



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 118618605 B

(45) 授权公告日 2024.10.22

(21) 申请号 202411104676.5

B64C 3/28 (2006.01)

(22) 申请日 2024.08.13

(56) 对比文件

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 116119002 A, 2023.05.16

申请公布号 CN 118618605 A

US 6899302 B1, 2005.05.31

(43) 申请公布日 2024.09.10

审查员 赵江波

(73) 专利权人 成都流体动力创新中心

地址 610072 四川省成都市青羊区二环路
西二段75号

(72) 发明人 李泽祥 倪章松 冯毅 王茂
孙鑫宇

(74) 专利代理机构 重庆恩洲知识产权代理事务
所(特殊普通合伙) 50263

专利代理师 罗志新

(51) Int. Cl.

B64C 21/02 (2006.01)

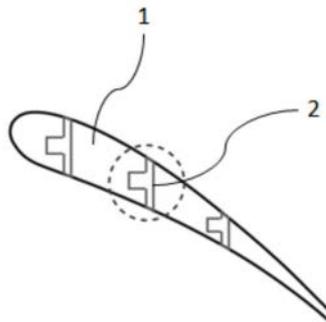
权利要求书3页 说明书13页 附图12页

(54) 发明名称

基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统及
方法

(57) 摘要

本发明属于航空航天流动控制技术领域,具体涉及基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统及方法,包括设置于飞机襟翼上的至少一个第一吹吸气机构,所述第一吹吸气机构包括分别连通的第一通道、第一腔室和第二通道,所述第一通道与所述襟翼的上表面配合形成上狭缝,所述第二通道与所述襟翼的下表面配合形成下狭缝,所述上狭缝处设置有第一开关,所述下狭缝处设置有第二开关,所述第一腔室内滑动设置有第一活塞,所述第一活塞的端面与所述第一腔室的内壁,以及所述第一通道和所述第二通道配合形成第一储气空间,具有上述结构的系统形式简单,调控灵活,技术实现难度小,不需要外加气源或从发动机引气,在巡航状态和起降状态均可实现有效控制。



1. 基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,其特征在於:包括设置于飞机襟翼上的至少一个第一吹吸气机构,所述第一吹吸气机构包括分别连通的第一通道、第一腔室和第二通道,所述第一通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第二通道的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第一腔室内滑动设置有第一活塞,所述第一活塞的端面与所述第一腔室的内壁,以及所述第一通道和所述第二通道配合形成第一储气空间;

还包括用于驱动所述第一活塞在所述第一腔室内滑动的驱动机构;

当所述第一吹吸气机构处于吸气状态时,所述第一通道和所述第二通道分别为打开和关闭状态,所述第一活塞向所述第一腔室的第一端滑动,此时空气经由所述第一通道进入所述第一储气空间储存;

当所述第一吹吸气机构处于吹气状态时,所述第一通道和所述第二通道分别为关闭和打开状态,所述第一活塞向所述第一腔室的第二端滑动,此时所述第一储气空间中的空气经由所述第二通道排出;使得所述第一吹吸气机构能够进行周期式交替吹吸气;

还包括至少一个第二吹吸气机构,所述第二吹吸气机构包括依次设置的第三通道、第二腔室和第四通道,所述第三通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第四通道的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第二腔室内滑动设置有第二活塞,所述第二活塞将所述第二腔室划分为第一空间和第二空间;

所述第三通道的出气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的进气端连通,所述第四通道的进气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的出气端连通;

所述驱动机构还用于驱动所述第二活塞在所述第二腔室内滑动;

当所述第二活塞向所述第一空间的方向滑动时,所述第一空间的进气端和所述第二空间的出气端关闭,所述第一空间的出气端和所述第二空间的进气端打开,此时第一空间内的空气经由所述第四通道排出;同时所述襟翼外部的空气经由所述第三通道进入所述第二空间储存;

当所述第二活塞向所述第二空间的方向滑动时,所述第一空间的进气端和所述第二空间的出气端打开,所述第一空间的出气端和所述第二空间的进气端关闭,此时第二空间内的空气经由所述第四通道排出;同时所述襟翼外部的空气经由所述第三通道进入所述第一空间储存;使得所述第二吹吸气机构能够进行周期式同步吹吸气。

2. 根据权利要求1所述的基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,其特征在於:还包括第三吹吸气机构,所述第三吹吸气机构包括第五通道、第三腔室和第六通道,所述第五通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第六通道的出气端设置于所述襟翼的上表面或后缘端部,所述第三腔室内滑动设置有第三活塞,所述第三活塞的端面与所述第三腔室的内部,以及所述第五通道和所述第六通道配合形成第二储气空间;所述驱动机构还用于驱动所述第三活塞滑动。

3. 根据权利要求2所述的基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,其特征在於:所述襟翼沿前缘至后缘方向依次被划分为第一区域和第二区域,所述第一吹吸气机构设置于所述第一区域处,所述第三吹吸气机构设置于所述第二区域处;

在第一状态下,所述襟翼相对飞机的主翼展开,此时所述第一区域和所述第二区域均为暴露状态;

在第二状态下,所述襟翼收起并位于所述主翼下方,此时所述第一区域被所述主翼覆盖,从而限制空气进入所述第一吹吸气机构,所述第二区域为暴露状态。

4.根据权利要求3所述的基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,其特征在于:所述第一状态对应飞机起飞和/或降落状态,所述第二状态对应飞机巡航状态。

5.根据权利要求1所述的基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,其特征在于:所述第一吹吸气机构的进气端和出气端设置有电控阀门;所述第二吹吸气机构的进气端和出气端设置有电控阀门。

6.一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制方法,其特征在于:包括步骤:

S100提供基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,所述机翼流动控制系统包括:至少一个第二吹吸气机构,所述第二吹吸气机构包括依次设置的第三通道、第二腔室和第四通道,所述第三通道的进气端设置于襟翼的上表面,所述第四通道的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第二腔室内滑动设置有第二活塞,所述第二活塞将所述第二腔室划分为第一空间和第二空间;所述第三通道的出气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的进气端连通,所述第四通道的进气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的出气端连通;

S101当飞机处于第一状态时,获取飞机所需的第一升力提升数值,所述第一状态包括:起飞状态和/或降落状态;

S102根据所述第一升力提升数值控制所述第二吹吸气机构的第一工作状态;其中,S102包括:当所述第一升力提升数值小于或等于预设的第一提升阈值时,使得所述第一空间和所述第二空间中一个空间关闭,一个空间开启;当所述第一升力提升数值大于所述第一提升阈值时,使得所述第一空间和所述第二空间同时开启。

7.根据权利要求6所述的一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制方法,其特征在于:所述飞机的襟翼上设置有多个所述第二吹吸气机构,对应地,所述方法还包括:

S103针对多个所述第二吹吸气机构分别选取多个周期运动函数,所述周期运动函数用于描述所述第二活塞在第一时刻 t 下的振幅 A 、频率 ω 和初相位;其中,至少两个所述周期运动函数具有相位差;

S104利用预设的流量计算规则通过所述第一时刻 t 、所述振幅 A 、所述频率 ω 和所述初相位计算所述第二吹吸气机构在至少一个周期下的多个第二时刻下的总质量流量;所述流量计算规则为:

(1)利用质量流量函数 $f(t)=|A\sin(\omega t)|$ 表征其中一个所述周期运动函数所对应的质量流量;

(2)确定其余至少一个所述周期运动函数与步骤(1)中所述周期运动函数的至少一个相位差 ϕ ,所述相位差为对应两个所述周期运动函数之间的所述初相位的差值,并采用 $f(t)=|A\sin(\omega t+\phi)|$ 表征对应所述其余至少一个周期运动函数所对应的质量流量;

(3)通过多个所述周期运动函数的质量流量计算得到多个所述第二时刻下的总的质量流量;

S105判断所述质量流量是否符合预设流量评估规则,其中,所述流量评估规则要求大

于设定质量流量阈值的质量流量差值的数量小于第一数量;其中,所述质量流量差值为相邻两个所述第二时刻下的质量流量之间的差值;

若是,则采用当前的所述多个周期运动函数分别控制所述第二吹吸气机构进行周期式运动;

若否,则修改对应的至少一个所述相位差。

8. 根据权利要求7所述的一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制方法,其特征在于:所述襟翼沿前缘至后缘方向依次被划分为第一区域和第二区域,所述飞机为起飞/降落状态时,所述第一区域和所述第二区域均为暴露状态;所述飞机为巡航状态时,所述第一区域被所述飞机的机翼覆盖,所述第二区域为暴露状态;且所述机翼流动控制系统还包括:设置于所述第二区域处的第三吹吸气机构,所述第三吹吸气机构包括:第五通道、第三腔室和至少一个第六通道,所述第五通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述至少一个第六通道包括:第一子通道和第二子通道,所述第一子通道的出气端设置于所述襟翼的上表面,所述第二子通道的出气端设置在所述襟翼的后缘端部。

9. 根据权利要求8所述的一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制方法,其特征在于:还包括:

S106当所述飞机处于第二状态时,获取所述飞机所需的第二升力提升数值,所述第二状态包括:巡航状态;

S107根据所述第二升力提升数值控制所述第三吹吸气机构的第二工作状态;其中,S107包括:

当所述第二升力提升数值小于或等于预设的第二升力提升阈值时,保持所述第一子通道开启,所述第二子通道关闭;当所述第二升力提升数值大于所述第二升力提升阈值时,保持所述第一子通道关闭,所述第二子通道开启。

基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统及方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空航天流动控制技术领域,具体涉及基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统及方法。

背景技术

[0002] 作为提高飞行器性能、降低能耗、提升有效载荷的重要手段,轻量化技术在航空航天领域具有极为重要的作用;轻量化对民用航空具有巨大的经济和绿色低碳效益,例如大型航空公司每架飞机减重100 千克,每年将减少油耗近5000吨,减少二氧化碳排放近15000吨,每年带来过亿元净收入。

