



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112634704 A

(43) 申请公布日 2021. 04. 09

(21) 申请号 202011539135.7

(22) 申请日 2020.12.23

(71) 申请人 上海科梁信息工程股份有限公司
地址 200233 上海市徐汇区宜山路829号6
幢201室

(72) 发明人 刘邦琦 曹文天 邹毅军

(74) 专利代理机构 上海晨皓知识产权代理事务
所(普通合伙) 31260

代理人 成丽杰

(51) Int. Cl.

G09B 9/10 (2006.01)

G09B 9/12 (2006.01)

G09B 9/28 (2006.01)

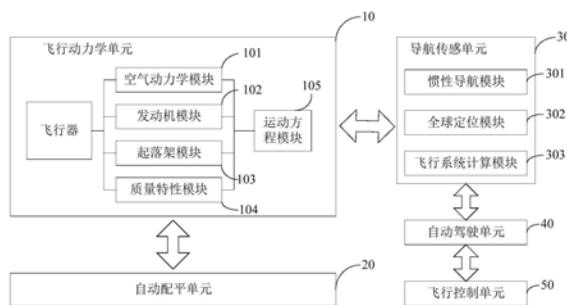
权利要求书2页 说明书9页 附图2页

(54) 发明名称

一种飞行仿真系统、方法及存储介质

(57) 摘要

本发明实施例涉及飞行仿真技术领域,特别涉及一种飞行仿真系统、方法及存储介质,通过仿真飞行器在飞行时收到的气动力和发动机作用力,对飞行器在飞行过程中由于气动外形和速度的改变导致力矩的不平衡的情况进行仿真,并增加自动配平单元,对真实飞行过程中的配平系统进行仿真,通过自动配平单元对飞行器进行飞行配平,即对操作面(副翼、升降舵、方向舵)进行微调,消除不平衡力矩和稳态时的杆力,来达到稳定飞行器的姿态及航向的目的,能够更加真实还原飞行器的整个系统,以及对飞行器的飞行状态进行完整仿真,使得飞行仿真训练中飞行器的状态以及操作数据更贴合真实飞行场景。



1. 一种飞行仿真系统,其特征在于,包括飞行动力学单元和自动配平单元;
所述飞行动力学单元,模拟飞行器受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真,并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下飞行器的飞行状态参数;
所述自动配平单元,用于根据所述飞行状态参数对飞行器进行飞行配平。
2. 根据权利要求1所述的飞行仿真系统,其特征在于,所述飞行动力学单元包括空气动力学模块、发动机模块和运动方程模块;
所述空气动力学模块,用于对大气数据进行仿真,根据所述大气数据确定所述飞行器的气动力参数,所述气动力参数包括以下之一或其组合:阻力、侧力、升力、翻滚力矩、俯仰力矩和偏航力矩;
所述发动机模块,用于仿真发动机作用力参数,所述发动机作用力参数包括发动机提供的机体坐标下的发动机作用力和发动机力矩;
所述运动方程模块,用于仿真飞行器的自由度动力学全量方程,完成飞行器的六自由度刚体运动方程解算,并根据所述气动力参数和所述发动机作用力参数解算飞行器的飞行状态参数。
3. 根据权利要求2所述的飞行仿真系统,其特征在于,所述发动机模块仿真发动机作用力参数的步骤包括:
在发动机启动时,计算发动机的高压转子转速,根据所述高压转子转速计算低压转子转速,若判断所述低压转子转速达到预设点火阈值时点火激活发动机;
计算发动机的瞬时节流阀流量;
根据所述节流阀流量确定单个发动机的总推力、冲压阻力和净推力;
根据发动机的安装俯仰角、外倾角和安装位置以及所述总推力、所述冲压阻力和所述净推力,计算机体坐标下的发动机作用力和发动机力矩。
4. 根据权利要求2所述的飞行仿真系统,其特征在于,所述飞行动力学单元还包括起落架模块,所述起落架模块连接所述运动方程模块;
所述起落架模块,用于计算起落架提供的机体坐标下的起落架作用力和起落架力矩;将所述起落架作用力和所述起落架力矩发送至所述运动方程模块,以使所述运动方程模块根据所述起落架作用力、所述起落架力矩、所述气动力参数和所述发动机作用力参数解算飞行仿真器起飞阶段的飞行状态参数。
5. 根据权利要求4所述的飞行仿真系统,其特征在于,所述起落架模块计算起落架提供的机体坐标下的起落架作用力和起落架力矩的步骤包括:
计算机轮、支柱和减震阻尼装置在地面坐标系下的相互作用力,以及提供给所述飞行器的支持力;
根据机轮的速度、欧拉角和角速度,以及所述支持力确定机轮的摩擦力;
将所述摩擦力转换为机体坐标下的起落架作用力,并根据机轮相对飞行器的重心的位置确定起落架力矩。
6. 根据权利要求3所述的飞行仿真系统,其特征在于,所述飞行动力学单元还包括质量特性模块,所述质量特性模块用于模拟所述飞行器的燃油消耗质量变化,根据所述燃油消耗质量变化确定所述飞行器的质量、质心和转动惯量。
7. 根据权利要求1所述的飞行仿真系统,其特征在于,还包括导航传感单元、自动驾驶

