



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 116399552 B

(45) 授权公告日 2023.08.18

(21) 申请号 202310672516.X

CN 203455153 U, 2014.02.26

(22) 申请日 2023.06.08

CN 113125800 A, 2021.07.16

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 115343016 A, 2022.11.15

申请公布号 CN 116399552 A

CN 215065152 U, 2021.12.07

(43) 申请公布日 2023.07.07

JP 2006343179 A, 2006.12.21

(73) 专利权人 中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所

CN 109883644 A, 2019.06.14

地址 621000 四川省绵阳市涪城区二环路南段6号

CN 115290287 A, 2022.11.04

CN 106372271 A, 2017.02.01

(72) 发明人 熊文韬 赵献礼 赖庆仁 吴松岭

CN 106644356 A, 2017.05.10

CN 106742049 A, 2017.05.31

(74) 专利代理机构 四川中代知识产权代理有限公司 51358

CN 113790867 A, 2021.12.14

CN 114018532 A, 2022.02.08

专利代理师 王海龙

JP 2005249614 A, 2005.09.15

US 2011046926 A1, 2011.02.24

(51) Int. Cl.

郭向东.“大型结冰风洞气流场适航符合性验证”.《空气动力学学报》.2021,第02卷(第39期),第184-195页.

G01M 9/06 (2006.01)

B64F 5/60 (2017.01)

审查员 蒋亚莉

(56) 对比文件

CN 105784318 A, 2016.07.20

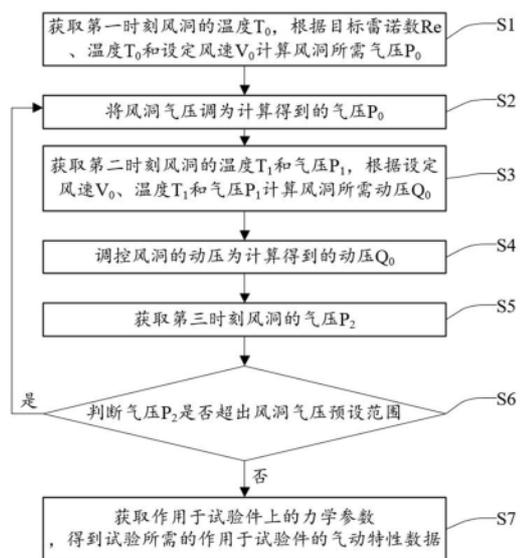
权利要求书1页 说明书7页 附图2页

(54) 发明名称

一种低雷诺数风洞试验方法及系统

(57) 摘要

本发明涉及风洞试验技术领域,提供了一种低雷诺数风洞试验方法及系统。通过设计试验系统调整试验过程中的气压,待气压稳定后,再调节动压,待动压稳定后,判断当前气压是否超气压预设范围,若超出则返回调整气压,若未超出则达到目标低雷诺数环境,获取作用于试验件的力学参数,得出气动特性数据。本发明在实现低雷诺数环境时,可实现单一变量改变的模拟,并且能够降低在单一参数变化时其他参数的波动影响,能够较快速真实地实现低雷诺数环境状态,满足雷诺数降低对试验件气动特性影响试验研究需求。



1. 一种低雷诺数风洞试验方法,其特征在于,包括如下步骤:

S1,获取第一时刻风洞的温度 $T_0$ ,根据目标雷诺数 $Re$ 、温度 $T_0$ 和试验所需风速 $V_0$ 计算风洞所需气压 $P_0$ ;

S2,将风洞气压调为计算得到的气压 $P_0$ ;

S3,获取第二时刻风洞的温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ ,根据试验所需风速 $V_0$ 、温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ 计算风洞所需动压 $Q_0$ ;

S4,调控风洞的动压为计算得到的动压 $Q_0$ ;

S5,获取第三时刻风洞的气压 $P_2$ ;

S6,判断气压 $P_2$ 是否超出风洞气压预设范围,若气压 $P_2$ 超出风洞气压预设范围,则返回执行S2,若气压 $P_2$ 未超出风洞气压预设范围则执行S7;

S7,获取作用于试验件上的力学参数,得到试验所需的作用于试验件的气动特性数据;