[0003] 以大型运输类飞机为例,在起飞和降落阶段,通常使用襟翼改善飞机的飞行性能;设计襟翼的主要目的是使飞机以更小的仰角和更低的速度实现起飞和降落,但是使用襟翼在增加升力的同时会带来更多的阻力,降低了升阻比和机翼效率,发动机必须增加足够的推力来抵抗襟翼带来的巨大阻力;此外,承受高气动载荷的大尺寸襟翼对控制系统的结构和强度要求显著增加了机翼重量,增大了燃油消耗;因此,如何降低襟翼的副作用显得尤为重要。

[0004] 机翼环量控制技术从发动机引气并以高速吹过机翼后缘,利用柯恩达效应(Coanda Effect),即流体流过弯曲表面时倾向于附着在表面上而改变本来的流向,从而在无须改变迎角的情况下产生飞行器飞行控制所需的气动力和力矩,使气流起到虚拟襟翼的作用,不再需要活动操纵面。采用流动控制技术来代替传统铰接式襟翼、副翼和升降舵等操纵面实现飞行控制功能,最大程度地缓解甚至避免活动操纵面所带来的各种弊端,减轻飞行器的自身重量,使飞行器更轻、更快、隐身性更好。基于环量控制的射流飞行控制技术,需要较大的射流速度才能实现有效操纵,这决定了该技术很难直接从飞机外流场中获取足够高速的气流,因此,通常采用发动机引气或高速压气机的方式来实现,不可避免地消耗一定的发动机功率。在真正实现无操纵面射流飞行控制技术的成熟应用之前,仍然面临飞行控制系统的可靠性和供气系统的高效性等亟待解决的问题。

[0005] 目前,现有技术中通常有以下两种解决方案:

[0006] 一、采用涵道风扇进行上下式吹吸气控制,以提升机翼升力

[0007] 现有技术还提供了一种基于涵道风扇的吹吸气控制系统,其通过控制涵道风扇的转动方向、转动速度对升力进行灵活调节。例如,申请号为202310397199.5的中国发明专利公开了一种基于涵道风扇驱动协同吹吸气的机翼流动控制系统,包括:对称地设置在飞机双侧机翼上的协同吹吸气模块,所述协同吹吸气模块包括:协同吹吸气区域,所述协同吹吸气区域设置在所述机翼上靠近后缘处的区域;该方案通过涵道风扇吹吸气有效减小了流动分离,同时也可以增大机翼等效弯度,从而为机翼带来显著的升力提升。

[0008] 二、利用层流流动进行升力控制(采用前后吹气)

[0009] 例如,公开号为CN101348170A的中国发明专利公开了一种具有层流流动控制和分离控制的机翼结构,该方案采用在机翼上翼面开设微孔和在机翼内设置气流通道,并在气

流通道中设置吸气泵的方式对机翼进行层流流动控制。

[0010] 但是,层流边界层对于结构表面的微小缺陷极为敏感。并且这些缺陷可能是由于飞机结构设计制造时不可避免的公差、各种气动部件(如机翼/机身)连接处的存在以及机头、机翼前缘和发动机短舱表面附着的灰尘等所引起,在实际应用过程中将难以避免。所以将层流控制技术应用于飞机机翼等关键部件表面实际上仍然存在诸多技术难点。

[0011] 针对上述问题,目前亟需一种结构更简单、成本更低,同时效果更好的机翼流动控制系统。

发明内容

[0012] 本发明的目的在于提供基于往复泵驱动周期式吹吸气的机翼流动控制系统,以部分地缓解或解决上述问题,为大型飞机提供一种吹吸气控制方案,以改善机翼气动性能。

[0013] 为了解决上述所提到的技术问题,本发明具体采用以下技术方案:基于往复泵驱动周期式吹吸气的机翼流动控制系统,包括设置于飞机襟翼上的至少一个第一吹吸气机构,所述第一吹吸气机构包括分别连通的第一通道、第一腔室和第二通道,所述第一通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第二通道的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第一腔室内滑动设置有第一活塞,所述第一活塞的端面与所述第一腔室的内壁,以及所述第一通道和所述第二通道配合形成第一储气空间;

[0014] 还包括用于驱动所述第一活塞在所述第一腔室内滑动的驱动机构;

[0015] 当所述第一吹吸气机构处于吸气状态时,所述第一通道和所述第二通道分别为打开和关闭状态,所述第一活塞向所述第一腔室的第一端滑动,此时空气经由所述第一通道进入所述第一储气空间储存;

[0016] 当所述第一吹吸气机构处于吹气状态时,所述第一通道和所述第二通道分别为关闭和打开状态,所述第一活塞向所述第一腔室的第二端滑动,此时所述第一储气空间中的空气经由所述第二通道排出;

[0017] 使得所述第一吹吸气机构能够进行周期式交替吹吸气。

[0018] 作为一种改进,还包括至少一个第二吹吸气机构,所述第二吹吸气机构包括依次设置的第三通道、第二腔室和第四通道,所述第三通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第四通道的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第二腔室内滑动设置有第二活塞,所述第二活塞将所述第二腔室划分为第一空间和第二空间;

[0019] 所述第三通道的出气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的进气端连通,所述第四通道的进气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的出气端连通;

[0020] 所述驱动机构还用于驱动所述第二活塞在所述第二腔室内滑动;

[0021] 当所述第二活塞向所述第一空间的方向滑动时,所述第一空间的进气端和所述第二空间的出气端关闭,所述第一空间的出气端和所述第二空间的进气端打开,此时第一空间内的空气经由所述第四通道排出;同时所述襟翼外部的空气经由所述第三通道进入所述第二空间储存;

[0022] 当所述第二活塞向所述第二空间的方向滑动时,所述第一空间的进气端和所述第二空间的出气端打开,所述第一空间的出气端和所述第二空间的进气端关闭,此时第二空

间内的空气经由所述第四通道排出;同时所述襟翼外部的空气经由所述第三通道进入所述第一空间储存;

[0023] 使得所述第二吹吸气机构能够进行周期式同步吹吸气。

[0024] 作为一种改进,还包括第三吹吸气机构,所述第三吹吸气机构包括第五通道、第三腔室和第六通道,所述第五通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第六通道的出气端设置于所述襟翼的上表面或后缘端部,所述第三腔室内滑动设置有第三活塞,所述第三活塞的端面与所述第三腔室的内部,以及所述第五通道和所述第六通道配合形成第二储气空间;所述驱动机构还用于驱动所述第三活塞滑动。

[0025] 作为一种改进,所述襟翼沿前缘至后缘方向依次被划分为第一区域和第二区域,所述第一吹吸气机构设置于所述第一区域处,所述第三吹吸气机构设置于所述第二区域处;

[0026] 在第一状态下,所述襟翼相对主翼展开,此时所述第一区域和所述第二区域均为暴露状态;

[0027] 在第二状态下,所述襟翼收起并位于主翼下方,此时所述第一区域被所述主翼覆盖,从而限制空气进入所述第一吹吸气机构,所述第二区域为暴露状态。

[0028] 作为一种改进,所述第一状态对应飞机起飞和降落状态,所述第二状态对应飞机巡航状态。

[0029] 作为一种改进,所述第一吹吸气机构的进气端和出气端设置有电控阀门;所述第二吹吸气机构的进气端和出气端设置有电控阀门,或者所述第二吹吸气机构的进气端和出气端不设置阀门。

[0030] 本申请还提供了一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制方法,包括步骤:

[0031] S100提供基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,所述机翼流动控制系统包括:至少一个第二吹吸气机构,所述第二吹吸气机构包括依次设置的第三通道、第二腔室和第四通道,所述第三通道的进气端设置于襟翼的上表面,所述第四通道的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第二腔室内滑动设置有第二活塞,所述第二活塞将所述第二腔室划分为第一空间和第二空间;所述第三通道的出气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的进气端连通,所述第四通道的进气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的出气端连通;

[0032] S101当所述飞机处于第一状态时,获取飞机所需的第一升力提升数值,所述第一状态包括:起飞状态和/或降落状态;

[0033] S102根据所述第一升力提升数值控制所述第二吹吸气机构的第一工作状态;其中,S102包括:当所述第一升力提升数值小于或等于预设的第一提升阈值时,使得所述第一空间和所述第二空间中一个空间关闭,一个空间开启;当所述第一升力提升数值大于所述第一提升阈值时,使得所述第一空间和所述第二空间同时开启。

[0034] 作为一种改进,所述飞机的襟翼上设置有多个所述第二吹吸气机构,对应地,所述方法还包括:

[0035] S103针对多个所述第二吹吸气机构分别选取多个周期运动函数,所述周期运动函数用于描述所述活塞在第一时刻 t 下的振幅 A 、频率 ω 和初相位 ϕ_0 等运动参数;其中,至少两个所述周期运动函数具有相位差;

[0036] S104利用预设的流量计算规则通过所述第一时刻 t 、振幅 A 、频率 ω 和初相位 ϕ_0 等运动参数计算所述吹吸气机构在至少一个周期下的多个第二时刻下的总质量流量;所述流量计算规则为:(1)利用质量流量函数 $f(t)=|A\sin(\omega t)|$ 表征其中一个所述周期运动函数所对应的质量流量;(2)确定其余至少一个周期运动函数与步骤(1)中所述周期运动函数的至少一个相位差 ϕ ,并采用 $f(t)=|A\sin(\omega t + \phi)|$ 表征对应所述其余至少一个周期运动函数所对应的质量流量;(3)通过多个周期运动函数的质量流量计算得到多个第二时刻下的总的质量流量;

[0037] S105判断所述质量流量是否符合预设流量评估规则,其中,所述流量评估规则要求大于设定质量流量阈值的质量流量差值的数量小于第一数量;其中,所述质量流量差值为相邻两个第二时刻下的质量流量之间的差值;若是,则采用当前的所述多个周期运动函数分别控制所述第二吹吸气机构进行周期式运动;若否,则修改对应的所述相位差。