单元和飞行控制单元；

所述导航传感单元用于模拟所述飞行器的定位信息，并根据所述飞行状态参数确定所述飞行器的姿态信息，将所述定位信息和所述姿态信息传递至所述自动驾驶单元；

所述自动驾驶单元，用于仿真所述飞行器的飞行自动控制系统，所述飞行自动控制系统用于根据所述姿态信息和所述定位信息生成自动驾驶数据；所述飞行自动控制系统包括阻尼器、增稳系统、控制增稳系统和自动飞行系统；

所述飞行控制单元，用于接收所述自动驾驶数据，以控制所述飞行器进行无人驾驶飞行；接收操作信号，通过控制律处理后得到舵面信息和杆信息，以实现所述飞行器的有人驾驶飞行。

8. 根据权利要求7所述的飞行仿真系统，其特征在于，所述导航传感单元包括惯性导航模块、全球定位模块和飞行系统计算模块；

所述惯性导航模块，用于确定导航坐标系，根据所述飞行状态参数确定所述飞行器在所述导航坐标系中的位置和速度；

所述全球定位模块，用于确定所述飞行器的在所述导航坐标系中的定位信息以及姿态信息；

所述飞行系统计算模块，用于将所述定位信息和所述姿态信息传递至所述自动驾驶单元。

9. 一种飞行仿真方法，其特征在于，包括：

对飞行器在飞行时受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真，并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下所述飞行器的飞行状态参数；

根据所述飞行状态参数对所述飞行器进行飞行配平。

10. 一种计算机可读存储介质，其上存储有计算机程序，其特征在于，该计算机程序被处理器执行时实现如权利要求9所述飞行仿真方法的步骤。

一种飞行仿真系统、方法及存储介质

技术领域

[0001] 本申请实施例涉及飞行仿真技术领域,特别涉及一种飞行仿真系统、方法及存储介质。

背景技术

[0002] 飞行器作为复杂的空中交通工具,对驾驶员的要求也复杂得多,操纵它也是一项十分复杂的工作。在飞行器上训练飞行员,不但耗资大,安全也难以保障。飞行仿真系统用于飞行训练与飞行研究,飞行仿真的发展和飞行器的发展同步,其具有安全、可靠、节省能源和经费,并不受气象、时间、地点限制等诸多方面的优越性。

[0003] 传统的飞行仿真通过仿真各种飞行环境,通过训练过程中采集操作参数,将操作参数与参考参数对比实现飞行训练测试,对飞行器本身的仿真仅限于操作系统仿真,因此仿真模型与飞行器的飞行实际飞行环境存在较大差别。

发明内容

[0004] 本发明实施方式的目的在于提供一种飞行仿真系统、方法及存储介质,解决了现有技术中对飞行器本身的仿真仅限于操作系统仿真,因此仿真模型与飞行器的飞行实际飞行环境存在较大差别的问题。

[0005] 为解决上述技术问题,第一方面,本发明的实施例提供了一种飞行仿真系统,包括飞行动力学单元和自动配平单元;

[0006] 所述飞行动力学单元,模拟飞行器受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真,并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下飞行器的飞行状态参数;

[0007] 所述自动配平单元,用于根据所述飞行状态参数对飞行器进行飞行配平。

[0008] 第二方面,本发明实施例提供了一种飞行仿真方法,包括:

[0009] 对飞行器在飞行时受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真,并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下所述飞行器的飞行状态参数;

[0010] 根据所述飞行状态参数对所述飞行器进行飞行配平。

[0011] 第三方面,本发明实施例提供了一种非暂态计算机可读存储介质,其上存储有计算机程序,该计算机程序被处理器执行时实现如本发明第二方面实施例所述飞行仿真方法的步骤。

[0012] 本发明实施方式相对于现有技术而言,通过仿真飞行器在飞行时收到的气动力和发动机作用力,以对飞行器在飞行过程中由于气动外形和速度的改变导致力矩的不平衡的情况进行仿真,并增加自动配平单元,对真实飞行过程中的配平系统进行仿真,通过自动配平单元对飞行器进行飞行配平,即对操作面(副翼、升降舵、方向舵)进行微调,消除不平衡力矩和稳态时的杆力,来达到稳定飞行器的姿态及航向的目的,能够更加真实还原飞行器的整个系统,以及对飞行器的飞行状态进行完整仿真,使得飞行仿真训练中飞行器的状态以及操作数据更贴合真实飞行场景。

[0013] 另外,所述飞行动力学单元包括空气动力学模块、发动机模块和运动方程模块;

[0014] 所述空气动力学模块,用于对大气数据进行仿真,根据所述大气数据确定所述飞行器的气动力参数,所述气动力参数包括以下之一或其组合:阻力、侧力、升力、翻滚力矩、俯仰力矩和偏航力矩;

[0015] 所述发动机模块,用于仿真发动机作用力参数,所述发动机作用力参数包括发动机提供的机体坐标下的发动机作用力和发动机力矩;

[0016] 所述运动方程模块,用于仿真飞行器的自由度动力学全量方程,完成飞行器的六自由度刚体运动方程解算,并根据所述气动力参数和所述发动机作用力参数解算飞行器的飞行状态参数。

[0017] 另外,所述发动机模块仿真发动机作用力参数的步骤包括:

[0018] 在发动机启动时,计算发动机的高压转子转速,根据所述高压转子转速计算低压转子转速,若判断所述低压转子转速达到预设点火阈值时点火激活发动机;

[0019] 计算发动机的瞬时节流阀流量;