S1中风洞气压 $P_0$ 的计算公式为: 
$$P_0 = \frac{ReV_0L}{\mu RT_0};$$

S3中风洞动压 $Q_0$ 的计算公式为: 
$$Q_0 = \frac{0.5P_1V_0^2}{RT_1};$$

其中, $L$ 为根据所述试验件的尺寸确认的特征长度, $\mu$ 为黏性系数, $R$ 为状态常数。

2. 一种执行如权利要求1所述的一种低雷诺数风洞试验方法的系统,其特征在于,包括应变天平、温度传感器、压力传感器、动压测量装置、风洞气压调节系统、风洞动力系统和控制系统,其中:

所述应变天平、所述温度传感器、所述压力传感器设置于风洞内;

所述应变天平与所述控制系统连接,所述应变天平用于测量作用于所述试验件上的力学参数;

所述温度传感器与所述控制系统连接,所述温度传感器用于测量风洞的温度;

所述压力传感器与所述控制系统连接,所述压力传感器用于测量风洞的气压;

所述动压测量装置与所述控制系统连接,所述动压测量装置用于测量风洞的动压;

所述风洞气压调节系统与所述控制系统连接,所述风洞气压调节系统用于调节风洞的气压;

所述风洞动力系统与所述控制系统连接,所述风洞动力系统用于调节风洞的动压;

所述控制系统获取所述应变天平、所述温度传感器、所述压力传感器和所述动压测量装置测量的数据,并控制所述风洞气压调节系统调节风洞气压,以及控制所述风洞动力系统调节风洞动压。

3. 根据权利要求2所述的一种低雷诺数风洞试验方法的系统,其特征在于,所述动压测量装置包括风速管和差压传感器,所述风速管设置于风洞试验段前端内壁上,所述差压传感器置于风洞外,所述差压传感器分别连接所述风速管和所述控制系统。

4. 根据权利要求2所述的一种低雷诺数风洞试验方法的系统,其特征在于,所述风洞气压调节系统包括主控制器以及与其连接的真空泵组件和阀门组件,所述主控制器与所述控制系统连接。

## 一种低雷诺数风洞试验方法及系统

### 技术领域

[0001] 本发明涉及风洞试验技术领域,尤其涉及一种低雷诺数风洞试验方法及系统。

### 背景技术

[0002] 在试验空气动力学领域,飞行器的试验雷诺数对试验结果存在影响,可能改变飞行器的失速迎角、最大升力系数等气动特性参数,影响飞行器气动特性评估。在常规风洞中开展飞行器风洞试验时,可通过改变试验风速来改变试验雷诺数,但是由于其改变雷诺数的同时也改变了试验马赫数,无法实现单一变量改变的模拟。因此,有必要发展新的低雷诺数测力风洞试验方法,来满足雷诺数降低对飞行器气动特性影响试验研究需求。

### 发明内容

[0003] 本发明的目的是提供一种低雷诺数风洞试验方法及系统,在风速和温度稳定的情况下,通过降低气压调节动压的方式改变风洞内的雷诺数,从而达到低雷诺数环境状态,实现在低雷诺数状态下开展试验的目的。本发明是这样实现的:

[0004] 一种低雷诺数风洞试验方法,包括如下步骤:

[0005] S1,获取第一时刻风洞的温度 $T_0$ ,根据目标雷诺数 $Re$ 、温度 $T_0$ 和试验所需风速 $V_0$ 计算风洞所需气压 $P_0$ ;

[0006] S2,将风洞气压调为计算得到的气压 $P_0$ ;

[0007] S3,获取第二时刻风洞的温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ ,根据试验所需风速 $V_0$ 、温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ 计算风洞所需动压 $Q_0$ ;

[0008] S4,调控风洞的动压为计算得到的动压 $Q_0$ ;

[0009] S5,获取第三时刻风洞的气压 $P_2$ ;

[0010] S6,判断气压 $P_2$ 是否超出风洞气压预设范围,若气压 $P_2$ 超出风洞气压预设范围,则返回执行S2,若气压 $P_2$ 未超出风洞气压预设范围则执行S7;

[0011] S7,获取作用于试验件上的力学参数,得到试验所需的作用于试验件的气动特性数据。

[0012] 进一步地,S1中风洞气压 $P_0$ 的计算公式为:

$$[0013] P_0 = \frac{ReV_0L}{\mu RT_0};$$

[0014] 其中, $L$ 为根据所述试验件的尺寸确认的特征长度, $\mu$ 为黏性系数, $R$ 为状态常数。

[0015] 进一步地,S3中风洞动压 $Q_0$ 的计算公式为:

$$[0016] Q_0 = \frac{0.5P_1V_0^2}{RT_1};$$

[0017] 其中, $R$ 为状态常数。

[0018] 本发明还提供一种执行低雷诺数风洞试验方法的系统,包括应变天平、温度传感器、压力传感器、动压测量装置、风洞气压调节系统、风洞动力系统和控制系统,其中:

[0019] 所述应变天平、所述温度传感器、所述压力传感器设置于风洞内;

[0020] 所述应变天平与所述控制系统连接,所述应变天平用于测量作用于所述试验件上的力学参数;

[0021] 所述温度传感器与所述控制系统连接,所述温度传感器用于测量风洞的温度;

[0022] 所述压力传感器与所述控制系统连接,所述压力传感器用于测量风洞的气压;

[0023] 所述动压测量装置与所述控制系统连接,所述动压测量装置用于测量风洞的动压;

[0024] 所述风洞气压调节系统与所述控制系统连接,所述风洞气压调节系统用于调节风洞的气压;

[0025] 所述风洞动力系统与所述控制系统连接,所述风洞动力系统用于调节风洞的动压;

[0026] 所述控制系统获取所述应变天平、所述温度传感器、所述压力传感器和所述动压测量装置测量的数据,并控制风洞气压调节系统调节风洞气压,以及控制风洞动力系统调节风洞动压。

[0027] 进一步地,所述动压测量装置包括风速管和差压传感器,所述风速管设置于风洞试验段前端内壁上,所述差压传感器置于风洞外,所述差压传感器分别连接风速管 and 控制系统。

[0028] 进一步地,所述风洞气压调节系统包括主控制器以及与其连接的真空泵组件和阀门组件,所述主控制器与控制系统连接。

[0029] 本发明采用的技术方案能够达到以下有益效果:

[0030] 1、本发明通过温度、试验所需风速和目标雷诺数根据公式计算理论气压值,再根据理论气压值进行抽气调节风洞气压,待气压稳定后,再通过计算的动压调节动压,待动压稳定后判断当前气压是否超出气压预设范围,若超出则再调节气压,若未超出则获取应变天平数据,进行处理后得到在低雷诺数环境下气动特性数据。本发明主要通过调节风洞内气压进行调节雷诺数,能够实现单一变量改变的模拟,从而满足雷诺数降低对飞行器气动特性影响试验研究的需求;

[0031] 2、本发明在调节风洞内参数时,先调节气压再调节风速的方式,考虑了两个参数相互之间的影响作用,降低在单一参数变化时其他参数的波动影响,使风洞的低雷诺数参数调节效率高,易于实现;

[0032] 3、本发明提出的一种低雷诺数风洞系统,通用性好,可以用于开展不同雷诺数状态的风洞试验研究,提出的试验流程简单规范,具有良好工程应用前景。

## 附图说明

[0033] 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,显而易见地,下面描述中的附图仅仅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的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0034] 图1是本发明实施例1的一种低雷诺数风洞试验方法的流程示意图;

[0035] 图2是本发明实施例2的一种低雷诺数风洞系统的示意图;

[0036] 图3是本发明实施例2的风洞气压调节系统的组成图。

[0037] 图中：

[0038] 110、应变天平,120、温度传感器,130、压力传感器,140、动压测量装置,141、风速管,142、差压传感器,200、风洞,210、试验段,211、试验件,212、支撑装置,220、风洞动力系统,230、风洞气压调节系统,231、主控制器,232、真空泵组件,233、阀门组件,300、控制系统。

### 具体实施方式

[0039] 在下文中将参考附图对本发明的各方面进行更充分的描述。然而,本发明可以具体化成许多不同形式且不应解释为局限于贯穿本发明所呈现的任何特定结构或功能。相反地,提供这些方面将使得本发明周全且完整,并且本发明将给本领域技术人员充分地传达本发明的范围。基于本文所教导的内容,本领域的技术人员应意识到,无论是单独还是结合本发明的任何其它方面实现本文所公开的任何方面,本发明的范围旨在涵盖本文中所公开的任何方面。例如,可以使用本文所提出任意数量的装置或者执行方法来实现。另外,除了本文所提出本发明的多个方面之外,本发明的范围更旨在涵盖使用其它结构、功能或结构和功能来实现的装置或方法。应可理解,其可通过权利要求的一或多个元件具体化本文所公开的任何方面。