[0038] 作为一种改进,所述襟翼沿前缘至后缘方向依次被划分为第一区域和第二区域,所述飞机为起飞/降落状态时,所述第一区域和所述第二区域均为暴露状态;所述飞机为巡航状态时,所述第一区域被所述飞机的机翼覆盖,所述第二区域为暴露状态;且所述机翼流动控制系统还包括:设置于所述第二区域处的所述第三吹吸气机构,所述第三吹吸气机构包括:第五通道、第三腔室和至少一个第六通道,所述第五通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述至少一个第六通道包括:第一子通道和第二子通道,所述第一子通道的出气端设置于所述襟翼的上表面,所述第二子通道的出气端设置在所述襟翼的后缘端部。

[0039] 作为一种改进,该方法还包括:

[0040] S106当所述飞机处于第二状态时,获取所述飞机所需的第二升力提升数值,所述第二状态包括:巡航状态;

[0041] S107根据所述第二升力提升数值控制所述第三吹吸气机构的第二工作状态;其中,S107包括:当所述第二升力提升数值小于或等于预设的第二升力提升阈值时,保持所述第一子通道开启,所述第二子通道关闭;当所述第二升力提升数值大于所述第二升力提升阈值时,保持所述第一子通道关闭,所述第二子通道开启。

[0042] 本发明的原理及有益效果在于:

[0043] 1、本申请通过设计动静协同的分区设置式的襟翼,具体地,根据襟翼在不同工作状态下的特点将襟翼划分为第一区域和第二区域(也即静态分区设置),并在不同区域设置不同类型的吹吸气机构。

[0044] 这种动静协同方案一方面可以根据飞机的不同飞行状态,动态调节襟翼不同区域上的吹吸气机构的启闭,在适应机翼本身特点的情况下有效改善了机翼的气动性能;同时,针对各个区域,还能够进一步地通过调节吹吸气结构的通道数量或位置对升力提升效果进行动态管理。

[0045] 例如,通过对不同的吹吸气机构进行动态管理,例如在升力值提升需求较大的时候打开第二吹吸气机构的双通道,升力值提升需求较小时打开单个通道,可有效对升力值提升大小实时进行调节,以满足不同飞行状态下的升力值提升需求。同时在升力提升值较大的情况下有效减小升力值的波动,提升了安全性。

[0046] 2、更进一步,针对多个吹吸气机构的协调工作需求,本申请还提出了一种对不

同吹吸气结构的工作相位差进行相位评估的方法;使得各个吹吸气机构能够利用相位差设计进行协同配合,以在较大程度提升升力的基础上,确保升力提升的稳定性(或者说,减小升力提升过程中的波动程度,提升安全性)。

[0047] 综上,本方案综合提供了一种分区合理、能够对机翼升力值进行灵活调控的机翼流动控制系统及方法,大大改善了机翼的气动性能。

附图说明

[0048] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。在所有附图中,类似的元件或部分一般由类似的附图标记标识。附图中,各元件或部分并不一定按照实际的比例绘制。显而易见地,下面描述中的附图是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动性的前提下,还可以根据这些附图获得其它的附图。

[0049] 图1为本发明实施例一中襟翼的整体结构示意图;

[0050] 图2为本发明中的第一吹吸气机构的整体机构示意图;

[0051] 图3a为本发明中第一吹吸气机构处于吸气时的状态图;

[0052] 图3b为本发明中第一吹吸气机构处于吹气时的状态图;

[0053] 图4为本发明实施例二中襟翼的整体结构示意图;

[0054] 图5为本发明中的第二吹吸气机构的整体机构示意图;

[0055] 图6a为本发明的第二吹吸气机构中的第二活塞向第一空间方向移动时的状态图;

[0056] 图6b为本发明的第二吹吸气机构中的第二活塞向第二空间方向移动时的状态图;

[0057] 图7为本发明实施例三中襟翼为收起状态的一种示例性的示意图;

[0058] 图8为本发明实施例三中襟翼为收起状态的另一示例性的示意图;

[0059] 图9为第一状态下襟翼处于打开状态时与主翼的相对位置结构示意图;

[0060] 图10为第二状态下襟翼处于收起状态时与主翼的相对位置结构示意图;

[0061] 图11a为本发明中周期式吹吸气构型1的验证计算网格示意图;

[0062] 图11b为本发明中周期式吹吸气构型1的验证计算设置示意图;

[0063] 图11c为本发明中周期式吹吸气构型2的验证计算网格示意图;

[0064] 图11d为本发明中周期式吹吸气构型2的验证计算设置示意图;

[0065] 图12a为本发明中第一质量流量函数的曲线变化图;

[0066] 图12b为本发明中第二质量流量函数的曲线变化图;

[0067] 图13为不同工况下时间与升力系数的对应关系图;

[0068] 图14为不同工况下时间与阻力系数的对应关系图;

[0069] 图15为不同工况下的平均升力系数的柱状图;

[0070] 图16为不同工况下的平均阻力系数的柱状图;

[0071] 图17为不同工况下的平均升阻比的柱状图;

[0072] 图18为一具体实施例中的数值计算工况表图;

[0073] 图19为本发明中机翼流动控制方法的流程示意图。

[0074] 图中标记:1、襟翼;11、前缘;12、后缘;2、第一吹吸气机构;21、第一通道;22、第一腔室;23、第二通道;24、第一活塞;25、第一通道的进气端;26、第二通道的出气端;3、第二吹

吸气机构;31、第三通道;32、第二腔室;321、第一空间;322、第二空间;33、第四通道;34、第二活塞;35、第一空间的进气端;36、第一空间的出气端;37、第二空间的进气端;38、第二空间的出气端;4、第三吹吸气机构;5、主翼。

具体实施方式

[0075] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述。显然,所描述的实施例是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0076] 本文中,使用用于表示元件的诸如“模块”、“部件”或“单元”的后缀仅为了有利于本发明的说明,其本身没有特定的意义。因此,“模块”、“部件”或“单元”可以混合地使用。

[0077] 本文中,术语“上”、“下”、“内”、“外”“前”、“后”、“一端”、“另一端”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明的限制。此外,术语“第一”、“第二”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0078] 本文中,除非另有明确的规定和限定,术语“安装”、“设置有”、“连接”等,应做广义理解,例如“连接”,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;可以是机械连接,可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0079] 本文中“和/或”包括任何和所有一个或多个列出的相关项的组合。

[0080] 本文中“多个”意指两个或两个以上,即其包含两个、三个、四个、五个等。

[0081] 实施例基本如附图1-10所示:

[0082] 本发明提供了一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,包括至少一个吹吸气机构,所述吹吸气机构包括:

[0083] 第一通道,所述第一通道的气体入口设置在机翼的襟翼上表面;

[0084] 第二通道,所述第二通道的气体出口优选地设置在机翼的襟翼下表面;

[0085] 至少一个中间通道,且所述中间通道的进气端、出气端分别与所述第一通道和第二通道相连通;

[0086] 第一通道和第二通道之间还设置有腔室,所述腔室内设置有活塞,所述活塞能够沿着所述腔室的轴线方向进行往复运动,且所述腔室与所述中间通道相连通;

[0087] 所述吹吸气机构以周期式交替吹吸气的方式工作,所述周期式交替吹吸气的过程包括:

[0088] 当所述活塞沿靠近其中至少一个中间通道的方向移动时,对应的所述至少一个中间通道(或者说,同一个所述中间通道)的所述进气端关闭,所述出气端进行吹气;

[0089] 当所述活塞沿远离其中至少一个中间通道的方向移动时,对应的所述至少一个中间通道(或者说,同一个所述中间通道)的所述进气端进行吸气,所述出气端关闭。

[0090] 需要说明的是,所述第一通道、第二通道在实施例二、实施例四中也可以被称为第三通道、第四通道。

[0091] 所述腔室在实施例一中也被称为第一腔室,在实施例二、四中也被称为第二腔室。

[0092] 下面以第一吹吸气机构和第二吹吸气结构为例,对上述吹吸气机构的结构及工作模式进行示例性地说明:

[0093] 实施例一

[0094] 在本实施例中,第一通道、中间通道和第二通道依次连接形成一个整体的通道,对应地,中间通道的进气端可以视为第一通道的进气端,中间通道的出气端可以视为第二通道的出气端。

[0095] 如图1,一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,包括设置于飞机襟翼1上的至少一个第一吹吸气机构2;具体的第一吹吸气机构结构如图2所示,包括分别连通的第一通道21、第一腔室22和第二通道23,所述第一通道的进气端25设置于所述襟翼1的上表面,所述第二通道的出气端26设置于所述襟翼1的下表面,所述第一腔室22内滑动设置有第一活塞24,所述第一活塞24的端面与所述第一腔室22的内壁,以及所述第一通道21和所述第二通道23配合形成第一储气空间。

[0096] 还包括用于驱动所述第一活塞24在所述第一腔室22内滑动的驱动机构。

[0097] 如图3a,当所述第一吹吸气机构2处于吸气状态时,所述第一通道21和所述第二通道23分别为打开和关闭状态,所述第一活塞24向所述第一腔室22的第一端(即远离第一通道和第二通道的一端)滑动,此时空气经由所述第一通道21进入所述第一储气空间储存;如图3b,当所述第一吹吸气机构2处于吹气状态时,所述第一通道21和所述第二通道23分别为关闭和打开状态,所述第一活塞24向所述第一腔室的第二端(与第一端为相反的方向)滑动,此时所述第一储气空间中的空气经由所述第二通道23排出;使得所述第一吹吸气机构2能够进行周期式交替吹吸气。

[0098] 本方案中的第一吹吸气系统,从外部流场获得吹吸气流体(例如空气),不需要提供储气系统或者从发动机引气,避免了增加储气系统重量和发动机功率消耗。

[0099] 在巡航状态下,通常不会打开襟翼,而现有技术中驱动襟翼需要的操纵系统的重量又很重(如需要在飞机机翼下方设置多个体积较大的机械装置),所以本方案通过吹吸气系统替代实现襟翼的一部分作用,这样对于起飞和降落过程只需要较小的襟翼面积就够用了,也就能减小对襟翼操纵系统的强度要求,进而减重,对于飞机而言,减重1千克也会产生很大的经济效益。