[0020] 根据所述节流阀流量确定单个发动机的总推力、冲压阻力和净推力;

[0021] 根据发动机的安装俯仰角、外倾角和安装位置以及所述总推力、所述冲压阻力和所述净推力,计算机体坐标下的发动机作用力和发动机力矩。

[0022] 另外,所述飞行动力学单元还包括起落架模块,所述起落架模块连接所述运动方程模块;

[0023] 所述起落架模块,用于计算起落架提供的机体坐标下的起落架作用力和起落架力矩;将所述起落架作用力和所述起落架力矩发送至所述运动方程模块,以使所述运动方程模块根据所述起落架作用力、所述起落架力矩、所述气动力参数和所述发动机作用力参数解算飞行仿真器起飞阶段的飞行状态参数。

[0024] 另外,所述起落架模块计算起落架提供的机体坐标下的起落架作用力和起落架力矩的步骤包括:

[0025] 计算机轮、支柱和减震阻尼装置在地面坐标系下的相互作用力,以及提供给所述飞行器的支持力;

[0026] 根据机轮的速度、欧拉角和角速度,以及所述支持力确定机轮的摩擦力;

[0027] 将所述摩擦力转换为机体坐标下的起落架作用力,并根据机轮相对飞行器的重心的位置确定起落架力矩。

[0028] 另外,所述飞行动力学单元还包括质量特性模块,所述质量特性模块用于模拟所述飞行器的燃油消耗质量变化,根据所述燃油消耗质量变化确定所述飞行器的质量、质心和转动惯量。

[0029] 另外,还包括导航传感单元、自动驾驶单元和飞行控制单元;

[0030] 所述导航传感单元用于模拟所述飞行器的定位信息,并根据所述飞行状态参数确定所述飞行器的姿态信息,将所述定位信息和所述姿态信息传递至所述自动驾驶单元;

[0031] 所述自动驾驶单元,用于仿真所述飞行器的飞行自动控制系统,所述飞行自动控制系统用于根据所述姿态信息和所述定位信息生成自动驾驶数据;所述飞行自动控制系统包括阻尼器、增稳系统、控制增稳系统和自动飞行系统;

[0032] 所述飞行控制单元,用于接收所述自动驾驶数据,以控制所述飞行器进行无人驾

驶飞行；接收操作信号，通过控制律处理后得到舵面信息和杆信息，以实现所述飞行器的有人驾驶飞行。

[0033] 另外，所述导航传感单元包括惯性导航模块、全球定位模块和飞行系统计算模块；

[0034] 所述惯性导航模块，用于确定导航坐标系，根据所述飞行状态参数确定所述飞行器在所述导航坐标系中的位置和速度；

[0035] 所述全球定位模块，用于确定所述飞行器的在所述导航坐标系中的定位信息以及姿态信息；

[0036] 所述飞行系统计算模块，用于将所述定位信息和所述姿态信息传递至所述自动驾驶单元。

附图说明

[0037] 一个或多个实施例通过与之对应的附图中的图片进行示例性说明，这些示例性说明并不构成对实施例的限定，附图中具有相同参考数字标号的元件表示为类似的元件，除非有特别申明，附图中的图不构成比例限制。

[0038] 图1是根据本发明第一实施例的一种飞行仿真系统结构框图；

[0039] 图2是根据本发明第二实施例的一种飞行仿真系统结构框图；

[0040] 图3是根据本发明第三实施例的一种飞行仿真系统结构框图；

[0041] 图4是根据本发明第五实施例的一种服务器结构框图。

具体实施方式

[0042] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚，下面将结合附图对本发明的各实施方式进行详细的阐述。然而，本领域的普通技术人员可以理解，在本发明各实施方式中，为了使读者更好地理解本申请而提出了许多技术细节。但是，即使没有这些技术细节和基于以下各实施方式的种种变化和修改，也可以实现本申请所要求保护的技术方案。以下各个实施例的划分是为了描述方便，不应对本发明的具体实现方式构成任何限定，各个实施例在不矛盾的前提下可以相互结合相互引用。

[0043] 本申请实施例中的术语“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或者隐含指明所指示的技术特征的数量。由此，限定有“第一”、“第二”的特征可以明示或者隐含地包括至少一个该特征。本申请的描述中，术语“包括”和“具有”以及它们任何变形，意图在于覆盖不排他的包含。例如包含了一系列部件或单元的系统、产品或设备没有限定于已列出的部件或单元，而是可选地还包括没有列出的部件或单元，或可选地还包括对于这些产品或设备固有的其它部件或单元。本申请的描述中，“多个”的含义是至少两个，例如两个，三个等，除非另有明确具体的限定。

[0044] 现有的仿真模型通常是对固定环境下飞行状态进行仿真，并通过采集仿真训练过程中的操作数据，将操作数据与参考数据对比以实现训练测试，其并没有对完整的飞行系统进行仿真，飞行器本身的仿真仅限于操作系统仿真，因此仿真模型与飞行器的飞行实际飞行环境存在较大差别。

[0045] 因此，本发明实施例提供一种飞行仿真系统、方法及存储介质，通过仿真飞行器在飞行时收到的气动力和发动机作用力，以对飞行器在飞行过程中由于气动外形和速度的改

