



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105035332 B

(45)授权公告日 2017.01.04

(21)申请号 201510512615.7

(22)申请日 2015.08.19

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 105035332 A

(43)申请公布日 2015.11.11

(73)专利权人 北京航天科颐技术有限公司

地址 100091 北京市海淀区杏石口路65号

益园文创基地C区西杉创意园四区12

号楼东段302

(72)发明人 王有闯 宋玉成 修宏明 王国龙

朱平 廖华龙

(74)专利代理机构 北京爱普纳杰专利代理事务

所(特殊普通合伙) 11419

代理人 王玉松 怀春颖

(51)Int.Cl.

G05D 1/08(2006.01)

B64D 31/06(2006.01)

G05D 1/10(2006.01)

审查员 肖雪飞

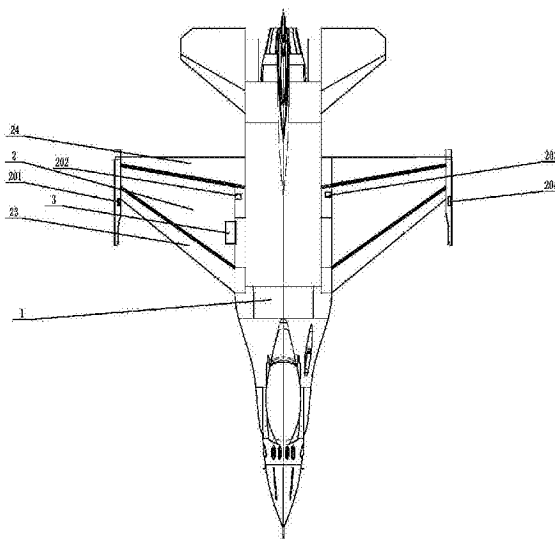
权利要求书3页 说明书6页 附图3页

(54)发明名称

一种靶机飞控系统及飞行控制方法

(57)摘要

本发明提供一种靶机飞控系统及飞行控制方法,其包括飞行执行单元、传感器单元及飞行控制单元;本发明通过机翼面积、靶机升力和飞行转速之间存在的联系来严格控制前缘襟翼和后缘襟翼摆动的角度,以此保证靶机具有足够的升力的同时还节省了飞机发动机动力的消耗。



1. 一种靶机飞控系统,所述飞控系统包括飞行执行单元、传感器单元及飞行控制单元,其特征在于,

所述飞行执行单元包括机身(1),对称设置在机身(1)两侧的机翼(2)和设置在机翼(2)内的推力矢量发动机(3);所述机翼(2)的前缘和后缘分别设有前缘襟翼槽(23)和后缘襟翼槽(24),所述前缘襟翼槽(23)和后缘襟翼槽(24)内分别设有结构相同的前缘襟翼(21)和后缘襟翼(22);所述前缘襟翼(21)和后缘襟翼(22)能够相对机翼(2)摆动,且摆动的角度相同;

所述传感器单元包括设置在机翼(2)上的气流方向传感器(201)、飞行速度传感器(202)、空气密度传感器(203)和飞行转速传感器(204);

所述飞行控制单元包括主控器(4),分别与主控器(4)相连的气流方向接收模块(41)、空气密度接收模块(42)、飞行速度接收模块(43)、飞行转速接收模块(44)、计算模块(45)、判断模块(46)及飞行转速推断模块(47)和摆动角度控制模块(48);所述主控器(4)用于储存靶机的基本参数,包括靶机的翼弦值、机翼面积、前缘襟翼面积、后缘襟翼面积、临界迎角、机翼上下表面压力差;所述气流方向接收模块(41)用于接收气流方向传感器(201)采集的气流方向;所述空气密度接收模块(42)用于接收空气密度传感器(203)采集的空气密度;所述飞行速度接收模块(43)用于接收飞行速度传感器(202)采集的飞行速度;所述飞行转速接收模块(44)用于接收飞行转速传感器(204)采集的飞行转速;所述计算模块(45)用于计算靶机的一些参数;所述判断模块(46)用于判断迎角是否是临界迎角,进而判断靶机是否处于失速迎角状态;所述飞行转速推断模块(47)用于推断出靶机克服失速迎角状态所需的飞行转速;所述摆动角度控制模块(48)用于控制前缘襟翼(21)和后缘襟翼(22)的摆动角度。

2. 如权利要求1所述的靶机飞控系统,其特征在于,所述前缘襟翼(21)的一端通过第一转轴铰接到前缘襟翼槽(23)内;所述后缘襟翼(22)与前缘襟翼(21)另一端相对应的一端通过第二转轴铰接到后缘襟翼槽(24)内。

3. 如权利要求2所述的靶机飞控系统,其特征在于,所述前缘襟翼(21)和后缘襟翼(22)相对机翼(2)摆动时能够分别从前缘襟翼槽(23)和后缘襟翼槽(24)内伸出,伸出的部位均为扇形结构。