[0040] 在此使用的术语仅仅是为了描述具体实施例,而并非意在限制本公开。在此使用的术语“包括”、“包含”等表明了所述特征、步骤、操作和/或模型的存在,但是并不排除存在或添加一个或多个其他特征、步骤、操作或模型。

[0041] 在此使用的所有术语(包括技术和科学术语)具有本领域技术人员通常所理解的含义,除非另外定义。应注意,这里使用的术语应解释为具有与本说明书的上下文相一致的含义,而不应以理想化或过于刻板的方式来解释。

[0042] 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。

[0043] 为了使本发明的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合附图及实施例,对本发明进行进一步详细说明。

[0044] 现有技术中通过改变试验风速来改变试验雷诺数,但是由于其改变雷诺数的同时也改变了试验马赫数,无法实现单一变量改变的模拟。本申请实施例提供了一种低雷诺数风洞试验方法及系统,通过预设目标雷诺数、温度和风速计算风洞所需气压,再调控风洞气压,其次再调控与风速相关的动压,当动压和气压都稳定后可开展雷诺数降低对飞行器气动特性影响试验,主要通过气压的降低来较真实地实现低雷诺数环境状态,可实现单一变量改变的模拟,从而满足雷诺数降低对飞行器气动特性影响试验研究的需求。

[0045] 发明人在多次的试验中发现,先调控风速相关的动压再调控气压的方式会使参数之间的影响波动较大,当风速稳定后再抽气调控气压会使风速变化较大,再稳定风速后气压的变化也较大,参数之间相互影响导致调节繁琐耗时耗力。本申请实施例先进行抽气调控气压后,再驱动气流运转调控与风速相关的动压,调控动压时气压值受影响较小,并且在动压稳定后若气压值超气压预设范围再小范围调控气压,可降低参数之间的影响作用,能够较快速真实地实现低雷诺数环境状态,满足雷诺数降低对试验件气动特性影响试验研究需求。本申请实施例所称的低雷诺数是指:当雷诺数较小时,粘滞力对流场的影响大于惯

性,流场中流速的扰动因粘滞力而衰减,流体流动稳定,为层流。

[0046] 下面对本申请所涉及的一种低雷诺数风洞试验方法及系统进行介绍。应说明的是:本申请方法步骤的标号并非为了限制其顺序,而是为了区分不同的步骤。

[0047] 实施例1

[0048] 请参照图1,图1为本发明实施例1提供的一种低雷诺数风洞试验方法的流程示意图。

[0049] 在本实施例中,该方法可以包括如下步骤:

[0050] S1,获取第一时刻风洞的温度 $T_0$ ,根据目标雷诺数 $Re$ 、温度 $T_0$ 和试验所需风速 $V_0$ 计算风洞所需气压 $P_0$ ;

[0051] 应理解的是,该试验还包括安装于风洞内的试验件,风洞为回流式闭口风洞,具备良好的密封性,能够与外界保持一定的压力差。

[0052] 第一时刻指初始时刻,温度 $T_0$ 可由设置于风洞内的温度传感器测得,目标雷诺数 $Re$ 、试验所需风速 $V_0$ 都根据最终测量的作用于试验件的气动特性数据所需要的参数进行设定,目标雷诺数 $Re$ 、试验所需风速 $V_0$ 和计算公式预先设置于控制系统中,计算步骤由控制系统根据预设的公式执行, $P_0$ 的计算公式为:

$$[0053] \quad P_0 = \frac{ReV_0L}{\mu RT_0};$$

[0054] 其中, $L$ 为根据试验件的尺寸确认的特征长度,对飞机模型而言为平均气动弦长,对其他模型而言,通常以模型顺气流方向的某个尺寸为特征长度, $\mu$ 为黏性系数, $R$ 为状态常数。

[0055] S2,通过抽真空的方式将风洞气压调为计算得到的气压 $P_0$ ;

[0056] 抽真空可以是设置于风洞内的风洞气压调节系统完成,抽气时的气压可以由设置于风洞内的压力传感器测得。当压力传感器检测气压达到 $S1$ 计算的气压 $P_0$ 时,风洞气压调节系统停止抽气。为了考虑压力传感器的检测气压值与风洞气压调节系统停止时之间的延迟,此处可设置气压值延迟预设范围,当压力传感器检测的气压值处于气压值延迟预设范围时则表示风洞气压达到计算所需的气压 $P_0$ ,风洞气压调节系统停止抽气。