变导致力矩的不平衡的情况进行仿真,并增加自动配平单元,对真实飞行过程中的配平系统进行仿真,通过自动配平单元对飞行器进行飞行配平,即对操作面(副翼、升降舵、方向舵)进行微调,消除不平衡力矩和稳态时的杆力,来达到稳定飞行器的姿态及航向的目的,能够更加真实还原飞行器的整个系统,以及对飞行器的飞行状态进行完整仿真,使得飞行仿真训练中飞行器的状态以及操作数据更贴合真实飞行场景。以下将通过多个实施例进行展开说明和介绍。

[0046] 本发明的第一实施例涉及一种飞行仿真系统。如图1中所示,所述飞行仿真系统包括飞行动力学单元10和自动配平单元20;

[0047] 所述飞行动力学单元10,用于仿真飞行器,对飞行器在飞行时受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真,并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下所述飞行器的飞行状态参数;

[0048] 具体地,气动力是飞行器与空气相对运动时,作用在飞行器表面上的压力、切向力的合力。与飞行速度、飞行高度、飞行状态、飞行器几何外形和尺寸大小等因素有关。具体可分解为升力、阻力、侧力3个分力。

[0049] 本实施例中,通过对飞行器在飞行时受到的气动力进行仿真,将固定翼飞行器的空气动力学数学模型包含在内,形成了一个用于仿真计算模型模板,其中,机翼是飞行器产生升力的主要部件,当空气动力作用点偏离重心时,产生俯仰力矩、方向力矩和滚转力矩;通过输入参数经过计算后直接输出飞行器的阻力、侧力、升力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩和各项系数,以对飞行器的空气流动进行仿真,得到x、y、z方向的力和力矩。

[0050] 所述自动配平单元20,用于根据所述飞行状态参数对所述飞行器进行飞行配平。

[0051] 具体地,飞机在飞行过程中,由于气动外形和速度的改变,会导致力矩的不平衡,影响正常飞行,飞行配平的作用就在于消除不平衡力矩和稳态时的杆力,配平操纵系统可以让飞行员在不同载重、空速情况下操纵舵面,实现机翼升力和阻力的平衡,这样可以有效减少为调整或维持飞机姿态所需要的操纵力。本实施例中的自动配平单元20是一个软件包,可以批量运行飞机的配平和飞行仿真。

[0052] 自动配平单元20直接和利用Simulink建立的飞机飞行动力学单元一起使用。为加快仿真速度,也可以自动生成的二进制文件使用。自动配平单元20也有一个单独的图形界面,可以方便的进行配平,输入,参数估计和批处理文件的设置。自动配平单元20默认的进行一些基本的配平,例如飞机的径向和侧向配平;并且自动计算一些参考速度。

[0053] 自动配平摸摸西还可以自动的批量进行参数估计,用于飞行动力学分析。参数估计的方法既适用于静态配平,也可用于动态的操纵飞行。主要功能如下:

[0054] 1. 自动配平构型

[0055] 自动配平构型功能通过调整飞行动力学单元10的输入,状态和输出,可以使飞机包线内的任意点达到平衡。在配平编辑器界面中,可以建立配平文件。配平文件包含重量,速度,姿态,襟翼放下等飞机构型信息。自动配平系统会自动计算对应此配平文件的配平状态,其配平算法快速,灵活,稳定。使得飞机模型不需要运行,也能够达到各种稳定状态。从而为飞机动力学的小扰动分析提供了初始状态。

[0056] 2. 参数匹配

[0057] 通过调整模型的参数,以求更好的模型置信度。在自动配平单元20的参数编辑界

面中选择模型的输入,输出和各种参数,自动配平单元20会自动调整飞行动力学单元10的参数使得飞行动力学单元10输出与飞机的飞行实测值实现最小方差匹配。这样得到的飞行动力学单元10就是最接近实际飞机的模型。

[0058] 3. 批量进行配平与参数匹配

[0059] 自动配平单元20的能力更体现于对多个点的配平与参数匹配的批量进行。在批量配平界面中,可以建立按照时间顺序排列的配平条件,包括不同的机身重量,飞行速度,舵面偏角等。自动配平单元20可以进行多个状态的配平,以及配平后的仿真运行。配平后的结果可以存入数据库中,供后续的仿真试验调用。参数匹配也可以批量进行。每一次参数匹配都要包括一个参数匹配设置文件,配平文件和飞行实测数据文件。自动配平单元20会根据这些文件将一组参数匹配自动批量进行。

[0060] 自动配平单元20的图形用户界面上可以方便的进行飞机实时模型的配平,操纵输入,状态计算和批量配平计算。

[0061] 本发明的第二实施例涉及一种飞行仿真系统。第二实施例为第一实施例的一种细化。在本发明第二实施例中,所述飞行动力学单元10包括空气动力学模块101、起落架模块103、发动机模块102、质量特性模块104和运动方程模块105。如图2中所示,所述飞行仿真系统包括飞行动力学单元10和自动配平单元20;

[0062] 所述飞行动力学单元10,用于建立飞行器,对飞行器在飞行时受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真,并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下所述飞行器的飞行状态参数;

[0063] 具体地,所述飞行动力学单元10包括空气动力学模块101、起落架模块103、发动机模块102、质量特性模块104和运动方程模块105;

