高总压畸变的测试效率。

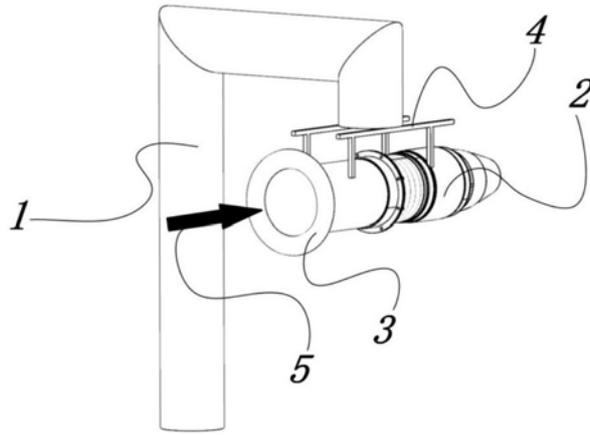


图1

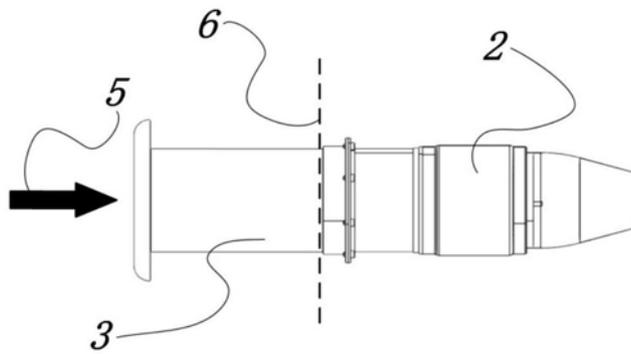


图2

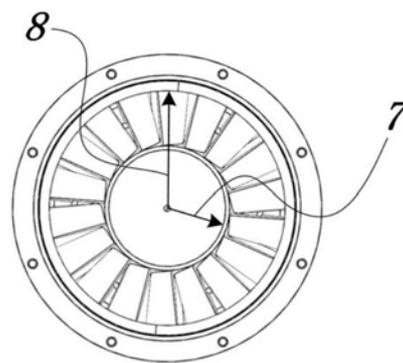


图3

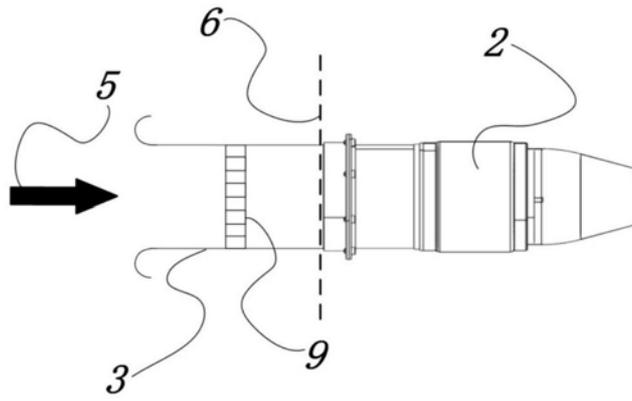