[0100] 本实施例中,第一通道的气体入口也即第一通道的进气端,第二通道的气体出口也即第二通道的出气端。

[0101] 实施例二

[0102] 本实施例与实施例一不同之处在于,如图4,该机翼流动控制系统可以包括至少一个第二吹吸气机构3,具体的第二吹吸气机构3如图5所示,包括依次设置的第三通道31、第二腔室32和第四通道33,所述第三通道31的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第四通道33的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第二腔室32内滑动设置有第二活塞34,所述第二活塞34将所述第二腔室32划分为第一空间321和第二空间322。

[0103] 所述第三通道31的出气端向两侧延伸并分别与所述第一空间的进气端35和所述第二空间的进气端37连通,所述第四通道33的进气端向两侧延伸并分别与所述第一空间的出气端36和所述第二空间的出气端38连通。

[0104] 本实施例中,第一空间的进气端35和第一空间的出气端36之间形成的通道则可视作为一个中间通道;相应地,第二空间的进气端37和第二空间的出气端38之间形成的通道可视为另一个中间通道。

[0105] 所述驱动机构还用于驱动所述第二活塞34在所述第二腔室32内滑动。

[0106] 如图6a,当所述第二活塞向所述第一空间321的方向滑动时,所述第一空间的进气端35和所述第二空间的出气端38关闭,所述第一空间的出气端36和所述第二空间的进气端37打开,此时第一空间内的空气经由所述第四通道排出;同时所述襟翼外部的空气经由所述第三通道进入所述第二空间322储存。

[0107] 如图6b,当所述第二活塞向所述第二空间322的方向滑动时,所述第一空间的进气端35和所述第二空间的出气端38打开,所述第一空间的出气端36和所述第二空间的进气端37关闭,此时第二空间322内的空气经由所述第四通道排出;同时所述襟翼外部的空气经由所述第三通道进入所述第一空间321储存;使得所述第二吹吸气机构能够进行周期式同步吹吸气。

[0108] 需要说明的是,本实施例中的第二吹吸气机构可以根据需要与实施例一中的第一吹吸气机构任意组合安装于所述襟翼上,以应对不同的飞机及飞行环境,达到较好的机翼气动性能改善效果。

[0109] 实施例三

[0110] 本实施例与实施例一、实施例二的不同之处在于,如图7,该机翼流动控制系统还包括第三吹吸气机构4,所述第三吹吸气机构4包括第五通道、第三腔室和第六通道,所述第五通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述第六通道的出气端设置于所述襟翼的上表面,所述第三腔室内滑动设置有第三活塞,所述第三活塞的端面与所述第三腔室的内部,以及所述第五通道和所述第六通道配合形成第二储气空间;所述驱动机构还用于驱动所述第三活塞滑动。

[0111] 在一些实施例中,如图8,第六通道的出气端也可以设置于所述襟翼的后缘端部(远离前缘的一端,也即襟翼的上下翼面的连接处),当然,第六通道的出气端可同时设置在襟翼的后缘端部和上表面,即设置两个出气端,使用时根据实际升力值需求选择打开其中一个或两个出气端(例如在两个出气端设置阀门,通过控制阀门的启闭进而控制两个出气端的开启与关闭)。

[0112] 在一些实施例中,襟翼沿前缘11至后缘12方向依次被划分为第一区域和第二区域,所述第一吹吸气机构设置于所述第一区域处,所述第三吹吸气机构设置于所述第二区域处;在第一状态下,所述襟翼相对主翼5展开,此时所述第一区域和所述第二区域均为暴露状态;

[0113] 如图10,在第二状态下,所述襟翼收起并位于主翼5下方,此时所述第一区域被所述主翼覆盖,从而限制空气进入所述第一吹吸气机构,所述第二区域为暴露状态。

[0114] 在一些实施例中,所述第一状态对应飞机起飞和降落状态,所述第二状态对应飞机巡航状态。

[0115] 在一些实施例中,至少一个所述进气端或出气端(具体包括第一通道、第二通道、第一空间和第二空间等的文中所有提及的进气端和出气端)设置有电控阀门。

[0116] 在一些实施例中,针对上下翼面可以在进气端和出气端设置不同的阀门,例如一

侧是单向阀门,另一侧是双向阀门,这样单向阀门一侧只能吸气或者只能吹气,双向阀门一侧可以吸气也可以吹气;具体本领域技术人员可根据需要实现的功能进行设定。

[0117] 在一些实施例中,第一吹吸气机构、第二吹吸气机构和第三吹吸气机构为往复泵,往复泵技术成熟,可实现性强。

[0118] 下面通过以下模型对本方案的改善机翼升阻力特性的效果进行验证,如图11-图17所示:

[0119] 以特征弦长为1m的NACA0015翼型为例,雷诺数 Re 为 1×10^6 时,对应的来流速度大约为14.6m/s。在翼型后缘布置周期式吹吸气控制系统,为简化计算,对上翼面和下翼面狭缝分别采用质量流量出口和质量流量入口边界条件,通过指定质量流量的周期性变化,模拟双作用往复泵内活塞的周期性运动过程驱动的气流周期变化,数值计算几何模型和网格如图11所示,狭缝宽度为2mm。其中,周期式吹吸气构型1为上翼面吸气,下翼面吹气,周期式吹吸气构型2为上翼面吸气,尾缘吹气。质量流量函数代表了由双作用往复泵驱动的狭缝处(即进气端和出气端)的气流质量流量随时间的变化,函数中的频率与活塞移动的频率一致。

[0120] 本实施例中的质量流量函数包括:

[0121] 第一质量流量函数: $|A \sin \omega t|$;

[0122] 第二质量流量函数: $|A \sin \omega t| + |A \sin(\omega t + \pi/2)|$;

[0123] 其中,频率 $\omega = 2\pi/T$ 。

[0124] 如图12a和图12b分别展示了不同函数下的质量流率随时间变化的曲线图;数值计算工况如图18所示。工况C2和工况C4采用的是两个周期函数(第一质量流量函数和第一质量流量函数)的组合,用于模拟两个双作用往复泵同时驱动的周期性吹吸气控制系统,两个往复泵相位差在计算中设置为 $\pi/2$ 。从图12a中可以看出,第一质量流量函数 $|A \sin \omega t|$ 存在质量流量为0的瞬时时刻,通过设计两个周期函数的组合,第二质量流量函数 $|A \sin \omega t| + |A \sin(\omega t + \pi/2)|$ 可以保证在整个周期内吹吸气的质量流量非0。采用SST k- ω 湍流模型进行非定常计算,时间步长0.01s。在 $Re=1 \times 10^6$ 条件下,相关文献(Sheldahl R E, Klimas P C. Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines[J]. Sandia National Laboratories, 2017. DOI: 10.2172/6548367.)中试验测得 10° 攻角状态下的升力系数为1.01,C0工况计算得到的升力系数为0.98,误差不超过4%,证实了数值方法的正确性。

[0125] 结合图13-图17,可以看出,在第二质量流量函数($|A \sin \omega t| + |A \sin(\omega t + \pi/2)|$)的作用下,构型1和构型2吹吸气控制系统作用下的平均升力系数分别提升了13.9%和8.1%,阻力系数均有一定程度的增加,但增加量小于升力系数的变化水平,在周期式吹吸气控制系统的作用下,升阻比整体呈改善趋势。

[0126] 实施例四

[0127] 由于飞机在飞行过程中应尽可能保证飞行的稳定性,为使得飞机在飞行状态下的升力值趋于稳定,基于此,本申请还提供了一种基于周期式吹吸气的机翼流动控制方法,如图19,包括以下步骤:

[0128] S100提供基于周期式吹吸气的机翼流动控制系统,所述机翼流动控制系统包括:至少一个第二吹吸气机构,所述第二吹吸气机构包括依次设置的第三通道、第二腔室和第四通道,所述第三通道的进气端设置于襟翼的上表面,所述第四通道的出气端设置于所述襟翼的下表面,所述第二腔室内滑动设置有第二活塞,所述第二活塞将所述第二腔室划分为第一空间和第二空间;所述第三通道的出气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的进气端连通,所述第四通道的进气端向两侧延伸并分别与所述第一空间和所述第二空间的出气端连通;

[0129] 当然,可以理解的是,S100中可以采用上述任一实施例中所述机翼流动控制系统。

[0130] S101当所述飞机处于第一状态时,获取飞机所需的第一升力提升数值,所述第一状态包括:起飞状态和/或降落状态;

[0131] S102根据所述第一升力提升数值控制所述第二吹吸气机构的第一工作状态;其中,S102包括:当所述第一升力提升数值小于或等于预设的第一提升阈值时,使得所述第一空间和所述第二空间中一个空间关闭,一个空间开启;当所述第一升力提升数值大于所述第一提升阈值时,使得所述第一空间和所述第二空间同时开启。

[0132] 其中,第一空间和第二空间的打开和关闭可以通过设置阀门进行控制。

[0133] 通过对第二吹吸气机构的通道进行调整,实现了对飞机处于起飞/降落状态下升力值的动态调控。

[0134] 在一些实施例中,所述飞机的襟翼上设置有多个所述第二吹吸气机构,对应地,所述方法还包括:

[0135] S103针对多个所述第二吹吸气机构分别选取多个周期运动函数,所述周期运动函数用于描述所述活塞在第一时刻 t 下的振幅 A 、频率 ω 和初相位 ϕ_0 等运动参数;其中,至少两个所述周期运动函数具有相位差;