[0064] 所述空气动力学模块101,用于对大气数据进行仿真,根据所述大气数据确定所述飞行器的气动力参数,所述气动力参数包括阻力、侧力、升力、翻滚力矩、俯仰力矩和偏航力矩;其中,通过提供绝对温度、压力、密度、声速和高度参考,可以计算空速等大气数据,计算过程考虑了攻角、侧滑角、动态压力、温度、高度和风力等因素。

[0065] 气动力是飞行器与空气相对运动时,作用在飞行器表面上的压力、切向力的合力。与飞行速度、飞行高度、飞行状态、飞行器几何外形和尺寸大小等因素有关。具体可分解为升力、阻力、侧力3个分力。本实施例中,通过对飞行器在飞行时受到的气动力进行仿真,将固定翼飞行器的空气动力学数学模型包含在内,形成了一个用于仿真计算模型模板,其中,机翼是飞行器产生升力的主要部件,当空气动力作用点偏离重心时,产生俯仰力矩、方向力矩和滚转力矩;通过输入参数经过计算后直接输出飞行器的阻力、侧力、升力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩和各项系数,以对飞行器的空气流动进行仿真,得到x、y、z方向的力和力矩。

[0066] 所述发动机模块102,用于对所述飞行器的发动机进行仿真,确定所述飞行器受到的发动机作用力参数,所述发动机作用力参数包括发动机提供的机体坐标下的发动机作用力和发动机力矩;其步骤包括:

[0067] 在所述飞行器启动时,计算发动机的高压转子转速,根据所述高压转子转速计算低压转子转速,若判断所述低压转子转速达到预设点火阈值时点火激活发动机;

[0068] 计算发动机的瞬时节流阀流量;

[0069] 根据所述节流阀流量确定单个发动机的总推力、冲压阻力和净推力；

[0070] 根据发动机的安装俯仰角、外倾角和安装位置以及所述总推力、所述冲压阻力和所述净推力，计算机体坐标下X、Y、Z方向的发动机作用力和发动机力矩。

[0071] 所述起落架模块103，用于计算起落架提供的机体坐标下的起落架作用力和起落架力矩；将所述起落架作用力和所述起落架力矩发送至所述运动方程模块105，以使所述运动方程模块105根据所述起落架作用力、所述起落架力矩、所述气动力参数和所述发动机作用力参数解算飞行仿真器起飞阶段的飞行状态参数。其步骤包括：

[0072] 计算机轮、支柱和减震阻尼装置在地面坐标系下的相互作用力，以及提供给所述飞行器的支持力；

[0073] 根据机轮的速度、欧拉角和角速度，以及所述支持力确定机轮的摩擦力；

[0074] 将所述摩擦力转换为机体坐标下的起落架作用力，并根据机轮相对飞行器的重心的位置确定起落架力矩。

[0075] 本实施例中的，飞行动力学单元10能够完整的模仿飞行过程，可对飞机多系统进行模拟，从而完成飞机起飞、爬升、巡航、机动、降落和滑跑等各阶段的实时仿真。

[0076] 质量特性模块104，模拟了飞机质量、质心和转动惯量的变化对飞机性能和操纵特性的影响。飞机的重量由总重减去总油耗计算出。根据飞机燃油消耗，模拟飞机重量重心和转动惯量变化。质量特性模型模拟了燃油消耗质量变化，以及燃油不平衡引起的飞机重心和转动惯量变化。飞行器的重量、重心、转动惯量统称为质量特性。质量特性影响飞机的载荷、性能、操纵、颤振等多个领域的工作，由于耗油量对飞机质量的影响非常大，燃油在整个飞机的重量占有比较大的比例，以B737-400为例：其空重是33吨，燃油18.5吨，载客150人（约10.5吨），总共约62吨。燃油占总重量的近三分之一。它可连续飞行4000公里，续航时间约5小时，平均每小时就要耗油3吨多，约相当于总重量的1/20。可见飞机飞行中耗油量对飞机质量的影响是很大的。因此，本实施例中，也重点模拟了燃油消耗对飞机性能和操纵特性的影响。

[0077] 所述运动方程模块105，用于模拟飞行器六自由度动力学全量方程，完成飞行器的六自由度刚体运动方程解算，并根据所述气动力参数和所述发动机作用力参数，包括气动力和力矩（阻力、侧力、升力、翻滚力矩、俯仰力矩和偏航力矩）、地面反作用力和力矩、发动机作用力和发动机力矩时飞机运动响应，最终解算所述飞行器的飞行状态参数。

[0078] 所述自动配平单元20，用于根据所述飞行状态参数对所述飞行器进行飞行配平。

[0079] 具体地，飞机在飞行过程中，由于气动外形和速度的改变，会导致力矩的不平衡，影响正常飞行，飞行配平的作用就在于消除不平衡力矩和稳态时的杆力，配平操纵系统可以让飞行员在不同载重、空速情况下操纵舵面，实现机翼升力和阻力的平衡，这样可以有效减少为调整或维持飞机姿态所需要的操纵力。本实施例中的自动配平单元20是一个软件包，可以批量运行飞机的配平和飞行仿真。

[0080] 自动配平单元20直接和利用Simulink建立的飞机飞行动力学单元10一起使用。为加快仿真速度，也可以自动生成的二进制文件使用。自动配平单元20也有一个单独的图形界面，可以方便的进行配平，输入，参数估计和批处理文件的设置。自动配平单元20默认的进行一些基本的配平，例如飞机的径向和侧向配平；并且自动计算一些参考速度。