4. 如权利要求1所述的靶机飞控系统,其特征在于,所述机翼(2)的上表面为向上拱起的圆弧形,下表面为向上表面凹陷的圆弧形。

5. 如权利要求4所述的靶机飞控系统,其特征在于,所述机翼(2)的上表面贴合着与其曲率半径相同的充气层,所述充气层上部设有蜂窝状的凸块;所述充气层沿着机翼前缘和后缘方向,分别设有向机翼后缘和前缘延伸的第一流线槽和第二流线槽;所述第一流线槽和第二流线槽内分别设有第一开合阀和第二开合阀。

6. 如权利要求5所述的靶机飞控系统,其特征在于,所述飞行控制单元还包括与主控器(4)相连的开合控制模块(49)和流体体积接收模块(410);所述充气层内设有流体体积测定器;所述流体体积接收模块(410)用于接收流体体积测定器测定的流体体积;所述开合控制模块(49)用于控制第一开合阀和第二开合阀的开启和闭合。

7. 如权利要求1所述的靶机飞控系统,其特征在于,

所述传感器单元还包括设置在机翼(2)上下表面的压力传感器(205);

所述飞行控制单元还包括与主控器(4)相连的压力接收模块(401)和压力差模块(402);所述压力接收模块(401)用于接收压力传感器(205)采集的上下表面的压力;所述压力差模块(402)用于计算出上下表面的压力差,所述判断模块(46)用于判断压力差模块(402)计算出的压力差是否达到主控器(4)内存储的预定值,以此进一步判断靶机是否处于失速迎角状态。

8.如权利要求7所述的靶机飞控系统,其特征在于,

所述飞行控制单元还包括与主控器(4)相连的矢量调节模块(403)其用于调节推力矢量发动机(3)的矢量转角和矢量面积。

9.如权利要求1所述的靶机飞控系统,其特征在于,所述推力矢量发动机(3)内设有两个轴对称矢量喷管,每个轴对称矢量喷管均包括转向调节作动筒、喉道面积调节作动筒、喷管控制阀及密封片;所述两个轴对称矢量喷管通过一个转向环连接,该两个轴对称矢量喷管能够实现360°的旋转。

10.一种靶机飞行控制方法,其特征在于,所述控制方法包括如下步骤:第一步:气流方向接收模块(41)接收气流方向传感器(201)采集的气流方向 Q_1 ,计算模块(45)根据气流方向 Q_1 及主控器(4)储存的靶机翼弦值 A_1 ,计算出迎角 α_1 ,判断模块(46)判断所述迎角 α_1 是否达到主控器(4)内设定的临界迎角 α_{1in} ,如未达到临界迎角,靶机处于大迎角状态,前缘襟翼(21)和后缘襟翼(22)均未摆动;

第二步:通过空气密度接收模块(42)接收空气密度传感器(203)采集的空气密度 ρ_1 ;通过飞行速度接收模块(43)接收飞行速度传感器(202)采集的飞行速度 V_1 ;通过飞行转速接收模块(44)接收飞行转速传感器(204)采集的飞行转速 Z_1 ;所述计算模块(45)根据空气密度 ρ_1 、飞行速度 V_1 、飞行转速 Z_1 、升力系数的调节量 k_1 、风洞数据升力系数 $C_y(\alpha_1)$ 及从主控器(4)储存的机翼面积 S_1 ,分别根据公式一和公式二计算出靶机的升力 L_1 及升力和飞行转速的比值 M ;

$$L_1 = \frac{1}{2} \rho_1 V_1^2 S_1 C_y(\alpha_1) k_1$$

公式一

$$M = \frac{L_1}{Z_1^2}$$

公式二

第三步:如已达到临界迎角 α_{1in} ,靶机处于失速迎角状态;此时,通过所述空气密度接收模块(42)接收空气密度传感器(203)采集的空气密度 ρ_2 ;通过飞行速度接收模块(43)接收飞行速度传感器(202)采集的飞行速度 V_2 ;通过飞行转速推断模块(47)推断出靶机克服失速迎角状态所需的飞行转速 Z_2 ;所述计算模块(45)根据空气密度 ρ_2 、飞行速度 V_2 、飞行转速 Z_2 、升力和飞行转速的比值 M 、升力系数的调节量 k_2 、风洞数据升力系数 $C_y(\alpha_{1in})$,并根据公式三计算出靶机克服失速迎角状态所需要的机翼面积 S_2 ;

$$S_2 = \frac{2MZ_2^2}{\rho_2 V_2^2 C_y(\alpha_{lin}) k_2}$$

公式三

第四步:根据靶机克服失速迎角状态所需要的机翼面积 S_2 ,摆动角度控制模块(48)结合公式四控制前缘襟翼(21)和后缘襟翼(22)的摆动角度 β ; $S_{前}$ 为前缘襟翼面积, $S_{后}$ 为后缘襟翼面积;