[0136] S104利用预设的流量计算规则通过所述第一时刻 t 、振幅 A 、频率 ω 和初相位 ϕ_0 等运动参数计算所述吹吸气机构在至少一个周期下的多个第二时刻下的总质量流量;所述流量计算规则为:(1)利用质量流量函数 $f(t)=|A\sin(\omega t)|$ 表征其中一个所述周期运动函数所对应的质量流量;(2)确定其余至少一个周期运动函数与步骤(1)中所述周期运动函数的至少一个相位差 ϕ ,并采用 $f(t)=|A\sin(\omega t + \phi)|$ 表征对应所述其余至少一个周期运动函数所对应的质量流量;(3)通过多个周期函数的质量流量计算得到多个第二时刻下的总的质量流量;

[0137] S105判断所述质量流量是否符合预设流量评估规则,其中,所述流量评估规则要求大于设定质量流量阈值的质量流量差值的数量小于第一数量;其中,所述质量流量差值为相邻两个第二时刻下的质量流量之间的差值;

[0138] 若是,则采用当前的所述多个周期运动函数分别控制所述第二吹吸气机构进行周期式运动;

[0139] 若否,则修改对应的所述相位差。

[0140] 例如,在一些实施例中,采用 $f(t)=|A\sin(\omega t)|$ 来以计算第二吹吸气机构的两个通道同时工作时所产生的吹吸气质量流量。其中, ω 为活塞的运动频率;

[0141] 例如,在机翼上设置有多个第二吹吸气机构,如机构1、机构2、机构3……机构n;其分别采用周期函数1、周期函数2、周期函数3……周期函数n控制活塞周期运动形式,包括振幅 A 、频率 ω 和初相位 ϕ_0 等运动参数。比如,周期运动函数用于控制活塞的运动频率。或者说,周期运动函数用于定义活塞的一个运动周期长度,即一个周期 $T=2\pi/\omega$ 。

[0142] 在一些实施例中,可以预先构建函数库,其中函数库可以包括多个预设的周期函数(其可以由工程师自行选定),当需要对多个吹吸气机构进行协同控制时,可以从函数库中随机选取出周期函数。

[0143] 进一步地,各个周期函数之间均可以具有一定的相位差,如以周期函数2与周期函数1之间的相位差为 ϕ_1 、周期函数3与周期函数1之间的相位差为 ϕ_2 ……周期函数n与周期函数1之间的相位差为 ϕ_{n-1} ;

[0144] 对应地,多个机构的整体质量流量函数为:

[0145] $f(t) = |A \sin(\omega_1 t)| + |A \sin(\omega_2 t + \phi_1)| + |A \sin(\omega_3 t + \phi_2)| + \dots + |A \sin(\omega_n t + \phi_{n-1})|$; 右侧各项函数公式分别表示第一时刻 t 下的多个第二吹吸气机构的质量流量数值;

[0146] 分别计算多个的第二时刻下的多个机构的整体质量流量,如第二时刻 t_1 、第二时刻 t_2 、第二时刻 t_3 ……第二时刻 t_n ;

[0147] 其中,

[0148] $f(t_1) = |A \sin(\omega_1 t_1)| + |A \sin(\omega_2 t_1 + \phi_1)| + |A \sin(\omega_3 t_1 + \phi_2)| + \dots + |A \sin(\omega_n t_1 + \phi_{n-1})|$;

$f(t_2) = |A \sin(\omega_1 t_2)| + |A \sin(\omega_2 t_2 + \phi_1)| + |A \sin(\omega_3 t_2 + \phi_2)| + \dots + |A \sin(\omega_n t_2 + \phi_{n-1})|$;

[0149] ……

[0150] $f(t_n) = |A \sin(\omega_1 t_n)| + |A \sin(\omega_2 t_n + \phi_1)| + |A \sin(\omega_3 t_n + \phi_2)| + \dots + |A \sin(\omega_n t_n + \phi_{n-1})|$;

[0151] 然后计算相邻两个第二时刻下的质量流量差值,例如第一差值为 $f(t_2) - f(t_1)$ 、第二差值为 $f(t_3) - f(t_2)$ …… ,并判断大于设定质量流量阈值的质量流量差值的数量是否小于第一数量;

[0152] 若是,则采用当前的所述多个周期运动函数分别控制所述第二吹吸气机构进行周期式运动,通过多个第二吹吸气机构协同作用使得每个时刻的质量流量值趋于稳定,进而提高飞机飞行的稳定性及安全性;

[0153] 若否,则修改对应的至少一个所述相位差,并重新计算相邻两个第二时刻下的质量流量差值,直至符合相应的判定规则。

[0154] 在一些实施例中,所述襟翼沿前缘至后缘方向依次被划分为第一区域和第二区域,且所述机翼流动控制系统还包括:设置于所述第二区域处的所述第三吹吸气机构,所述第三吹吸气机构包括:第五通道、第三腔室和至少一个第六通道,所述第五通道的进气端设置于所述襟翼的上表面,所述至少一个第六通道包括:第一子通道和第二子通道,所述第一子通道的出气端设置于所述襟翼的上表面,所述第二子通道的出气端设置在所述襟翼的后缘端部。

[0155] 在一些实施例中,该方法还包括:

[0156] S106当所述飞机处于第二状态时,获取所述飞机所需的第二升力提升数值,所述第二状态包括:巡航状态;

[0157] S107根据所述第二升力提升数值控制所述第三吹吸气机构的第二工作状态;其中,S107包括:当所述第二升力提升数值小于或等于预设的第二升力提升阈值时,保持所述第一子通道开启,所述第二子通道关闭;当所述第二升力提升数值大于所述第二升力提升阈值时,保持所述第一子通道关闭,所述第二子通道开启。

[0158] 通过对第三吹吸气机构的通道进行调整,实现了对飞机处于巡航状态下升力值的动态调控。

[0159] 例如,在一些实施例中,为了简化机翼控制系统,可以采用周期函数相对固定(例如,针对第三吹吸气机构,在飞行之初可以由工程师预先设置一个优选的周期函数,以控制活塞的运动规律),直接调节出气端位置的方案,进行升力效率的简单调节,减小调节系统的设计压力。

[0160] 由此可见,本方案针对多个吹吸气机构采用不同运动函数进行控制,并对应提出了应用于多周期函数的相位评估方法,使得吹吸气机构对飞机所产生的升力值提升趋于稳定,有效减小了升力变化波动,提升了飞行的安全性。

[0161] 优选地,为了提升相位差调节的可靠性,在一些实施例中,通过多个所述周期运动函数的质量流量计算得到多个所述第二时刻下的总的质量流量的过程包括:

[0162] 步骤a)采用第一选取规则从多个周期运动函数的多个周期T中选取目标周期,所述第一选取规则为:

[0163] 当按照周期的长度大小对多个周期进行排序时,在对应形成的序列中从排序在头部位置的周期中选取对应的目标周期(例如,可以任意选取其中一个周期作为目标周期),所述头部位置中首位周期为所述序列中的首位周期,且所述头部位置指的是在所述序列中占有第一比例的位置区域(例如,头部位置所指范围可以包括前一位,或前两位周期等等,第一比例的具体数值可由用户自行设定);

[0164] 特别地,在一些实施例中,可以直接选择周期长度最大的周期作为目标周期。

[0165] 步骤b)在所述目标周期中选取多个第二时刻;

[0166] 例如,在一些实施例中,结合不同的飞机的安全性能要求,或者结合不同的飞行场景,可以在目标周期中选取不同数量的第二时刻。

[0167] 步骤c)计算多个第二时刻下的总的质量流量;

[0168] 对应地,在流量评估规则中,其中一个第二时刻下的质量流量差值指的是:当前第二时刻下的总的质量流量与所述目标周期下的最大质量流量之间的差值,或者还可以指当前第二时刻下的总的质量流量与所述目标周期下的最小质量流量之间的差值。

[0169] 当然,此处的最大质量流量可以指质量流量曲线中的波峰位置所对应的值,或者,还可以指与波峰相邻位置处的流量值;同样地,此处的最小质量流量可以指质量流量曲线中的波谷位置所对应的值,或者,还可以指与波谷相邻位置处的流量值。

[0170] 又或者,在另一些实施例中,其指的是两个相邻第二时刻下的总的质量流量之间的差值。

[0171] 需要说明的是,在本文中,术语“包括”、“包含”或者其任何其他变体意在涵盖非排他性的包含,从而使得包括一系列要素的过程、方法、物品或者装置不仅包括那些要素,而

且还包括没有明确列出的其他要素,或者是还包括为这种过程、方法、物品或者装置所固有的要素。在没有更多限制的情况下,由语句“包括一个……”限定的要素,并不排除在包括该要素的过程、方法、物品或者装置中还存在另外的相同要素。

[0172] 上面结合附图对本发明的实施例进行了描述,但是本发明并不局限于上述的具体实施方式,上述的具体实施方式仅仅是示意性的,而不是限制性的,本领域的普通技术人员在本发明的启示下,在不脱离本发明宗旨和权利要求所保护的范围情况下,还可做出很多形式,这些均属于本发明的保护之内。