[0081] 自动配平摸摸西还可以自动的批量进行参数估计，用于飞行动力学分析。参数估

计的方法既适用于静态配平,也可用于动态的操纵飞行。主要功能如下:

[0082] 1. 自动配平构型

[0083] 自动配平构型功能通过调整飞行动力学单元10的输入,状态和输出,可以使飞机包线内的任意点达到平衡。在配平编辑器界面中,可以建立配平文件。配平文件包含重量,速度,姿态,襟翼放下等飞机构型信息。自动配平系统会自动计算对应此配平文件的配平状态,其配平算法快速,灵活,稳定。使得飞机模型不需要运行,也能够达到各种稳定状态。从而为飞机动力学的小扰动分析提供了初始状态。

[0084] 2. 参数匹配

[0085] 通过调整模型的参数,以求更好的模型置信度。在自动配平单元20的参数编辑界面中选择模型的输入,输出和各种参数,自动配平单元20会自动调整飞行动力学单元10的参数使得飞行动力学单元10输出与飞机的飞行实测值实现最小方差匹配。这样得到的飞行动力学单元10就是最接近实际飞机的模型。

[0086] 3. 批量进行配平与参数匹配

[0087] 自动配平单元20的能力更体现于对多个点的配平与参数匹配的批量进行。在批量配平界面中,可以建立按照时间顺序排列的配平条件,包括不同的机身重量,飞行速度,舵面偏角等。自动配平单元20可以进行多个状态的配平,以及配平后的仿真运行。配平后的结果可以存入数据库中,供后续的仿真试验调用。参数匹配也可以批量进行。每一次参数匹配都要包括一个参数匹配设置文件,配平文件和飞行实测数据文件。自动配平单元20会根据这些文件将一组参数匹配自动批量进行。

[0088] 自动配平单元20的图形用户界面上可以方便的进行飞机实时模型的配平,操纵输入,状态计算和批量配平计算。

[0089] 本发明的第三实施例涉及一种飞行仿真系统。第三实施例为第二实施例的一种细化。在本发明第三实施例中,如图3中所示,还包括导航传感单元30、自动驾驶单元40和飞行控制单元50,所述飞行仿真系统包括飞行动力学单元10、自动配平单元20、导航传感单元30、自动驾驶单元40和飞行控制单元50;

[0090] 所述飞行动力学单元10,用于建立飞行器,对飞行器在飞行时受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真,并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下所述飞行器的飞行状态参数;

[0091] 具体地,气动力是飞行器与空气相对运动时,作用在飞行器表面上的压力、切向力的合力。与飞行速度、飞行高度、飞行状态、飞行器几何外形和尺寸大小等因素有关。具体可分解为升力、阻力、侧力3个分力。

[0092] 本实施例中,通过对飞行器在飞行时受到的气动力进行仿真,将固定翼飞行器的空气动力学数学模型包含在内,形成了一个用于仿真计算模型模板,其中,机翼是飞行器产生升力的主要部件,当空气动力作用点偏离重心时,产生俯仰力矩、方向力矩和滚转力矩;通过输入参数经过计算后直接输出飞行器的阻力、侧力、升力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩和各项系数,以对飞行器的空气流动进行仿真,得到x、y、z方向的力和力矩。

[0093] 所述导航传感单元30用于模拟所述飞行器的定位信息,并根据所述飞行状态参数确定所述飞行器的姿态信息,将所述定位信息和所述姿态信息传递至所述自动驾驶单元40;导航传感单元30包括惯性导航模块301、全球定位模块302和飞行系统计算模块303;

[0094] 所述惯性导航模块301,用于确定导航坐标系,根据所述飞行状态参数确定所述飞行器在所述导航坐标系(全球定位系统)中的位置和速度;

[0095] 所述全球定位模块302,用于模拟全球定位系统,确定所述飞行器的在所述全球定位系统中的定位信息以及姿态信息;

[0096] 所述飞行系统计算模块303,用于将所述定位信息和所述姿态信息传递至所述自动驾驶单元40。

[0097] 所述自动驾驶单元40,包括稳定回路和控制(制导)回路,用于仿真所述飞行器的飞行自动控制系统,所述飞行自动控制系统用于根据所述姿态信息和所述定位信息生成自动驾驶数据;所述飞行自动控制系统包括阻尼器、增稳系统、控制增稳系统和自动飞行系统;

[0098] 所述飞行控制单元50,用于接收所述自动驾驶数据,以控制所述飞行器进行无人驾驶飞行;接收操作信号,通过控制律处理后得到舵面信息和杆信息,以实现所述飞行器的有人驾驶飞行。

[0099] 所述自动配平单元20,用于根据所述飞行状态参数对所述飞行器进行飞行配平。

[0100] 具体地,飞机在飞行过程中,由于气动外形和速度的改变,会导致力矩的不平衡,影响正常飞行,飞行配平的作用就在于消除不平衡力矩和稳态时的杆力,配平操纵系统可以让飞行员在不同载重、空速情况下操纵舵面,实现机翼升力和阻力的平衡,这样可以有效减少为调整或维持飞机姿态所需要的操纵力。本实施例中的自动配平单元20是一个软件包,可以批量运行飞机的配平和飞行仿真。