$$S_2 = S_1 + 2S_{前}\sin\beta + 2S_{后}\sin\beta$$

公式四。

一种靶机飞控系统及飞行控制方法

技术领域

[0001] 本发明属于飞行器的飞行控制领域,特别涉及一种靶机飞控系统及飞行控制方法。

背景技术

[0002] 靶机飞控系统是一个典型的非线性、强耦合、多变量的系统,各变量的细微变化对靶机的飞行姿态、飞行方向、飞行高度、飞行升力及动力等均有影响,如何使靶机保持高升力,高稳定性的飞行状态是目前靶机领域急需解决的技术问题;多数靶机是在机翼上安装高升力装置,其主要包括前缘襟翼和后缘襟翼;目前国内对靶机高升力装置的操作方法都是通过飞行员手动操作,从而控制前缘襟翼和后缘襟翼的摆动。工作负担繁重,一旦靶机处于失速迎角状态,或者是误操作,飞行员很难反应过来,进而影响飞行安全。

[0003] CN103744430公开了一种小型无人直升机飞行控制方法,其通过无人直升机飞行控制系统来实现飞行控制过程,该方法包括飞行执行单元、状态传感器单元、降落伞单元、飞行控制单元等,该控制方法能够提高靶机的自适应避障飞行能力,使其能在超视距范围内根据预置指令工作,并在突遇发动机空中熄火时能够利用降落伞缓慢降落;CN103287574公开了一种飞机增升装置控制方法,其是通过增加高升力装置偏角与当前飞机飞行速度匹配性的检测,避免出现不正确的高升力装置偏角。由于靶机的升力主要是由机翼来提供的,所以机翼的面积是影响靶机升力的重要指标之一,现有技术中在机翼中增加前缘襟翼和后缘襟翼就是为了增加机翼的面积从而提高靶机的升力,起到控制靶机稳定飞行的目的。然而现有技术中公开的前缘襟翼和后缘襟翼收起或放下或摆动多是通过手动,也有根据高升力装置的偏角来控制的,但是这些飞控系统不能够精确地控制前缘襟翼和后缘襟翼摆动的时机,也不能够确定摆动多少角度就能够使靶机从失速迎角的状态转换成大迎角的飞行状态。

发明内容

[0004] 为了解决上述技术问题,本发明提供一种靶机飞控系统,其能够在节省靶机飞行动力的同时,使其长时间地处于大迎角的飞行状态,并且该飞控系统实现了通过测量靶机的机翼面积来实现自动控制前缘襟翼和后缘襟翼的摆动及控制摆动的角度。

[0005] 本发明具体技术方案如下:

[0006] 本发明提供一种靶机飞控系统,其包括飞行执行单元、传感器单元及飞行控制单元,其中所述飞行执行单元包括机身,对称设置在机身两侧的机翼和设置在机翼内的推力矢量发动机;所述每个机翼的前缘和后缘分别设有前缘襟翼槽和后缘襟翼槽,所述前缘襟翼槽和后缘襟翼槽内分别设有结构相同的前缘襟翼和后缘襟翼;所述前缘襟翼和后缘襟翼能够相对机翼摆动,且摆动的角度相同;

[0007] 所述传感器单元包括设置在机翼上的气流方向传感器、飞行速度传感器、空气密度传感器和飞行转速传感器;

[0008] 所述飞行控制单元包括主控器,分别与主控器相连的气流方向接收模块、空气密度接收模块、飞行速度接收模块、飞行转速接收模块、计算模块、判断模块及飞行转速推断模块和摆动角度控制模块;所述主控器用于储存靶机的基本参数,包括靶机的翼弦值、机翼面积、前缘襟翼面积、后缘襟翼面积、临界迎角、机翼上下表面压力差;所述气流方向接收模块用于接收气流方向传感器采集的气流方向;所述空气密度接收模块用于接收空气密度传感器采集的空气密度;所述飞行速度接收模块用于接收飞行速度传感器采集的飞行速度;所述飞行转速接收模块用于接收飞行转速传感器采集的飞行转速;所述计算模块用于计算靶机的一些参数;所述判断模块用于判断迎角是否是临界迎角,进而判断靶机是否处于失速迎角状态;所述飞行转速推断模块用于推断出靶机克服失速迎角状态所需的飞行转速;所述摆动角度控制模块用于控制前缘襟翼和后缘襟翼的摆动角度。