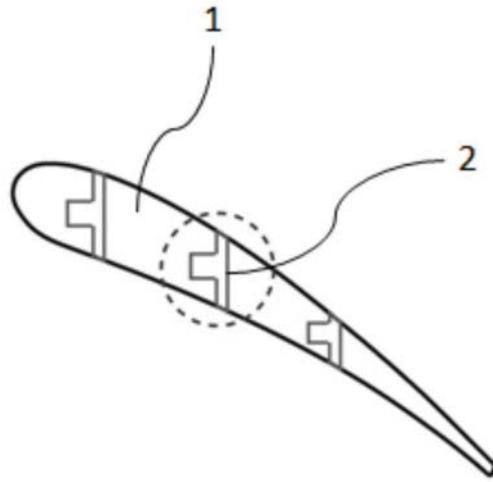


图1

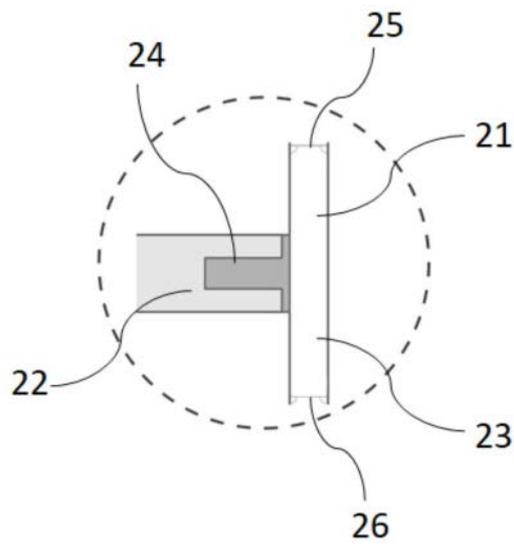


图2

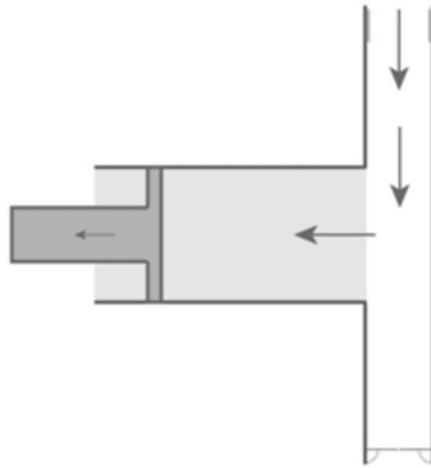


图3a

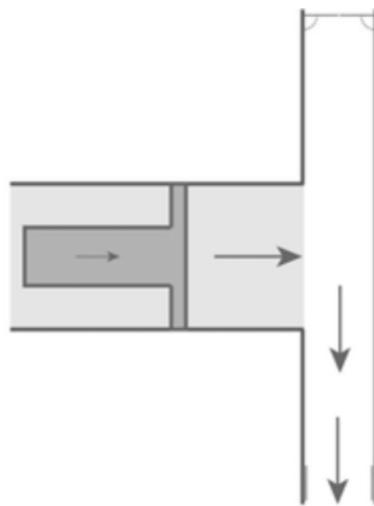


图3b

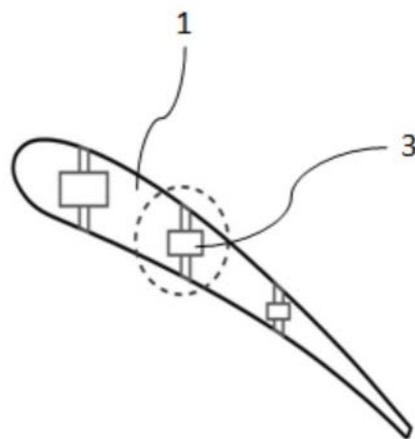


图4

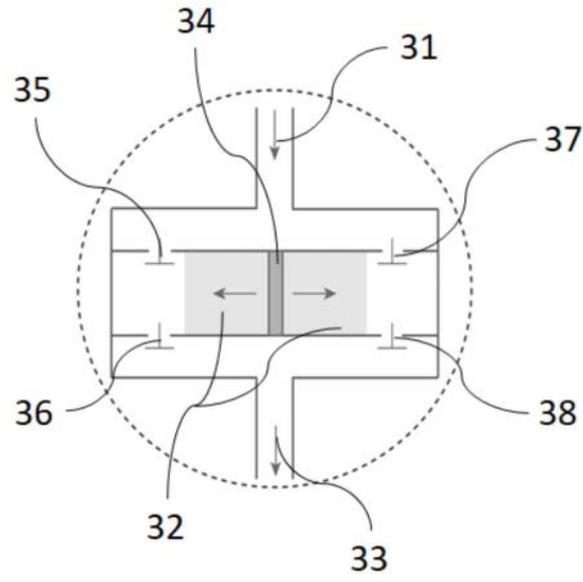


图5

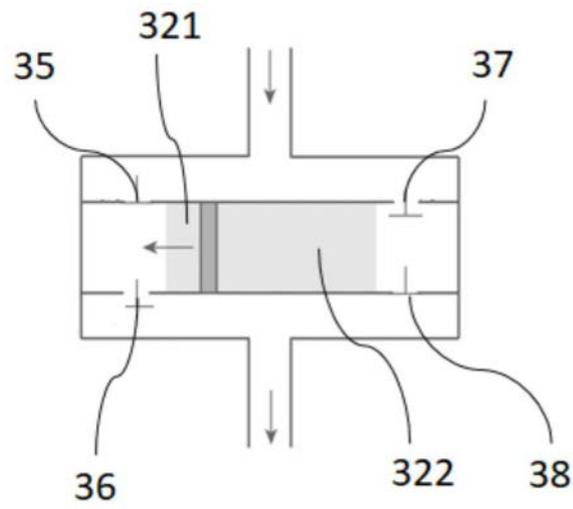


图6a

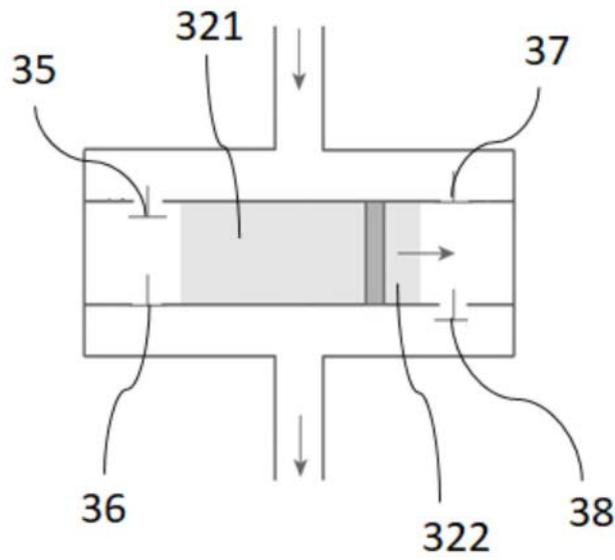


图6b

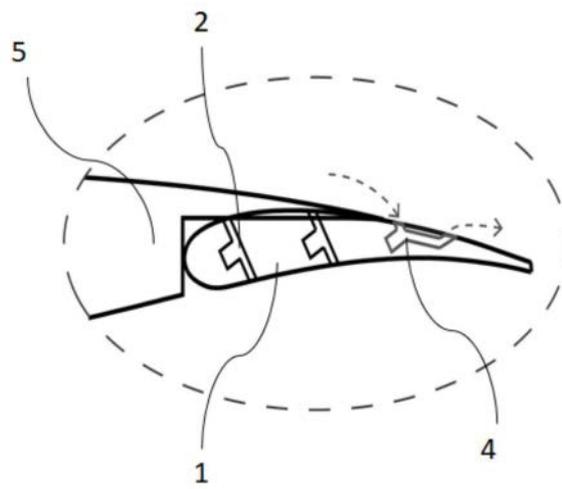


图7

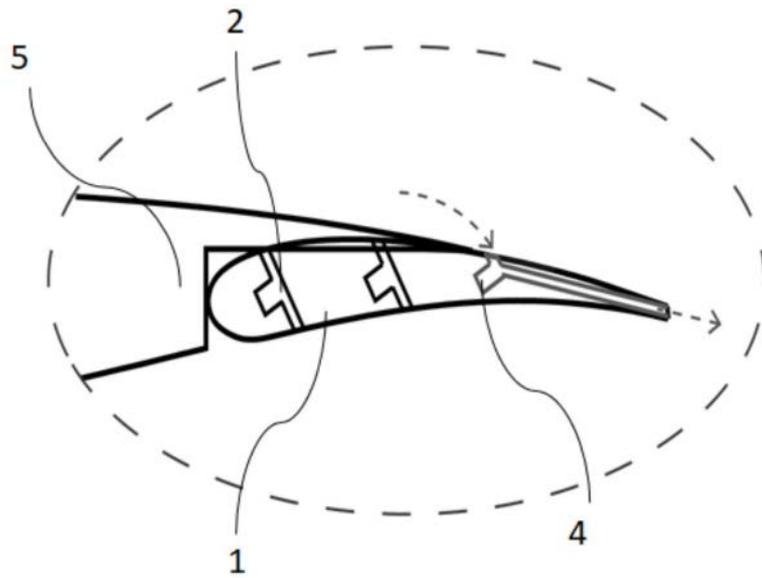


图8