图4

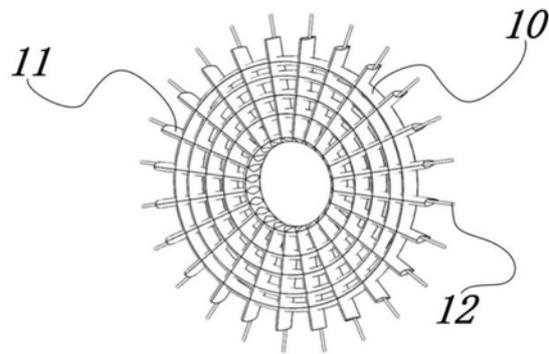


图5

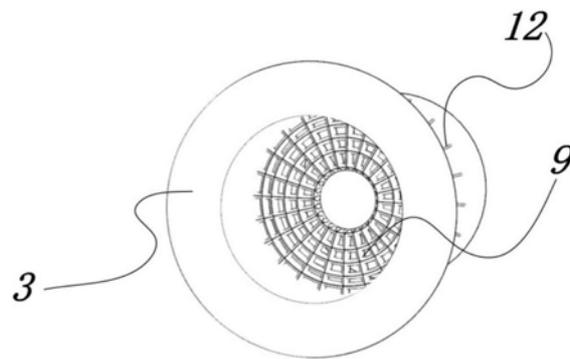


图6

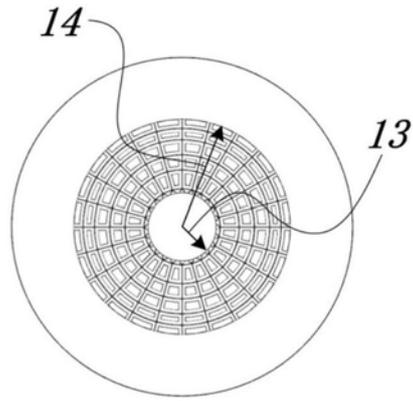


图7

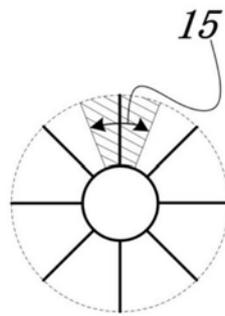