[0009] 本发明通过将前缘襟翼和后缘襟翼设置在机翼内的前缘襟翼槽和后缘襟翼槽内,使其能够相对机翼摆动,当靶机起飞或处于临界迎角状态时,或者需要提高靶机升力时,前缘襟翼和后缘襟翼就会从襟翼槽内摆动伸出机翼外,以提高机翼的面积从而提高靶机的升力;为了准确地控制前缘襟翼和后缘襟翼摆动的时机和摆动角度,本发明通过机翼面积、靶机升力和飞行转速之间存在的联系来严格控制前缘襟翼和后缘襟翼摆动的角度,以此保证靶机具有足够的升力的同时还节省了飞机发动机动力的消耗;本发明通过在机翼上设置气流方向传感器、飞行速度传感器、空气密度传感器和飞行转速传感器,其目的能够实施监测靶机飞行中所具备的飞行参数及大气状况,减少测量的误差;本发明通过监测气流方向和靶机翼弦,能够准确地计算靶机的迎角,更准确地控制靶机的飞行;通过监测空气密度,降低升力计算的误差,通过监测飞机的飞行速度,以此求出飞行的升力,然后通过升力和飞行转速的关系,求出两者的比值,然后再通过飞行转速推断模块计算出靶机处于失速迎角状态所需的最低飞行转速,结合升力和飞行转速的比例关系,求出克服失速迎角状态所需的升力,从而获得克服失速迎角状态所需的机翼面积,然后再计算出前缘襟翼和后缘襟翼需要摆动的角度,这样的飞控系统能够准确地控制前缘襟翼和后缘襟翼的摆动时机和摆动角度,操作准确,误差低。

[0010] 进一步优选地,前缘襟翼的一端通过第一转轴铰接到前缘襟翼槽内;所述后缘襟翼与前缘襟翼另一端相对应的一端通过第二转轴铰接到后缘襟翼槽内。

[0011] 优选地,所述前缘襟翼和后缘襟翼相对机翼摆动时能够分别从前缘襟翼槽和后缘襟翼槽内伸出,伸出的部位均为扇形结构。

[0012] 优选地,两个扇形面积相同,且两个扇形结构呈中心对称。

[0013] 优选地,所述机翼的上表面为向上拱起的圆弧形,下表面为向上表面凹陷的圆弧形。这样设置的目的是为了提高机翼上下表面的压力差,以此提供升力。

[0014] 本发明进一步改进的方案为:所述机翼的上表面贴合着与其曲率半径相同的充气层,所述充气层上部设有蜂窝状的凸块;所述充气层沿着机翼前缘和后缘方向,分别设有向机翼后缘和前缘延伸的第一流线槽和第二流线槽;所述第一流线槽和第二流线槽内分别设有第一开合阀和第二开合阀。

[0015] 优选地,所述飞行控制单元还包括与主控器相连的开合控制模块和流体体积接收模块;所述充气层内设有流体体积测定器;所述流体体积接收模块用于接收流体体积测定器测定的流体体积;所述开合控制模块用于控制第一开合阀和第二开合阀的开启和闭合。

[0016] 通过以上设置使得气流流经机翼上表面的动能更大了,于是使气流流点大大往后方移动,其一方面增大了升力系数,另一方面使得临界迎角大大增大,增大 10° 。

[0017] 进一步改进的方案中,所述传感器单元还包括设置在机翼上下表面的压力传感器;所述飞行控制单元还包括与主控器相连的压力接收模块和压力差模块;所述压力接收模块用于接收压力传感器采集的上下表面的压力;所述压力差模块用于计算出上下表面的压力差,所述判断模块用于判断压力差模块计算出的压力差是否达到主控器内存储的预定值,以此进一步判断靶机是否处于失速迎角状态。

[0018] 进一步的改进方案,所述飞行控制单元还包括与主控器相连的矢量调节模块其用于调节推力矢量发动机的矢量转角和矢量面积。通过准确控制矢量转角和矢量面积可大幅度降低矢量喷流对靶机流场的干扰。

[0019] 优选地,所述推力矢量发动机内设有两个轴对称矢量喷管,每个轴对称矢量喷管均包括转向调节作动筒、喉道面积调节作动筒、喷管控制阀及密封片;所述两个轴对称矢量喷管通过一个转向环连接,其两个轴对称矢量喷管能够实现 360° 的旋转。通过安装以上结构的两个轴对称矢量喷管,可使得推力矢量发动机的矢量转角在地面和空中都能达到 $\pm 30^{\circ}$ 的要求;转向环具有定心准确、转向灵活的特点,并且能够实现 360° 的旋转。

[0020] 本发明另一方面还提供了一种靶机飞行控制方法,该飞行控制方法包括如下步骤:第一步:所述气流方向接收模块接收气流方向传感器采集的气流方向 Q_1 ,所述计算模块根据气流方向 Q_1 及主控器储存的靶机翼弦值 A_1 ,计算出迎角 α_1 ,判断模块判断所述迎角 α_1 是否达到主控器内设定的临界迎角 α_{1in} ,如未达到临界迎角,靶机处于大迎角状态,前缘襟翼和后缘襟翼均未摆动;