[0101] 自动配平单元20直接和利用Simulink建立的飞机飞行动力学单元10一起使用。为加快仿真速度,也可以自动生成的二进制文件使用。自动配平单元20也有一个单独的图形界面,可以方便的进行配平,输入,参数估计和批处理文件的设置。自动配平单元20默认的进行一些基本的配平,例如飞机的径向和侧向配平;并且自动计算一些参考速度。

[0102] 自动配平摸摸西还可以自动的批量进行参数估计,用于飞行动力学分析。参数估计的方法既适用于静态配平,也可用于动态的操纵飞行。

[0103] 上面各种方法的步骤划分,只是为了描述清楚,实现时可以合并为一个步骤或者对某些步骤进行拆分,分解为多个步骤,只要包括相同的逻辑关系,都在本专利的保护范围内;对算法中或者流程中添加无关紧要的修改或者引入无关紧要的设计,但不改变其算法和流程的核心设计都在该专利的保护范围内。

[0104] 本发明第四实施例涉及一种飞行仿真方法,通过本实施例的方法可以建立如上述各实施例中所述的飞行仿真系统,该方法包括:

[0105] 建立飞行器,对飞行器在飞行时受到的气动力参数和发动机作用力参数进行仿真,并解算在所述气动力参数和所述发动机作用力参数下所述飞行器的飞行状态参数;

[0106] 根据所述飞行状态参数对所述飞行器进行飞行配平。

[0107] 本发明第五实施例涉及一种服务器,如图4所示,包括处理器(processor)810、通信接口(Communications Interface)820、存储器(memory)830和通信总线840,其中,处理器810,通信接口820,存储器830通过通信总线840完成相互间的通信。处理器810可以调用存储器830中的逻辑指令,以执行如上述各实施例所述飞行仿真方法的步骤。

[0108] 其中,存储器和处理器采用通信总线方式连接,通信总线可以包括任意数量的互

联的总线和桥,通信总线将一个或多个处理器和存储器的各种电路连接在一起。总线还可以将诸如外围设备、稳压器和功率管理电路等之类的各种其他电路连接在一起,这些都是本领域所公知的,因此,本文不再对其进行进一步描述。总线接口在通信总线和收发机之间提供接口。收发机可以是一个元件,也可以是多个元件,比如多个接收器和发送器,提供用于在传输介质上与各种其他装置通信的单元。经处理器处理的数据通过天线在无线介质上进行传输,进一步,天线还接收数据并将数据传送给处理器。

[0109] 处理器负责管理总线和通常的处理,还可以提供各种功能,包括定时,外围接口,电压调节、电源管理以及其他控制功能。而存储器可以被用于存储处理器在执行操作时所使用的数据。

[0110] 本发明第六实施例涉及一种计算机可读存储介质,存储有计算机程序。计算机程序被处理器执行时实现如上述各实施例所述飞行仿真方法的步骤。

[0111] 即,本领域技术人员可以理解,实现上述实施例方法中的全部或部分步骤是可以通程序来指令相关的硬件来完成,该程序存储在一个存储介质中,包括若干指令用以使得一个设备(可以是单片机,芯片等)或处理器(processor)执行本申请各个实施例所述方法的全部或部分步骤。而前述的存储介质包括:U盘、移动硬盘、只读存储器(ROM,Read-Only Memory)、随机存取存储器(RAM,Random Access Memory)、磁碟或者光盘等各种可以存储程序代码的介质。

[0112] 本领域的普通技术人员可以理解,上述各实施方式是实现本发明的具体实施例,而在实际应用中,可以在形式上和细节上对其作各种改变,而不偏离本发明的精神和范围。