图8

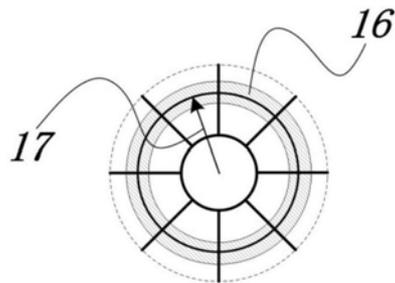


图9

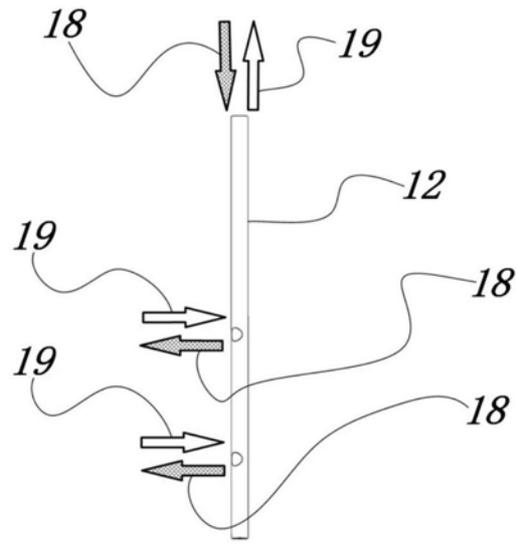


图10

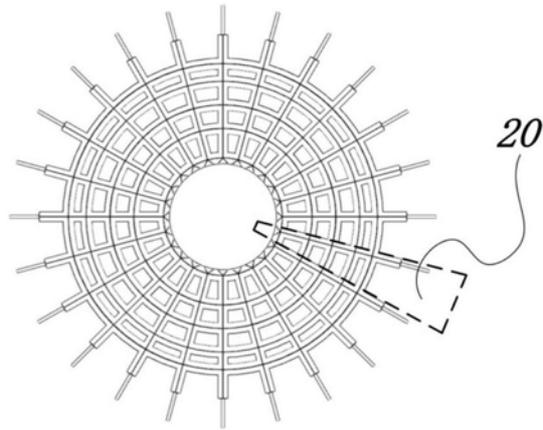


图11

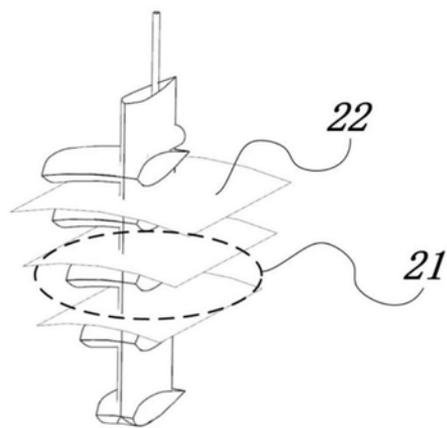