[0057] S3,获取第二时刻风洞的温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ ,根据试验所需风速 $V_0$ 、温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ 计算风洞所需动压 $Q_0$ ;

[0058] 在执行之前,需要待执行完 $S2$ 之后的风洞气压稳定后,气压稳定是指气压维持在一定范围内,第二时刻指气压调控并稳定之后的时刻。需要说明的是此时的温度 $T_1$ 可能与温度 $T_0$ 一致或有少量偏差,为优先保证气压和与风速相关的动压两个参数之间的调整需要,温度只用作计算的参考值。温度可以由温度传感器测量得到,气压可以由压力传感器测量得到。动压为带动气体向前运动的压力,可以由动压测量装置测量得到,动压测量装置由风速管和差压传感器组成,风速管设置于风洞试验段前端内壁上,差压传感器置于风洞外,差压传感器分别连接风速管和控制系统,动压的调控的目的在于调控风速。

[0059] 动压 $Q_0$ 的计算公式为:

$$[0060] \quad Q_0 = \frac{0.5P_1V_0^2}{RT_1};$$

[0061] 其中, $R$ 为状态常数。

[0062] S4,调控风洞的动压为计算得到的动压 $Q_0$ ;

[0063] 可以通过风洞动力系统驱动风洞内气流运动,并且可以由控制系统分别与风洞动力系统和动压测量装置连接,控制系统读取动压测量装置测量值并控制风洞动力系统的转动速度,达到调控动压的目的。为了考虑动压测量装置的检测动压值与风洞动力系统调控之间的延迟,此处可设置动压值延迟预设范围,当动压测量装置检测的动压值处于动压值延迟预设范围时则表示风洞动压达到计算所需的动压 $Q_0$ ,风洞动力系统保持转动速度不变。

[0064] S5,获取第三时刻风洞的气压 $P_2$ ;

[0065] 在执行之前,需要待S4调控后的动压稳定后,动压稳定是指动压维持在一定范围内,第三时刻指动压调控并稳定之后的时刻。气压可以由压力传感器测量得到。

[0066] S6,判断气压 $P_2$ 是否超出风洞气压预设范围,若气压 $P_2$ 超出风洞气压预设范围,则返回执行S2,若气压 $P_2$ 未超出风洞气压预设范围则执行S7;

[0067] 风洞气压预设范围可以预先设置于控制系统中,控制系统分别连接压力传感器和风洞压力调节系统并执行判断步骤,若气压 $P_2$ 超出风洞气压预设范围,则返回执行S2,重新调节气压,若气压 $P_2$ 未超出风洞气压预设范围则执行S7,说明风洞达到目标低雷诺数,可继续开展试验。

[0068] S7,获取作用于试验件上的力学参数,得到试验所需的作用于试验件的气动特性数据。

[0069] 力学参数可以由应变天平测得,应变天平的两端分别与试验件和风洞内的支架连接,应变天平用于测量作用于试验件上的力学参数,该力学参数可以是作用于试验件上的空气动力载荷,包括但不限于:法向力、轴向力、横向力、俯仰力矩、偏航力矩与滚转力矩;

[0070] 控制系统与应变天平连接并内置用于处理应变天平数据的程序,其通过读取应变天平数据并根据程序对应变天平数据进行处理得到试验所需的作用于试验件的气动特性数据。例如,当试验件在低雷诺数值的环境时,在特定风速下,测量作用于试验件的空气动力载荷,建立试验件的空气动力数学模型,确保飞行模拟的逼真度和可信度。

[0071] 本低雷诺数风洞试验方法通过调节风洞气压,来调节风洞雷诺数,可实现单一变量改变的模拟,使风洞较真实地达到试验所需要的低雷诺数环境,从而便于开展雷诺数降低对飞行器气动特性影响试验研究。此处的气动特性指:作用在飞行器上的空气动力和空气动力力矩随飞行器几何外形、飞行姿态、速度和大气密度等参数变化的规律。是分析飞行器飞行性能的最主要依据。本申请实施例中的试验件包括飞行器。

[0072] 实施例2

[0073] 请参照图2,图2是本发明实施例2的一种低雷诺数风洞系统的示意图,该低雷诺数风洞系统作用于风洞试验中,该风洞200为回流式闭口风洞,具备良好的密封性,能够与外界保持一定的压力差。该风洞200包括试验段210、风洞动力系统220、风洞气压调节系统230。