[0021] 第二步:通过所述空气密度接收模块接收空气密度传感器采集的空气密度 ρ_1 ;通过飞行速度接收模块接收飞行速度传感器采集的飞行速度 V_1 ;通过飞行转速接收模块接收飞行转速传感器采集的飞行转速 Z_1 ;所述计算模块根据空气密度 ρ_1 、飞行速度 V_1 、飞行转速 Z_1 、升力系数的调节量 k_1 、风洞数据升力系数 $C_y(\alpha_1)$ 及从主控器储存的机翼面积 S_1 ,分别根据公式一和公式二计算出靶机的升力 L_1 及升力和飞行转速的比值 M ;

$$[0022] \quad L_1 = \frac{1}{2} \rho_1 V_1^2 S_1 C_y(\alpha_1) k_1$$

[0023] 公式一

$$[0024] \quad M = \frac{L_1}{Z_1^2}$$

[0025] 公式二

[0026] 第三步:如已达到临界迎角 α_{1in} ,靶机处于失速迎角状态;此时,通过所述空气密度接收模块接收空气密度传感器采集的空气密度 ρ_2 ;通过飞行速度接收模块接收飞行速度传感器采集的飞行速度 V_2 ;通过飞行转速推断模块推断出靶机克服失速迎角状态所需的飞行转速 Z_2 ;所述计算模块根据空气密度 ρ_2 、飞行速度 V_2 、飞行转速 Z_2 、升力和飞行转速的比值 M 、升力系数的调节量 k_2 、风洞数据升力系数 $C_y(\alpha_{1in})$,并根据公式三计算出靶机克服失速迎角状态所需要的机翼面积 S_2 ;

$$[0027] \quad S_2 = \frac{2MZ_2^2}{\rho_2 V_2^2 C_y(\alpha_{lim}) k_2}$$

[0028] 公式三

[0029] 第四步:根据靶机克服失速迎角状态所需要的机翼面积 S_2 ,所述摆动角度控制模块结合公式四控制前缘襟翼和后缘襟翼的摆动角度 β ;

$$[0030] \quad S_2 = S_1 + 2S_{前} \sin\beta + 2S_{后} \sin\beta$$

[0031] 公式四。

[0032] 本发明提供的飞行控制方法能够准确地控制前缘襟翼和后缘襟翼摆动的角度,以此来提高靶机的升力和临界迎角。

[0033] 本发明的有益效果如下:

[0034] 1.本发明提供的靶机飞控系统及其飞行控制方法能够准确地控制靶机前缘襟翼和后缘襟翼的摆动角度,从而提高机翼的面积,以此提高靶机的升力,并且使得临界迎角提高了 21° ,能够保证靶机安全稳定地飞行。

[0035] 2.通过在靶机的机翼上表面增加充气层,还可将临界迎角再增大 10° 。

[0036] 3.通过引入不同的传感器,可以提高靶机飞行状态各参数及大气环境各参数的监测结果,降低迎角、机翼面积、升力等的计算误差;

[0037] 4.通过机翼面积、升力和飞行转速之间的关系,求出靶机克服失速迎角飞行状态所需的机翼面积以此更加准确地控制前缘襟翼和后缘襟翼的摆动角度。

[0038] 5.通过设置矢量调节模块,能够准确控制矢量转角和矢量面积,进而大幅度降低矢量喷流对靶机流场的干扰。

[0039] 6.通过设置开合控制模块,当靶机处于失速迎角状态时,可控制第一开合阀和第二开合阀的开合,使流体流经充气层,以此提高升力系数及临界迎角;还可控制第一开合阀的开合、控制第二开合阀闭合,使充气层内,充满流体,以此提高机翼面积。

附图说明

[0040] 图1为实施例1所述的靶机飞控系统的结构示意图;

[0041] 图2为实施例1所述的飞行执行单元的结构示意图;

[0042] 图3为实施例2所述的机翼的结构示意图;

[0043] 图4为实施例4所述的靶机飞控系统的结构示意图;

[0044] 图5为实施例4所述的飞行执行单元的结构示意图。

具体实施方式

[0045] 实施例1一种靶机飞控系统

[0046] 一种靶机飞控系统,如图1-2所示该飞控系统包括飞行执行单元、传感器单元及飞行控制单元,其中,

[0047] 所述飞行执行单元包括机身1,对称设置在机身1两侧的机翼2和设置在机翼2内的推力矢量发动机3;所述每个机翼2的前缘和后缘分别设有前缘襟翼槽23和后缘襟翼槽24,所述前缘襟翼槽23和后缘襟翼槽内24分别设有结构相同的前缘襟翼21和后缘襟翼22;所述前缘襟翼21和后缘襟翼22能够相对机翼2摆动,且摆动的角度相同;