图12

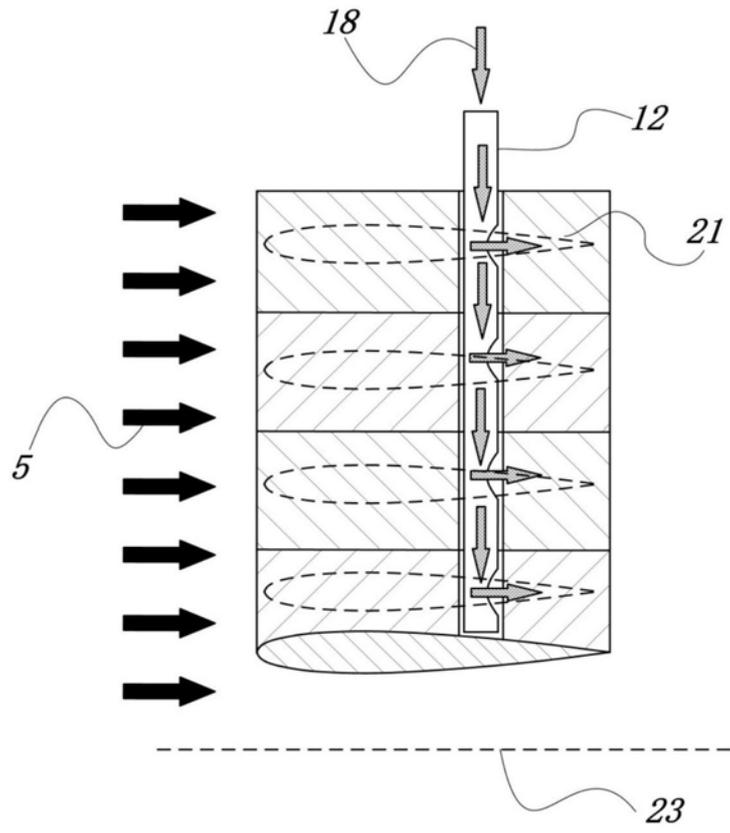


图13

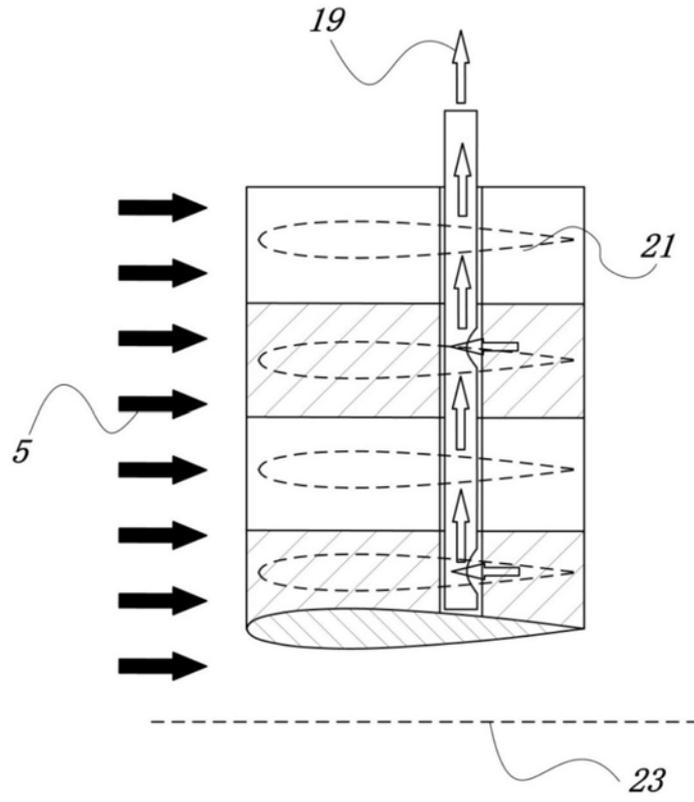


图14

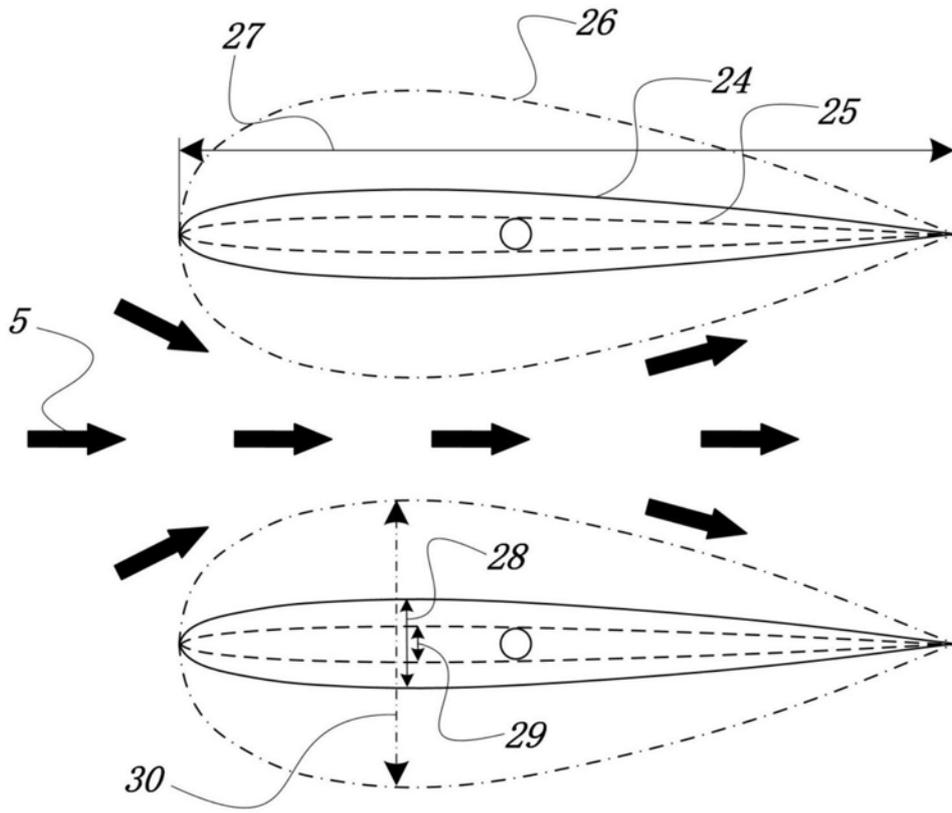


图15

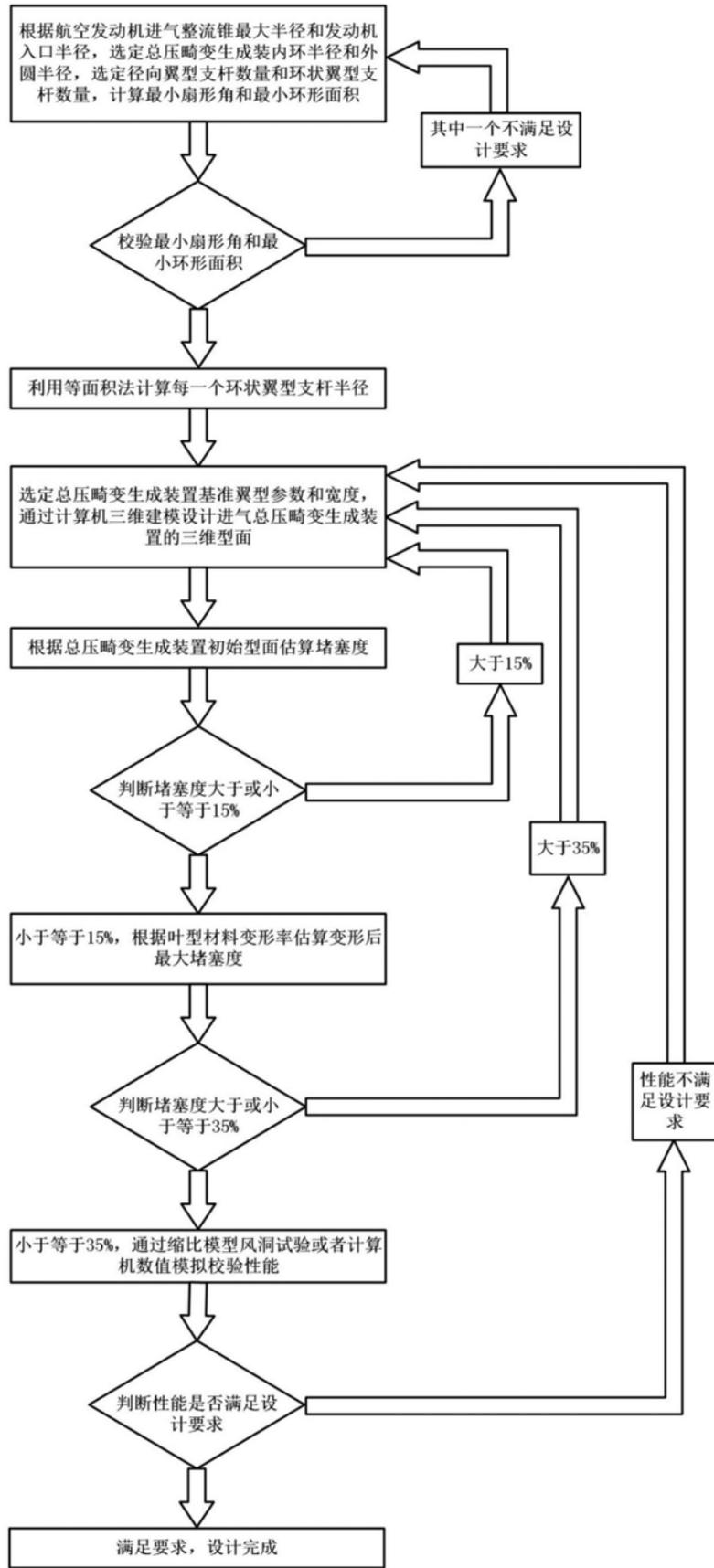


图16