[0074] 该低雷诺数风洞系统包括应变天平110、温度传感器120、压力传感器130、动压测量装置140、风洞动力系统220、风洞气压调节系统230和控制系统300,其中:

[0075] 应变天平110的两端分别与试验件211和风洞内的支撑装置212连接,用于测量作用于试验件211上的力学参数,应变天平110同时与控制系统300电连接,便于控制系统300

读取力学参数。应变天平110可测得的力学参数包括：法向力、轴向力、横向力、俯仰力矩、偏航力矩与滚转力矩。

[0076] 温度传感器120设置于风洞内，并与控制系统300电连接，便于控制系统300实时测量试验件211所在的风洞200的温度，具体为：第一时刻风洞200的温度 $T_0$ 、第二时刻风洞200的温度 $T_1$ 。

[0077] 压力传感器130设置于风洞200内，并与控制系统300电连接，便于控制系统300实时测量试验件211所在风洞200的气压，具体为：通过抽真空的方式将风洞200的气压调为计算得到的气压 $P_0$ 的整个过程中的气压、第二时刻风洞200的气压 $P_1$ 、第三时刻风洞200的气压 $P_2$ 。

[0078] 动压测量装置140包括风速管141和差压传感器142，风速管141设置于风洞200的试验段210前端内壁上，差压传感器142置于风洞200外，差压传感器142分别连接风速管141和控制系统300，便于控制系统300实时测量试验件211所在风洞200的动压，具体为：调控风洞200的动压为计算得到的动压 $Q_0$ 的整个过程中的动压。

[0079] 风洞动力系统220位于风洞200内，并与控制系统300连接，接收控制系统300的控制策略。风洞动力系统220用于驱动风洞200内气流运动，达到需要的动压。

[0080] 请参照图3，图3是本发明实施例2的风洞气压调节系统的组成图，风洞气压调节系统230与控制系统300连接，接收控制系统300的控制策略。如图3所示，风洞气压调节系统230包括位于风洞200外的主控制器231、位于风洞200内的真空泵组件232和阀门组件233，主控制器231通过接收控制系统300的信息控制真空泵组件232和阀门组件233将风洞200内部空气抽出，使得风洞200气压降低，从而实现风洞200气体压力控制。

[0081] 控制系统300用于获取应变天平110、温度传感器120、压力传感器130和动压测量装置140测量的数据，具体为：获取应变天平110的数据、获取第一时刻风洞200的温度 $T_0$ 、获取第二时刻风洞200的温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ 、获取第三时刻风洞200的气压 $P_2$ 、获取动压测量装置140测量的数据。

[0082] 控制系统300根据获取的数据执行计算步骤，具体如下：

[0083] 1、根据预设风洞200的气压预设范围和风洞200的试验所需风速，执行风洞200所需气压 $P_0$ 的计算步骤， $P_0$ 的计算公式为：

$$[0084] \quad P_0 = \frac{ReV_0L}{\mu RT_0};$$

[0085] 其中， $L$ 为根据试验件211的尺寸确认的特征长度，对飞机模型而言为平均气动弦长，对其他模型而言，通常以模型顺气流方向的某个尺寸为特征长度， $\mu$ 为黏性系数， $R$ 为状态常数。

[0086] 2、根据试验所需风速 $V_0$ 、温度 $T_1$ 和气压 $P_1$ 计算风洞200所需动压 $Q_0$ 的计算步骤，动压 $Q_0$ 的计算公式为：

$$[0087] \quad Q_0 = \frac{0.5P_1V_0^2}{RT_1};$$

[0088] 其中， $R$ 为状态常数。

[0089] 控制系统300还执行调控风洞200的气压和动压的步骤，具体为：

[0090] 1、控制系统300将控制指令输出至风洞气压调节系统230调节风洞200的气压，并

根据读取的温度传感器120的测量值和气压值延迟预设范围控制风洞气压调节系统230。

[0091] 2、控制系统300将控制指令输出至风洞动力系统220调节风洞动压,并根据读取动压测量装置140的测量值和动压值延迟预设范围控制风洞动力系统220的转动速度。

[0092] 另外,控制系统300根据读取的数据执行判断步骤,具体为:通过获取的第三时刻风洞200的气压 $P_2$ ,判断气压 $P_2$ 是否超出风洞气压预设范围,若气压 $P_2$ 超出风洞气压预设范围,则将控制指令输出至风洞气压调节系统230调节气压,若气压 $P_2$ 未超出风洞气压预设范围则读取应变天平110数据,并根据预设的公式对应变天平110的数据进行处理得到试验所需的作用于试验件211的气动特性数据。