[0048] 所述传感器单元包括设置在机翼2上的气流方向传感器201、飞行速度传感器202、空气密度传感器203和飞行转速传感器204；

[0049] 所述飞行控制单元包括主控器4，分别与主控器4相连的气流方向接收模块41、空气密度接收模块42、飞行速度接收模块43、飞行转速接收模块44、计算模块45、判断模块46及飞行转速推断模块47和摆动角度控制模块48；所述主控器4用于储存靶机的基本参数，包括靶机的翼弦值、机翼面积、前缘襟翼面积、后缘襟翼面积、临界迎角、机翼上下表面压力差；所述气流方向接收模块41用于接收气流方向传感器201采集的气流方向；所述空气密度接收模块42用于接收空气密度传感器203采集的空气密度；所述飞行速度接收模块43用于接收飞行速度传感器202采集的飞行速度；所述飞行转速接收模块44用于接收飞行转速传感器204采集的飞行转速；所述计算模块46用于计算靶机的一些参数；所述判断模块46用于判断迎角是否是临界迎角，进而判断靶机是否处于失速迎角状态；所述飞行转速推断模块47用于推断出靶机克服失速迎角状态所需的飞行转速；所述摆动角度控制模块48用于控制前缘襟翼21和后缘襟翼22的摆动角度。

[0050] 实施例2一种靶机飞控系统

[0051] 一种靶机飞控系统，该飞控系统与实施例1不同的是，如图3所示；所述前缘襟翼21的一端通过第一转轴铰接到前缘襟翼槽23内；所述后缘襟翼22与前缘襟翼21另一端相对应的一端通过第二转轴铰接到后缘襟翼槽24内（图中未画出）；所述前缘襟翼21和后缘襟翼22相对机翼2摆动时能够分别从前缘襟翼槽23和后缘襟翼槽24内伸出，伸出的部位均为扇形结构，面积相同，且两个扇形结构呈中心对称。

[0052] 实施例3一种靶机飞控系统

[0053] 一种靶机飞控系统，该飞控系统与实施例1不同的是，所述机翼2的上表面为向上拱起的圆弧形，下表面为向上表面凹陷的圆弧形；所述机翼2的上表面贴合着与其曲率半径相同的充气层，所述充气层上部设有蜂窝状的凸块；所述充气层沿着机翼2前缘和后缘方向，分别设有向机翼2后缘和前缘延伸的第一流线槽和第二流线槽；所述第一流线槽和第二流线槽内分别设有第一开合阀和第二开合阀（图中未画出）；所述推力矢量发动机3内设有两个轴对称矢量喷管，每个轴对称矢量喷管均包括转向调节作动筒、喉道面积调节作动筒、喷管控制阀及密封片（图中未画出）；所述两个轴对称矢量喷管通过一个转向环连接，其两个轴对称矢量喷管能够实现 360° 的旋转。

[0054] 实施例4一种靶机飞控系统

[0055] 一种靶机飞控系统，该飞控系统与实施例3不同的是，如图4和图5所示；所述传感器单元还包括设置在机翼2上下表面的压力传感器205；所述飞行控制单元还包括与主控器4相连的开合控制模块49、流体体积接收模块410、压力接收模块401、压力差模块402和矢量调节模块403；所述充气层211内设有流体体积测定器214；所述流体体积接收模块410用于接收流体体积测定器214测定的流体体积；所述开合控制模块49用于控制第一开合阀215和第二开合阀216的开启和闭合；所述压力接收模块401用于接收压力传感器205采集的上下表面的压力；所述压力差模块402用于计算出上下表面的压力差，所述判断模块46用于判断压力差模块402计算出的压力差是否达到主控器4内存的预定值，以此进一步判断靶机是否处于失速迎角状态；所述矢量调节模块403用于调节推力矢量发动机3的矢量转角和矢量面积。

[0056] 实施例5一种靶机飞行控制方法

[0057] 该飞行控制方法包括如下步骤:

[0058] 第一步:所述气流方向接收模块41接收气流方向传感器201采集的气流方向 Q_1 ,所述计算模块45根据气流方向 Q_1 及主控器4储存的靶机翼弦值 A_1 ,计算出迎角 α_1 ,判断模块46判断所述迎角 α_1 是否达到主控器4内设定的临界迎角 α_{1in} ,如未达到临界迎角,靶机处于大迎角状态,前缘襟翼21和后缘襟翼22均未摆动;

[0059] 第二步:通过所述空气密度接收模块42接收空气密度传感器203采集的空气密度 ρ_1 ;通过飞行速度接收模块43接收飞行速度传感器202采集的飞行速度 V_1 ;通过飞行转速接收模块44接收飞行转速传感器204采集的飞行转速 Z_1 ;所述计算模块45根据空气密度 ρ_1 、飞行速度 V_1 、飞行转速 Z_1 、升力系数的调节量 k_1 、风洞数据升力系数 $C_y(\alpha_1)$ 及从主控器4储存的机翼面积 S_1 ,分别根据公式一和公式二计算出靶机的升力 L_1 及升力和飞行转速的比值 M ;