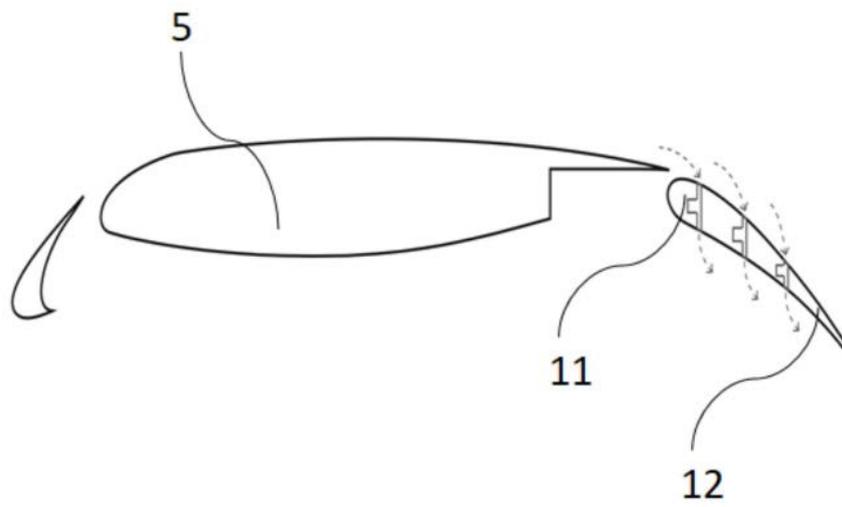


图9

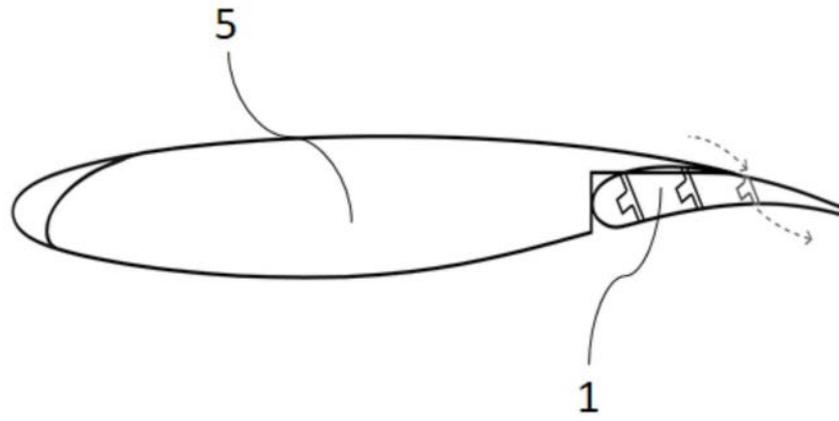


图10

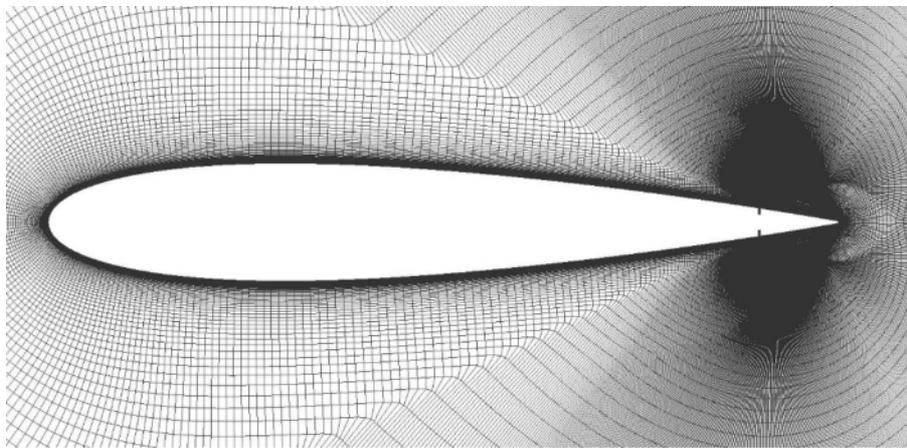


图11a

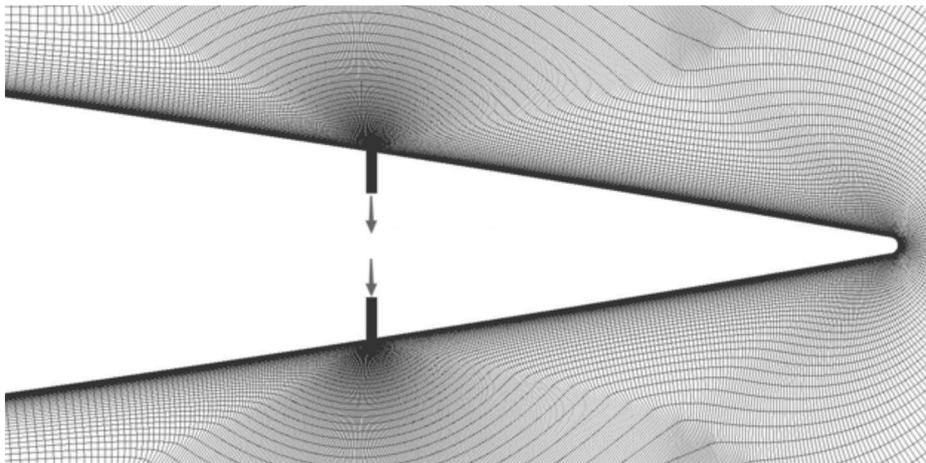


图11b

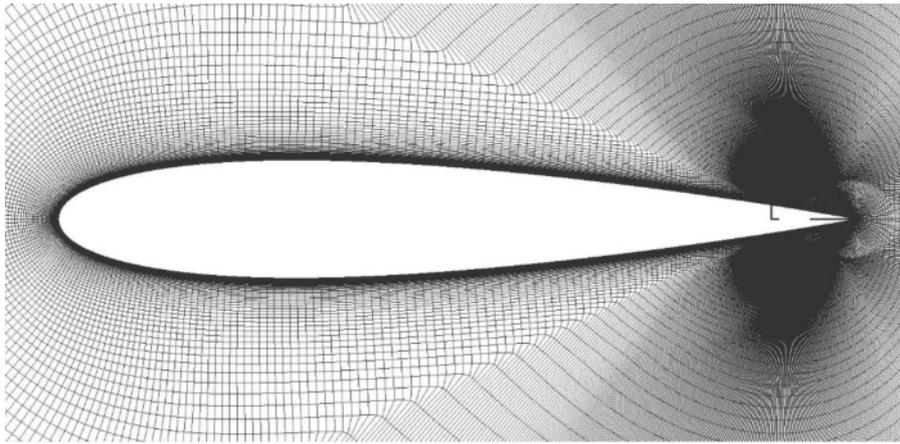


图11c

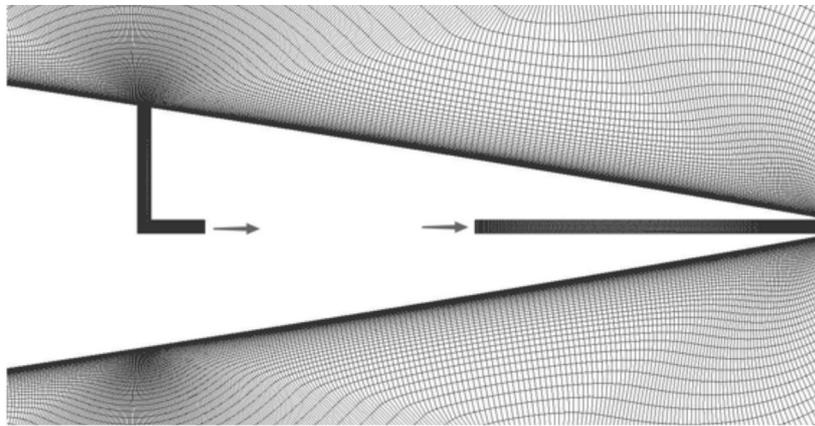


图11d

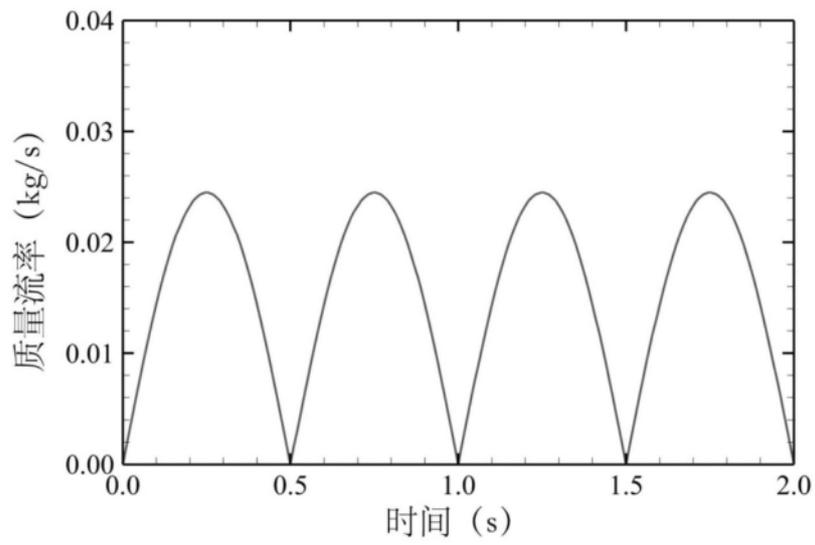


图12a

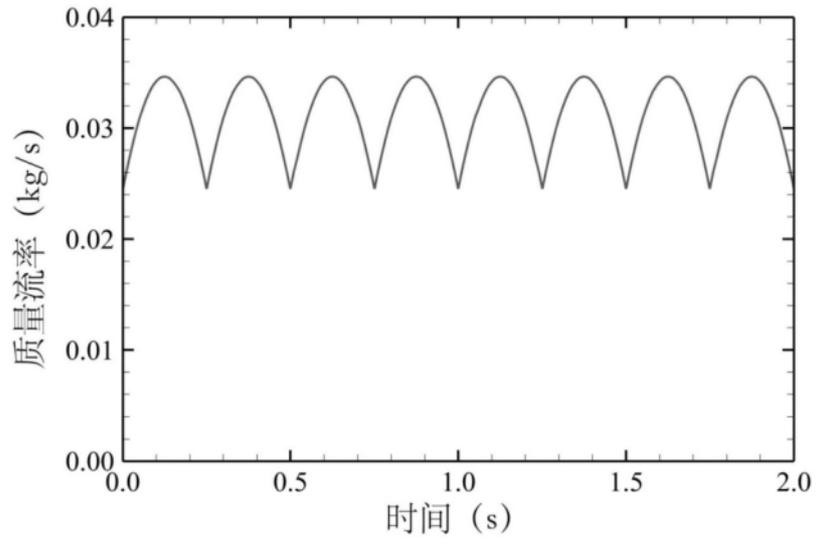


图12b

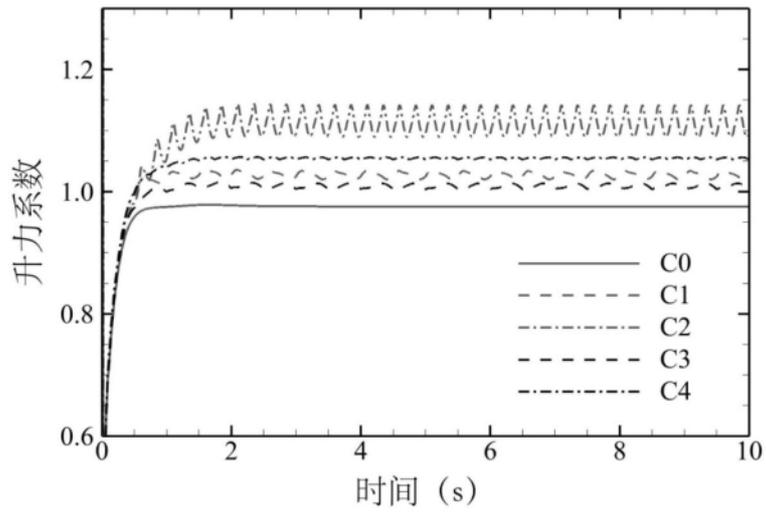


图13

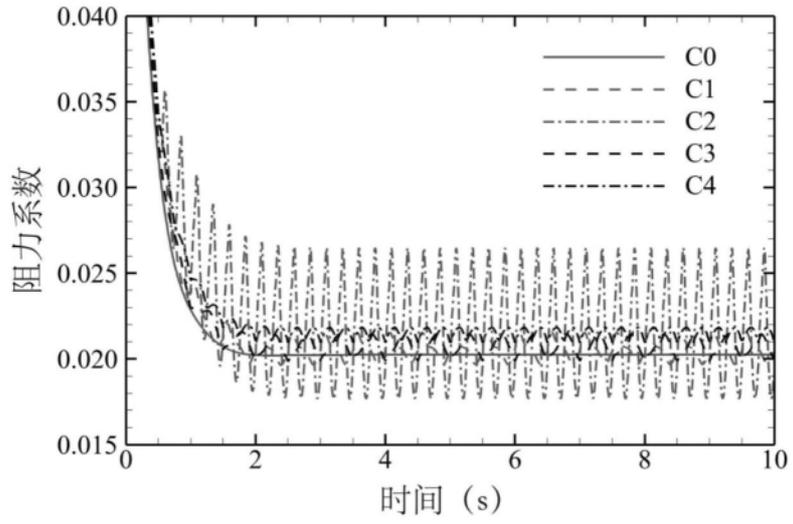


图14