[0093] 最后应说明的是:在不冲突的情况下,以上实施例及实施例中的特征可以相互组合。以上实施例仅用以说明本申请的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述实施例对本申请进行了详细的说明,本领域的普通技术人员当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不驱使相应技术方案的本质脱离本申请各实施例技术方案的精神和范围。基于本申请中的实施例,本领域技术人员在没有作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。

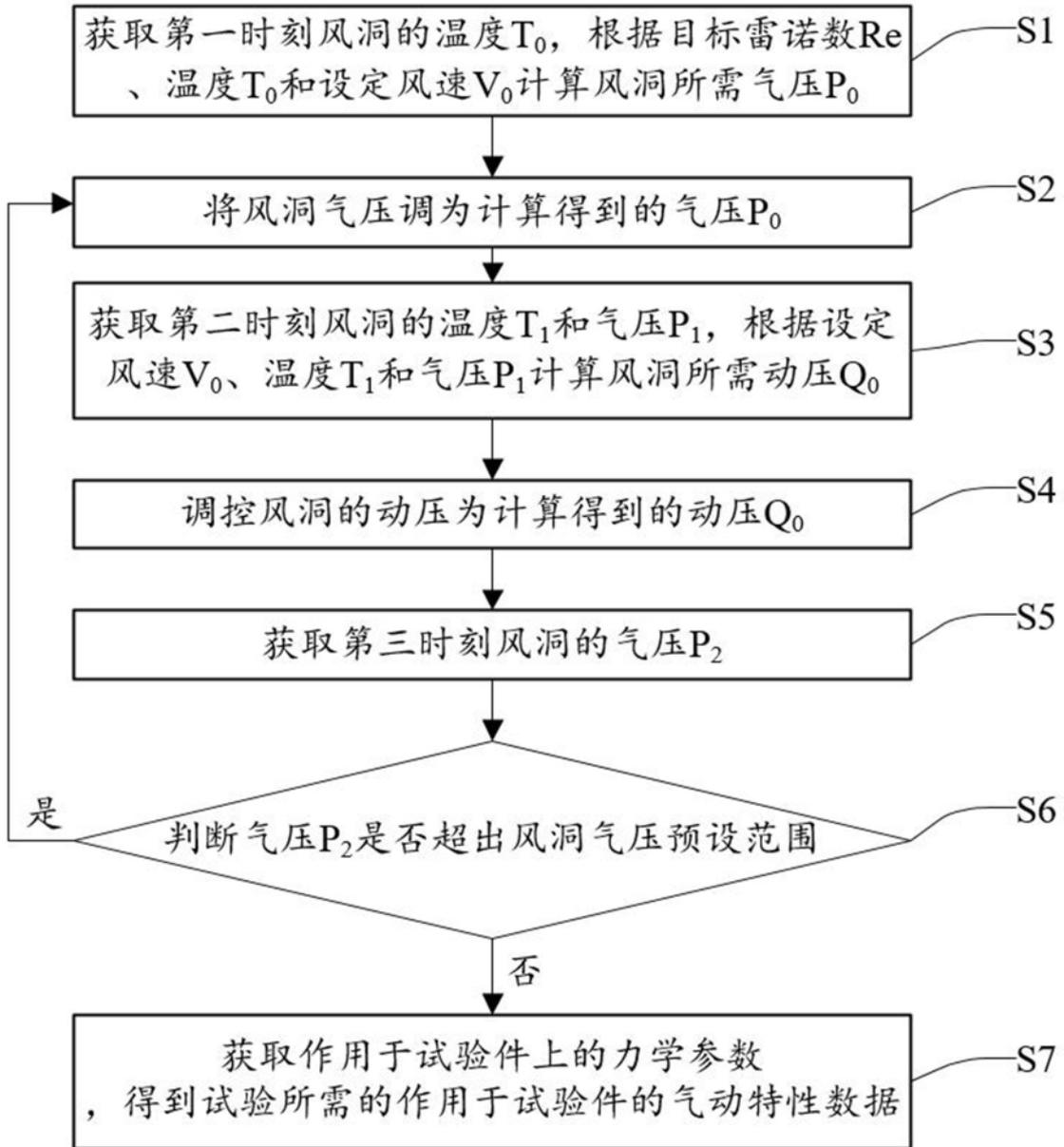


图 1

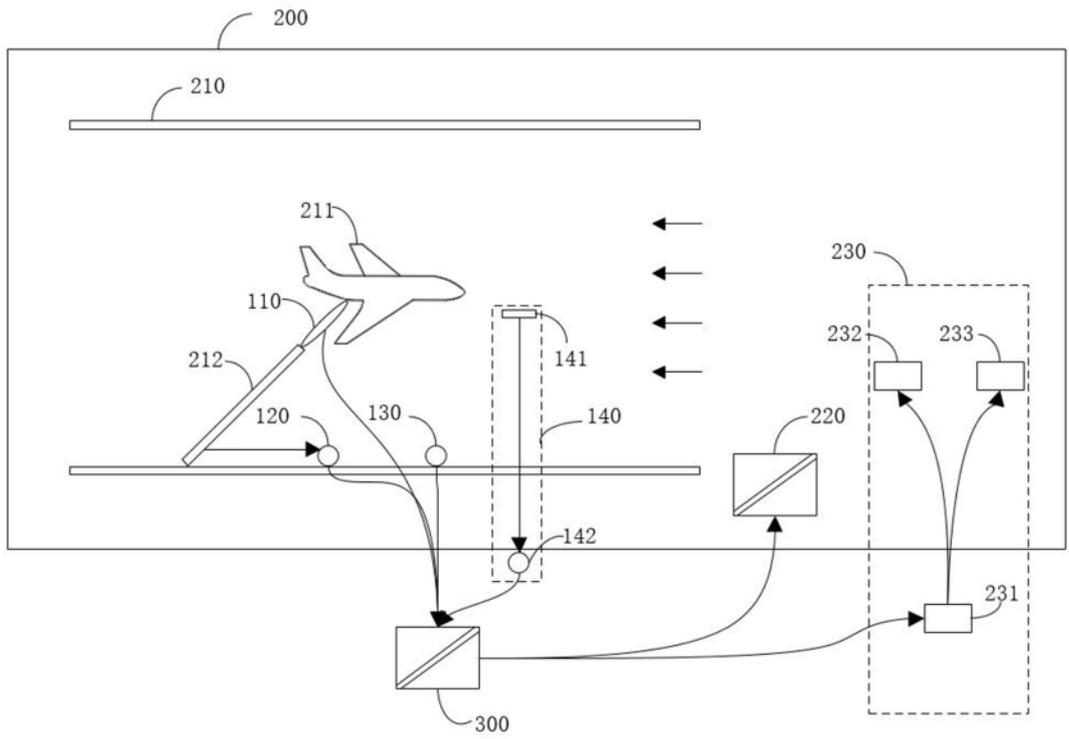


图 2

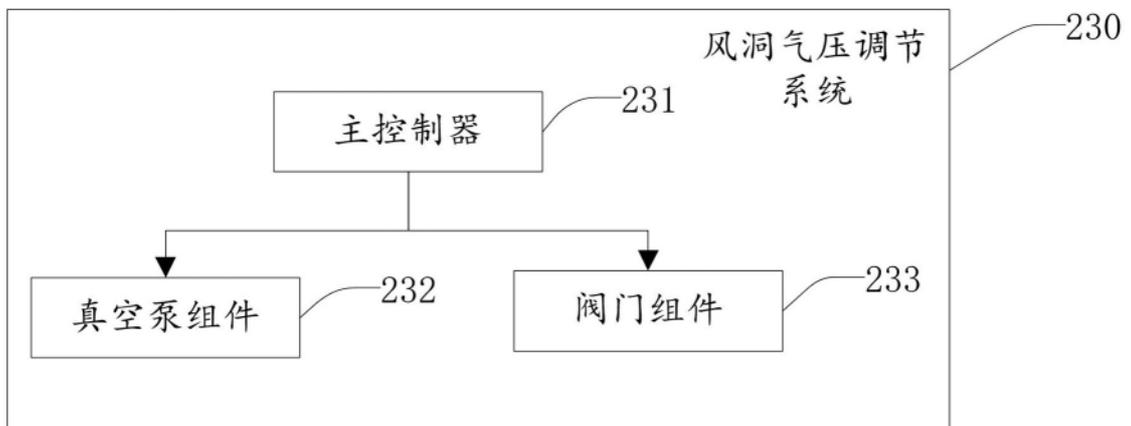


图 3