$$[0060] \quad L_1 = \frac{1}{2} \rho_1 V_1^2 S_1 C_y(\alpha_1) k_1$$

[0061] 公式一

$$[0062] \quad M = \frac{L_1}{Z_1^2}$$

[0063] 公式二

[0064] 第三步:如已达到临界迎角 α_{1in} ,靶机处于失速迎角状态;此时,通过所述空气密度接收模块42接收空气密度传感器203采集的空气密度 ρ_2 ;通过飞行速度接收模块43接收飞行速度传感器202采集的飞行速度 V_2 ;通过飞行转速推断模块47推断出靶机克服失速迎角状态所需的飞行转速 Z_2 ;所述计算模块45根据空气密度 ρ_2 、飞行速度 V_2 、飞行转速 Z_2 、升力和飞行转速的比值 M 、升力系数的调节量 k_2 、风洞数据升力系数 $C_y(\alpha_{1in})$,并根据公式三计算出靶机克服失速迎角状态所需要的机翼面积 S_2 ;

$$[0065] \quad S_2 = \frac{2MZ_2^2}{\rho_2 V_2^2 C_y(\alpha_{1in}) k_2}$$

[0066] 公式三

[0067] 第四步:根据靶机克服失速迎角状态所需要的机翼面积 S_2 ,所述摆动角度控制模块48结合公式四控制前缘襟翼21和后缘襟翼22的摆动角度 β ;