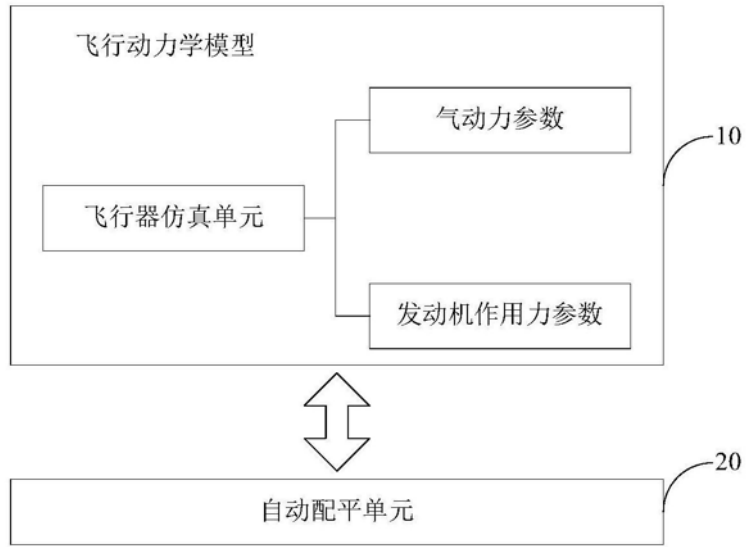


图1

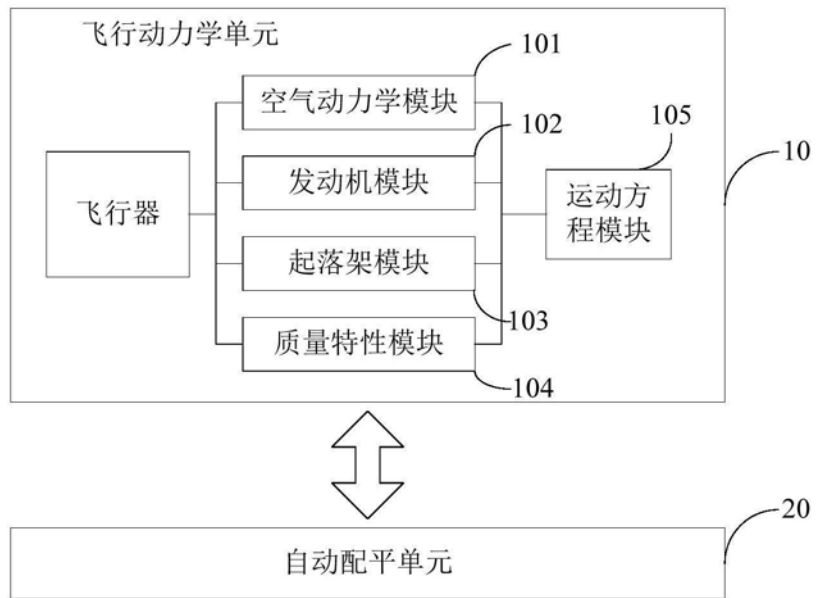


图2

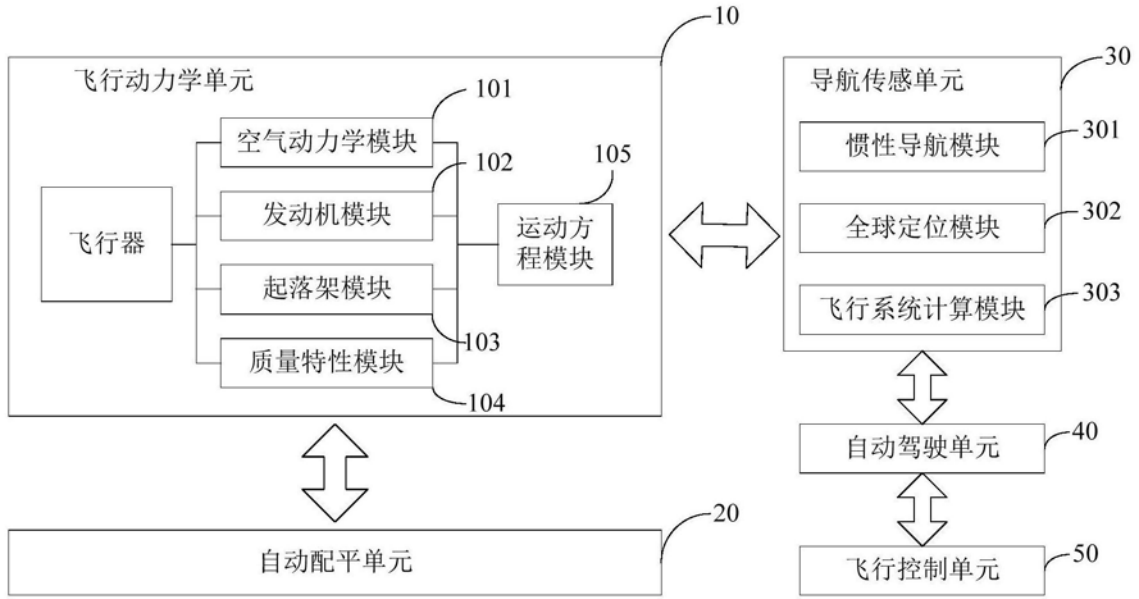


图3

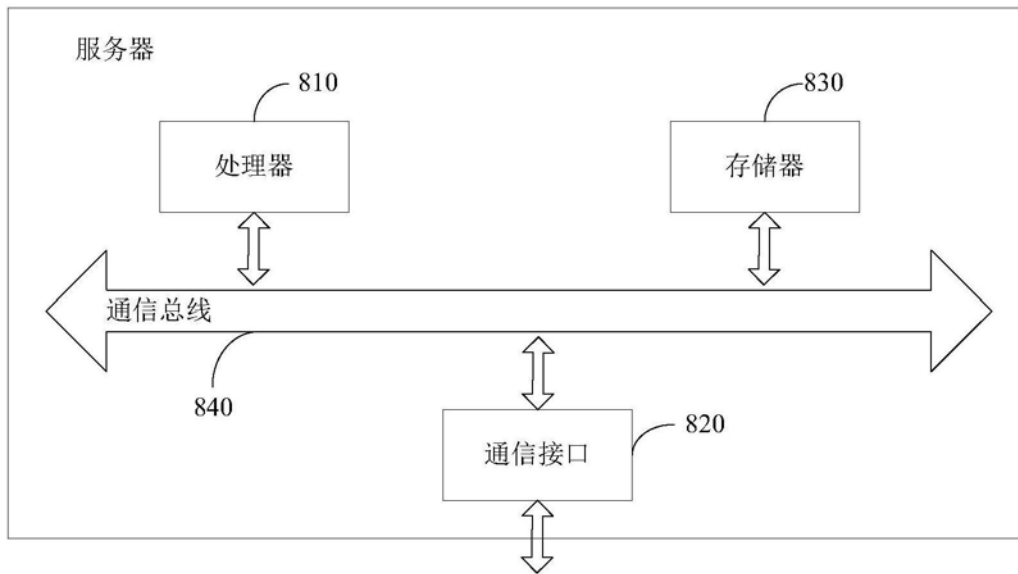


图4