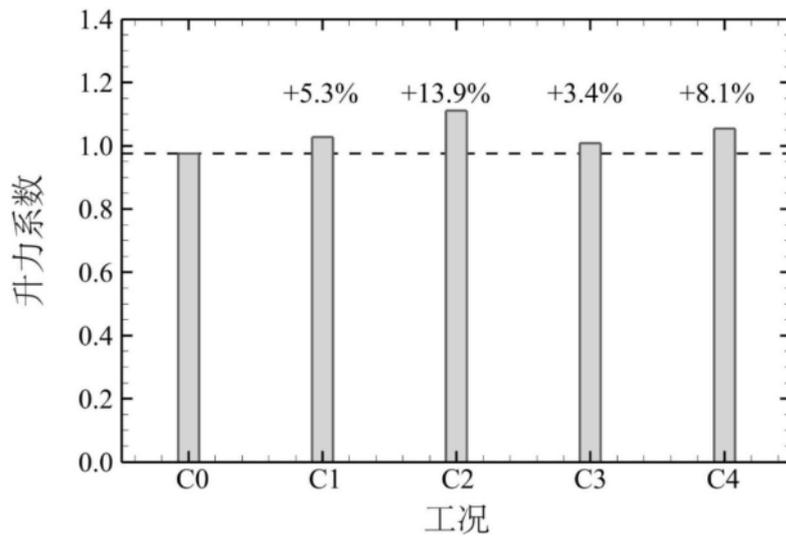


图15

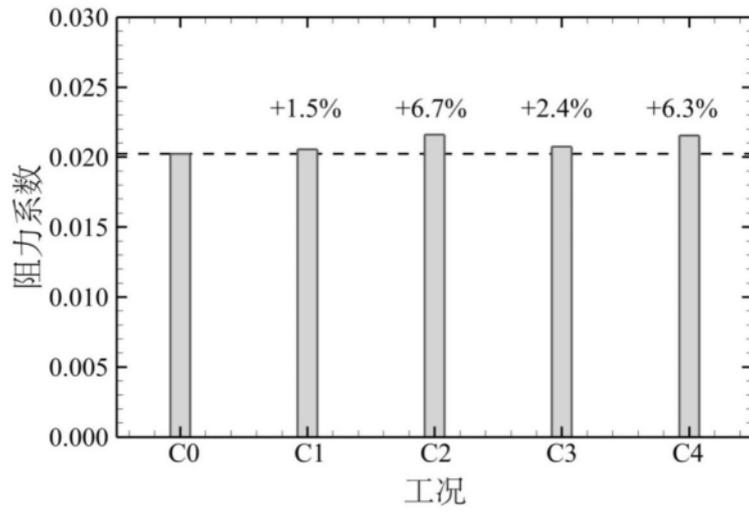


图16

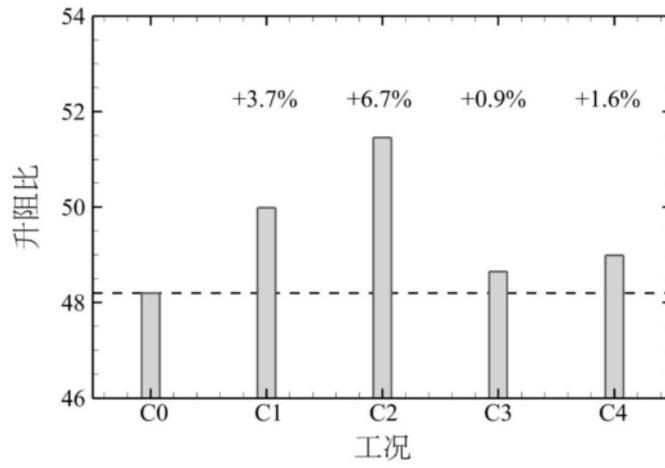


图17

工况	攻角	控制系统构型	质量流量函数	幅值 A	周期 T
C0	10°	无控制	/	/	/
C1	10°	构型 1	$ A \sin \omega t $	0.0245 kg/s	1 s
C2	10°	构型 1	$ A \sin \omega t + A \sin(\omega t + \pi/2) $	0.0245 kg/s	1 s
C3	10°	构型 2	$ A \sin \omega t $	0.0245 kg/s	1 s
C4	10°	构型 2	$ A \sin \omega t + A \sin(\omega t + \pi/2) $	0.0245 kg/s	1 s

图18

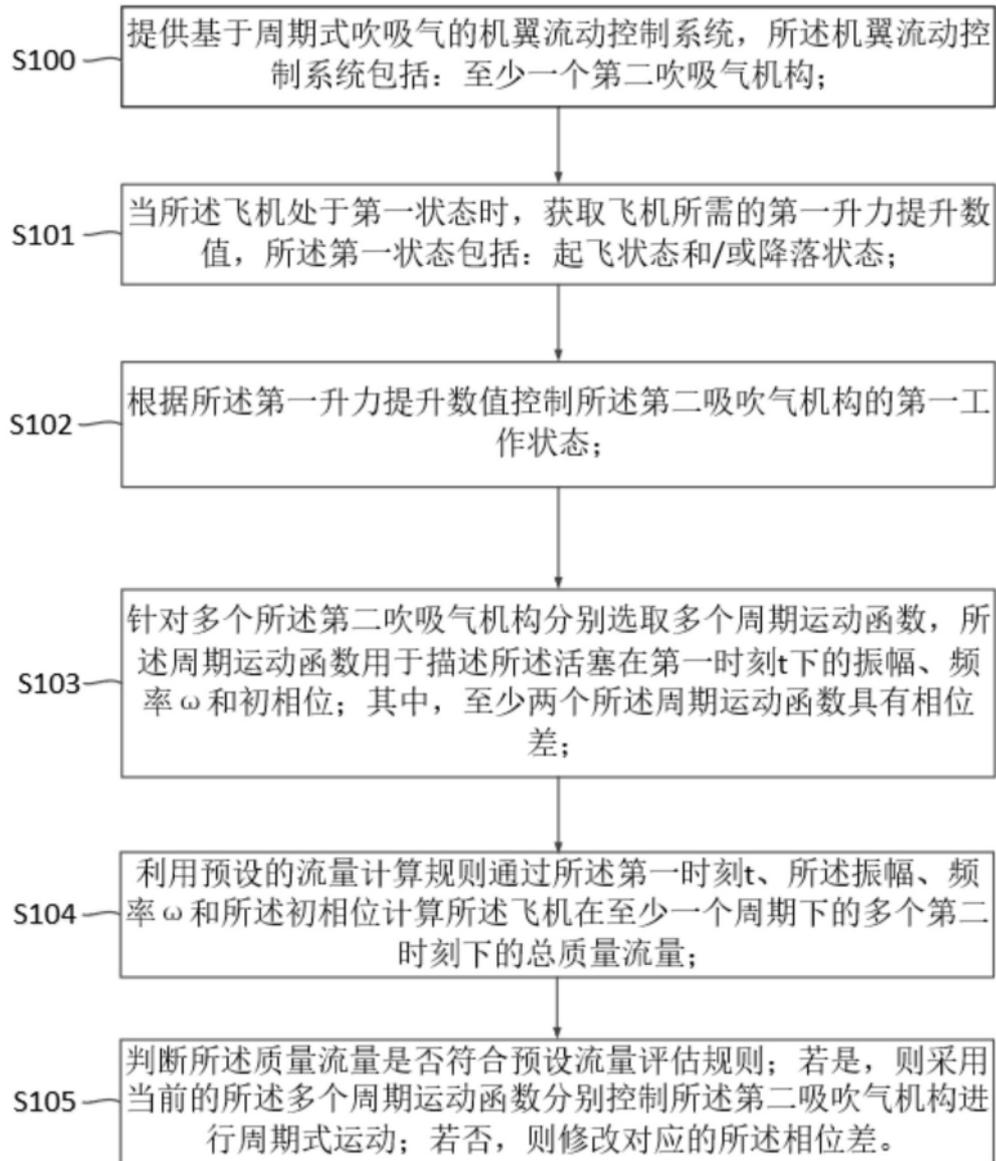


图19