$$[0068] \quad S_2 = S_1 + 2S_{前} \sin\beta + 2S_{后} \sin\beta$$

[0069] 公式四。

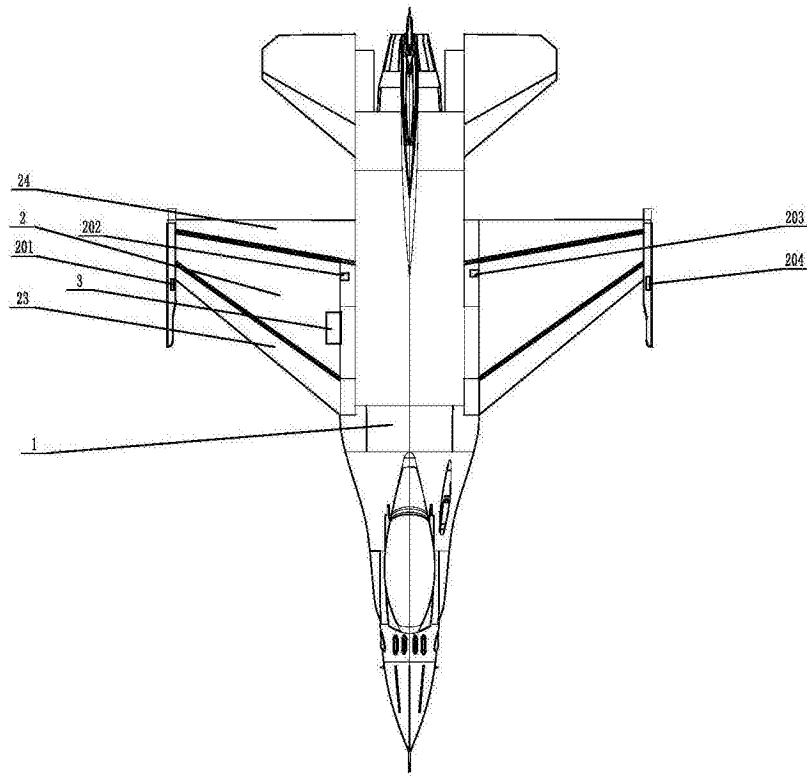


图1

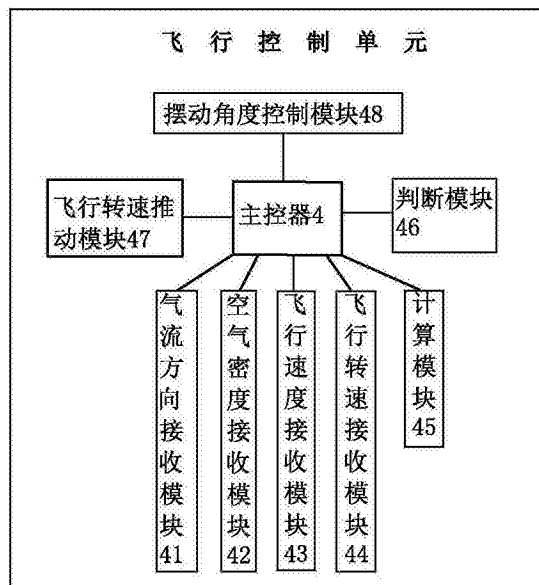


图2

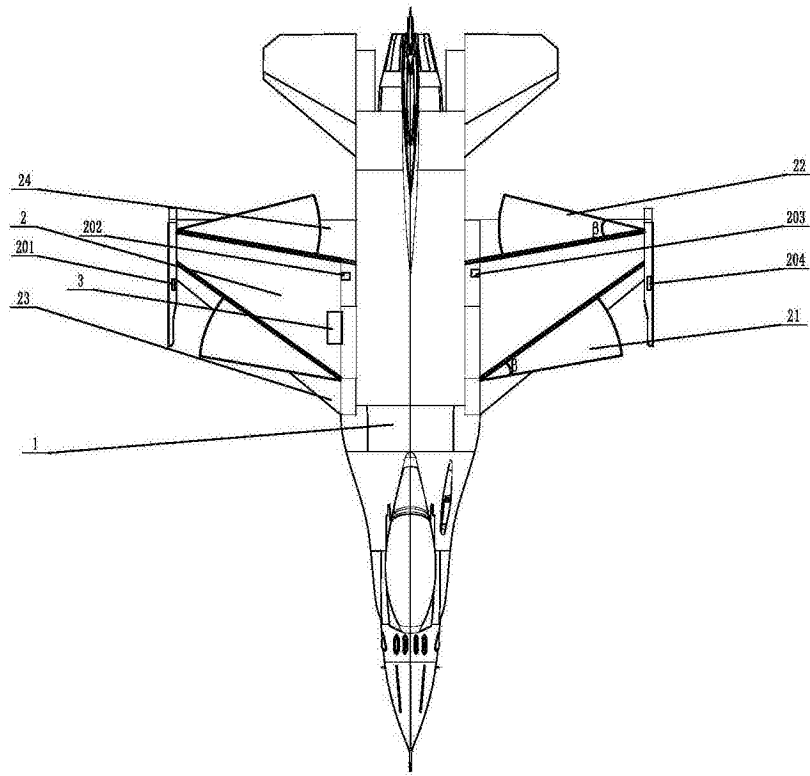


图3

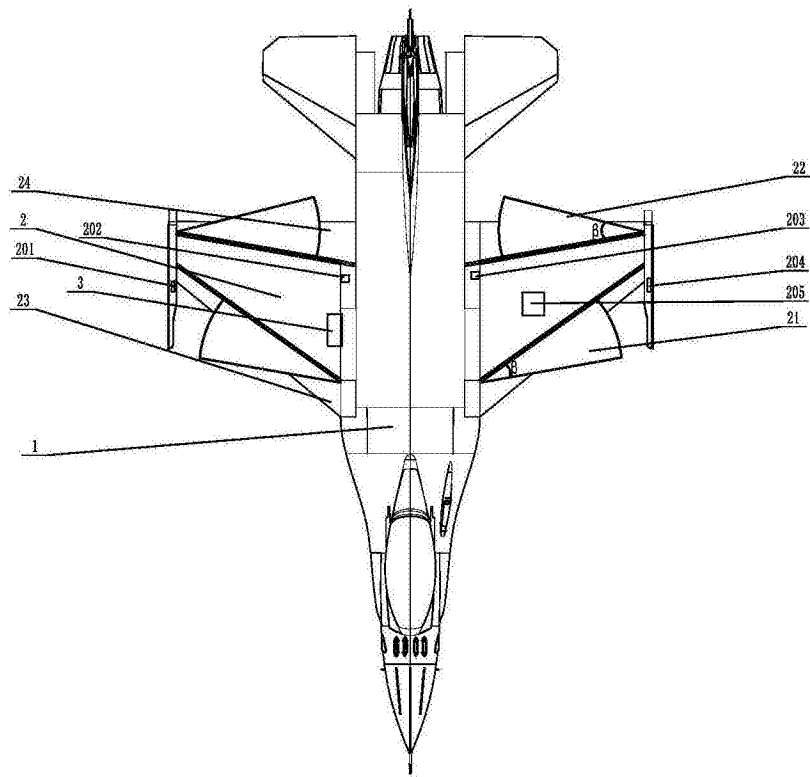


图4

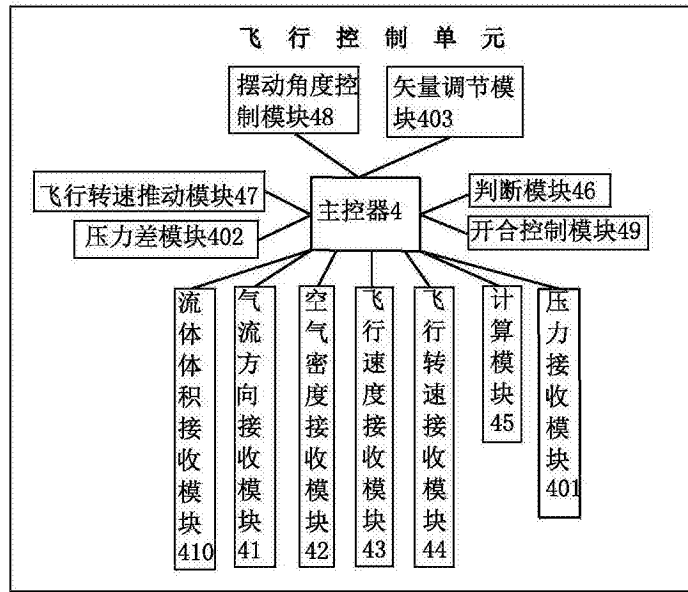


图5